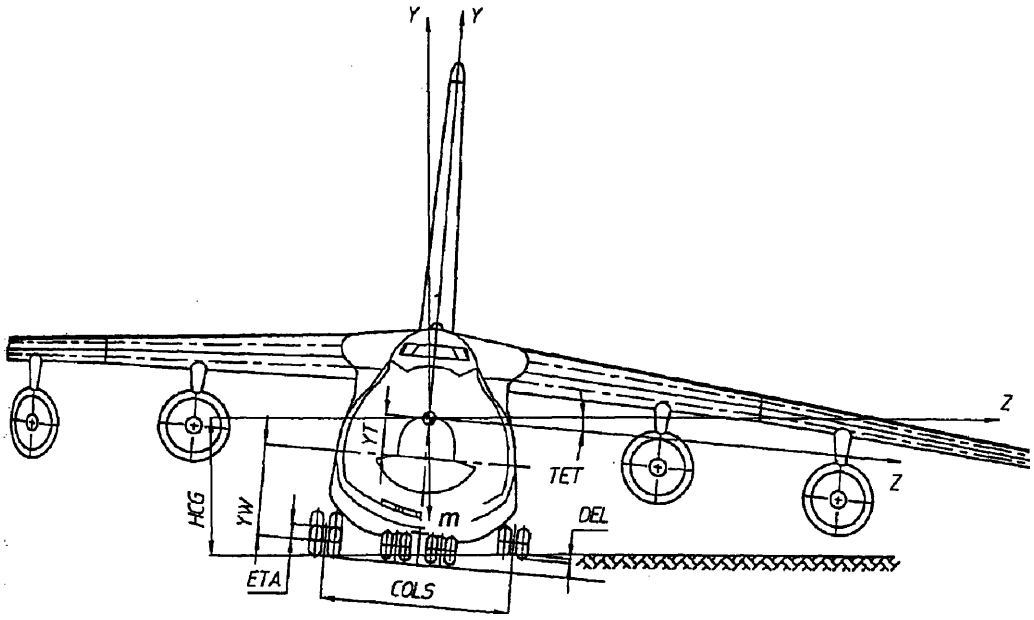
МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
Інститут інноваційних технологій і змісту освіти
Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут»

В. І. Рябков, Л. В. Капітанова, В. А. Тіт

ПРОЄКТУВАННЯ ШАСІ ЛІТАКІВ

Підручник

Видання друге, перевірене і доповнене



Харків «ХАІ» 2023

УДК 629.735.33.027.01(075.8)
Р98

Рецензенти:
д-р техн. наук, проф. С. А. Бичков;
д-р техн. наук, проф. В. П. Бочаров;
д-р техн. наук, проф. І. В. Малков

Рябков, В. І.

Р98 Проєктування шасі літаків [Текст] : підручник / В. І. Рябков, Л. В. Капітанова, В. А. Тіт. – Харків : Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «Харків. авіац. ін-т», 2023. – 360 с.

ISBN 978-966-662-946-6

Викладено загальні й окремі принципи будови й проєктування шасі літаків: методи компонування шасі на літаку; вплив умов базування на основні параметри шасі; методику розрахунку й вибору конструктивно-силових схем. Із урахуванням сучасних вимог визначено вибір опорних елементів (коліс і лиж), а також гальмівних пристроїв. Класифіковано кінематичні схеми прибирання-випускання шасі й наведено підходи до визначення їх параметрів. Описано амортизаційні системи шасі й методики визначення їх основних параметрів, наведено повні характеристики високоміцних сталей, титанових сплавів та антифрикційних покриттів, які забезпечують необхідну вагову ефективність і заданий ресурс стояків шасі. Розглянуто питання, пов'язані з керуванням літаком у його наземних режимах переміщення з допомогою передньої опори шасі.

Для студентів, що навчаються за спеціальностями 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка», 272 «Авіаційний транспорт», під час виконання курсових, кваліфікаційних робіт магістрів і бакалаврів.

Іл. 178. Табл. 64. Бібліогр.: 103 назви

УДК 629.735.33.027.01(075.8)

© Рябков В. І., Капітанова Л. В.,
Тіт В. А., 2023
© Національний аерокосмічний
університет ім. М. Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут», 2023

ISBN ISBN 978-966-662-946-6

ЗМІСТ

	ПОЗНАЧЕННЯ ТА СКОРОЧЕННЯ.....	9
	ВСТУП .....…	11
Розділ 1.	ЗЛІТНО-ПОСАДКОВІ ПРИСТРОЇ ЛІТАКІВ, ЇХ ПРИЗНАЧЕННЯ Й ОСНОВНІ ПАРАМЕТРИ ……	12
1.1.	Вимоги до злітно-посадкових пристроїв……...	12
1.2.	Розташування опор шасі на літаку ……	13
	1.2.1. Трьохопорне шасі з хвостовою опорою..…...	13
	1.2.2. Трьохопорне шасі з носовим стояком ……..	17
	1.2.3. Велосипедне шасі з підкрильними опорами та багатоопорне шасі ……	19
1.3.	Основні компонувальні параметри шасі……...	20
	1.3.1. Розташування основних опор ……..	21
	1.3.2. База шасі …….....	23
	1.3.3. Висота шасі ……...	24
	1.3.4. Колія шасі ……..	25
	1.3.5. Стоянковий і посадковий кути ……..	28
1.4.	Формування компонувальних параметрів шасі на етапі розроблення його концепції……...	29
	Запитання для самоперевірки…….	34
Розділ 2.	ВПЛИВ УМОВ БАЗУВАННЯ ЛІТАКА НА ПАРАМЕТРИ ЙОГО ШАСІ …….	35
2.1.	Прохідність літака з колісним шасі по ґрунтовій поверхні…….	36
	2.1.1. Визначення глибини колії й коефіцієнта опору ґрунту котінню коліс……..	38
2.2.	Прохідність літака з лижним шасі по снігу……	40
	2.2.1. Деформаційні характеристики снігового покриву…….	41
	2.2.2. Розрахункові параметри міцності снігового покриву	42
	2.2.3. Фрикційні властивості снігу ……...	43
	2.2.4. Методика розрахунку прохідності по снігу літака з лижним шасі …….....	45
2.3.	Прохідність літаків по ЗПС зі штучним покриттям..	50
2.4.	Розрахункове оцінювання прохідності важких транспортних літаків із багатоопорним шасі……	52
	Запитання для самоперевірки…….	57

Розділ 3. НАВАНТАЖЕННЯ, ЩО ДІЮТЬ НА ШАСІ. КОНСТРУКТИВНО-СИЛОВІ СХЕМИ ШАСІ …….. 58
3.1. Діючі навантаження й нормативні розрахункові випадки ……. 58
3.1.1. Навантаження, що діють одночасно на всі стояки шасі …….. 58
3.1.2. Розрахункові випадки для основних стояків шасі 66
3.1.3. Розрахункові випадки навантаження носового стояка …….. 68
3.1.4. Навантаження стояка шасі з опорним елементом у вигляді візка ……..... 70
3.2. Конструктивні схеми стояків шасі за способом сприйняття діючих навантажень ……..….. 71
3.3. Типи стояків шасі за формою розташування на них опорних елементів ……..... 75
3.4. Особливості конструктивного виконання передніх опор шасі …….. 84
3.5. Навантаження окремих конструктивних елементів стояків шасі …….. 90
Запитання для самоперевірки……. 97
Розділ 4. ПРИБИРАННЯ Й ВИПУСКАННЯ ШАСІ ……. 99
4.1. Вимоги до систем прибирання й випускання шасі. 99
4.2. Схеми розташування й прибирання-випускання опор літака…… 102
4.2.1. Прибирання стояків основних опор шасі в крило за його розмахом…… 103
4.2.2. Прибирання основних опор шасі по хорді крила. 105
4.2.3. Прибирання основних опор шасі у фюзеляж літака ……. 107
4.2.4. Особливості прибирання носових стояків шасі. 109
4.3. Кінематичні схеми прибирання й випускання шасі. 110
4.3.1. Моделі проєктувальних розрахунків у кінематичних схемах шасі ……..... 114
4.3.2. Визначення зусиль і моментів у кінематичних елементах під час прибирання шасі….. 116
4.4. Системи випускання-прибирання та їх реалізація на прикладі шасі літака Ан-72……..... 120
4.4.1. Випускання й прибирання шасі літака Ан-72… 121
4.4.2. Конструктивне виконання циліндрів випускання-прибирання і замків фіксації стояків шасі в крайніх положеннях ……..... 127
Запитання для самоперевірки……. 131

Розділ 5. ОПОРНІ ЕЛЕМЕНТИ В СТОЯКАХ ШАСІ ЛІТАКІВ... 132
5.1. Вимоги до опорних елементів..... 132
5.2. Підбирання коліс до стояків шасі ……... 136
5.2.1. Робота, що сприймається колесом як опорним елементом стояка ……..… 138
5.2.2. Барабани авіаційних коліс …… 140
5.2.3. Шини авіаційних коліс …… 142
5.2.4. Гальмівні пристрої в авіаційних колесах …... 155
5.3. Гальмування літака на пробігу за допомогою опорних елементів ……..... 162
5.3.1. Моделювання процесу гальмування …….. 162
5.3.2.Вплив стану ЗПС на величину коефіцієнта тертя. 165
5.3.3. Будова систем гальмування серійних літаків та їх ефективність……..... 167
5.4. Лижі як опорний елемент шасі літаків…….. 180
Запитання для самоперевірки……. 183
Розділ 6. АМОРТИЗАЦІЙНІ СИСТЕМИ ШАСІ ЛІТАКІВ …..… 185
6.1. Основні вимоги до амортизаційних систем шасі літаків 186
6.2. Потрібна енергоємність амортизаційної системи шасі 187
6.2.1. Робота амортизаційної системи стояків основного шасі під час посадки літака……... 188
6.2.2. Робота амортизаційної системи носового стояка під час посадки ……..... 191
6.2.3. Розподіл посадкової енергії між агрегатами амортизаційної системи ……..… 193
6.3. Види амортизаторів і схеми їх роботи……..... 197
6.4. Діаграма роботи газорідинного амортизатора..... 202
6.5. Конструктивне виконання газорідинних амортизаторів. 207
6.5.1. Плунжерні амортизатори……... 207
6.5.2. Плунжерно-поршневі амортизатори……... 217
6.5.3. Багаторежимні амортизатори……... 218
6.6. Проєктувальний розрахунок амортизаційної системи шасі ……..... 223
6.6.1. Розрахункові моделі визначення параметрів амортизатора.....……. 223
6.6.2. Побудова діаграми роботи під час проєктування газорідинного амортизатора……..... 227
6.6.3. Формування конструктивних розмірів амортизатора…….. 233
6.7. Реалізація проєктувальних розрахунків для амортизаційних систем шасі серійних літаків…..... 239
6.8. Специфічні особливості амортизаторів шасі літаків у режимі короткого зльоту й посадки……... 243
Запитання для самоперевірки……. 248

Розділ 7. МАСОВА ДОСКОНАЛІСТЬ І ВИБІР КОНСТРУКЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ ДЛЯ СТОЯКІВ ШАСІ..... 250
7.1. Вплив злітної маси літака, аеродромного покриття й необхідного ресурсу на масу шасі 250
7.2. Методика оцінювання рівня масової досконалості стояків шасі за аналогами…… 253
7.3. Оцінювання досконалості стояків шасі за коефіцієнтом масової ефективності..... 255
7.4. Приклад визначення рівня масової досконалості стояків основних опор шасі літаків Ил-86 і Ан-124... 256
7.5. Використання високоміцних сталей і титанових сплавів у силових елементах стояків – шлях забезпечення масової досконалості шасі……. 260
7.6. Методи зниження маси коліс транспортних літаків 268
7.7. Антифрикційні покриття конструкційних матеріалів у рухомих зчленуваннях стояків шасі..... 271
7.7.1. Покриття поверхонь тертя у вузлах, виготовлених із хромансилевих сталей..... 274
7.7.2. Гранична несна здатність рухомих вузлів із метало- й органокомпозиційними покриттями поверхонь тертя..... 280
7.7.3. Узагальнені показники несної здатності рухомих зчленувань, виконаних зі сталей і підданих хромуванню..... 282
7.7.4. Ефективність антифрикційних покриттів деталей, виконаних із титанових сплавів і нержавіючих сталей..... 284
Запитання для самоперевірки…… 289
Розділ 8. ВЛАСТИВОСТІ РІДИН, ЩО ВИКОРИСТОВУЮТЬСЯ В ГІДРОАГРЕГАТАХ ШАСІ ЛІТАКА..... 291
8.1. Технічні параметри робочих рідин гідроагрегатів шасі й вимоги до них..... 292
8.2. Основні властивості робочих рідин..... 295
8.2.1. Властивості мастила АМГ-10..... 295
8.2.2. Робоча рідина 7-50С-3……..... 298
8.2.3. Робоча рідина Гідронікойл FH-15..... 301
8.2.4. Робоча рідина Гідронікойл FH-51..... 303
8.3. Основні вогнестійкі робочі рідини..... 306
8.3.1. Робоча рідина Гідронікойл FH-2 (MIL-H-83282)..... 306
8.3.2. Робоча рідина Гідронікойл FH-42 (MIL-H-87257)……..……... 307

8.4. Робочі рідини на основі ефірів фосфорної кислоти. 310
8.4.1. Робочі рідини Skydrol LD-4 і Skydrol 500B-4.. 310
8.4.2. Робочі рідини Skudrol-5 і HyJet IV-A^{plus}…..... 312
8.4.3. Робоча рідина НГЖ-5В ……..…. 313
8.5. Робочі рідини для амортизаторів шасі.....…….. 315
Запитання для самоперевірки……. 316
Розділ 9. СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ ПЕРЕДНЬОЮ ОПОРОЮ ШАСІ В НАЗЕМНИХ РЕЖИМАХ ПЕРЕМІЩЕННЯ ЛІТАКА……..... 317
9.1. Дистанційні системи керування поворотом коліс .. 318
9.2. Визначення потрібного моменту бустера для керування носовим стояком шасі..……..…… 319
9.3. Реалізація системи дистанційного керування поворотом передньої опори шасі літака ……....… 323
9.4. Методика коригування стійкості літака під час його керованого руху по ЗПС …… 326
Запитання для самоперевірки……. 330
Розділ 10. ВИЗНАЧЕННЯ ВПЛИВУ ДОДАТКОВИХ ЕНЕРГЕТИЧНИХ КАМЕР В АМОРТИЗАЦІЙНИХ СИСТЕМАХ ШАСІ НА ПОЗДОВЖНІЙ РУХ ПО ЗПС ТА ХАРАКТЕРИСТИКУ «ВАНТАЖ – ДАЛЬНІСТЬ» ЛІТАКА…….. 331
10.1. Компонування ДЕК в амортизаційних системах шасі 331
10.2. Моделювання впливу ДЕК на перехідні процеси в амортизаційних системах шасі …….. 333
10.2.1.Вплив ДЕК на процеси руху під час зльоту літака……. 335
10.2.2. Вплив параметрів ДЕК на безвідривність руху літака по ЗПС під час посадки…… 339
10.3. Обмеження за перевантаженням і масою, обумовлені використанням ДЕК…….…….. 344
10.4. Оцінювання впливу параметрів ДЕК на характеристику «вантаж – дальність» (на прикладі регіонального літака)……. 346
Запитання для самоперевірки……..... 350
БІБЛІОГРАФІЧНИЙ СПИСОК……... 351

ПОЗНАЧЕННЯ ТА СКОРОЧЕННЯ

m – маса літака, кг

S – площа крила, $м^2$

l – розмах крила, м

L – довжина літака, м

$L_{г.о}$ – відстань від центра мас літака до центра тиску горизонтального оперення, м

$L_{в.о}$ – відстань від центра мас літака до центра тиску вертикального оперення, м

$B_{САХ}$ – середня аеродинамічна хорда крила, м

b – поздовжня база шасі (відстань по горизонталі між осями носового й головних коліс), м

B – колія шасі, м

a – відстань по горизонталі від точки зіткнення носового колеса з землею до проєкції на землю центра мас літака, м

e – відстань по горизонталі від точки зіткнення головного колеса з землею до проєкції на землю центра мас літака, м

h – висота центра мас літака над землею, м

$h_м$ – висота лінії тяги двигунів над землею, м

$m_{ред}$ – редукована маса літака, кг

I_z – момент інерції літака відносно поперечної осі, $кг·м^2$

i_z – радіус інерції літака відносно поперечної осі, м

φ – кут між прямою, що з'єднує колеса основних опор з хвостовою віссю фюзеляжу, і горизонталлю (літак розглядається в положенні на трьох опорах)

φ_1 – кут між будівельною горизонталлю фюзеляжу й поверхнею землі (літак розглядається в положенні на трьох опорах)

β_1 – кут між вертикаллю й прямою, що з'єднує центр мас літака з віссю носового колеса (на вигляді збоку)

β_2 – кут між вертикаллю й прямою, що з'єднує центр мас літака з віссю головного колеса (на вигляді збоку)

γ – кут між вертикаллю й прямою, що з'єднує центр мас літака з точкою зіткнення головного колеса з землею (на вигляді спереду)

α_1 – кут нахилу носового стояка до вертикалі

α_2 – кут нахилу основного стояка до вертикалі

θ – кут повороту носового колеса відносно стояка (осі

орієнтування)

t – геометричне винесення носового колеса (або плече стійкості) – відстань від точки зіткнення носового колеса з землею до продовження осі стояка, м

j – ексцентриситет вилки носового колеса – відстань від осі колеса до продовження осі стояка, м

$V_{пос}$ – посадкова швидкість літака, м/с

V_y – вертикальна компонента посадкової швидкості, м/с

$L_{проб}$ – довжина післяпосадкового пробігу, м

$f_{зв}$ – зведений коефіцієнт тертя

N_x – лобове навантаження на колесо, Н

N_y – вертикальне навантаження на колесо, Н

N_z – бокове навантаження на колесо, Н

A – робота, що поглинається амортизаційною системою передньої ноги, Н·м

$A_т$ – енергія, що розсіюється гальмівною системою шасі з носовим колесом під час розбігу, Н·м

$M_д$ – момент демпфера для запобігання шимі, Н·м

$h_д$ – характеристика демпфера шимі

ЗПП – злітно-посадкові пристрої

ц.м. – центр мас

ц.т. – центр тиску

ЗПС – злітно-посадкова смуга

ПРЗ – перерваний зліт

ЦСВ – центральний сигнальний вогонь

РД – руліжна доріжка

КЗП – короткий зліт і посадка

ТТЗ – тактико-технічне завдання

САХ – середня аеродинамічна хорда

ОУЕ – очікувані умови експлуатації

МКМ – металокомпозиційні матеріали

СКРП– система керування рульовим пристроєм

ВСТУП

Під час написання цього підручника автори вважали, що студенти відповідно до навчального плану з курсів "Вступ до фаху", "Основи аерокосмічної техніки" вже одержали початкові уявлення про конструкції агрегатів літака, ознайомилися з термінологією, засвоїли загальноінженерні дисципліни, почали вивчати будівну механіку, аеродинаміку й дисципліни технологічного циклу. Це дало змогу приділити більше уваги питанням роботи шасі, аналізу й порівняльному оцінюванню різних конструктивних рішень із урахуванням призначення літака, умов його експлуатації та інших факторів, якими визначаються параметри шасі.

Мета цієї праці – відповісти на запитання, якою є будова окремих агрегатів і вузлів шасі та як їх спроєктувати з урахуванням сучасних вимог.

Автори підручника виходили також з тієї обставини, що проєктування шасі (як й інших агрегатів літака) –- це не просто процес інтеграції різних, зазвичай суперечливих, вимог, яким повинна задовольняти конструкція цього агрегата, а творчий процес, що ґрунтується на синтезі теорії й результатів експериментів, а також на критичному аналізі попередніх конструкцій.

У вирішенні цього завдання колектив авторів спирався на великий досвід, накопичений на кафедрі "Проєктування літаків і вертольотів" ХАІ та в Україні з проєктування цього агрегата літака. На кафедрі під керівництвом М. Г. Немана було спроєктовано всесвітньо відомий літак ХАІ-1, характерна особливість якого полягала в тому, що на цьому пасажирському літаку вперше було застосовано висувне шасі, сконструйоване Л. Д. Арсоном. Вагомий внесок у створення цього агрегата зробили відомі авіаційні конструктори ДП "Антонов" М. П. Смирнов і В. А. Трофімов (випускники кафедри), які вперше широкомасштабно застосували титанові сплави й іонно-плазмові покриття в багатостоякових шасі транспортних літаків.

До значних вітчизняних розробок належить й оцінювання В. І. Гончаренком причин виникнення коливань типу "шимі" в орієнтованих і неорієнтованих стояках основних опор шасі літака Ан-124, а також розробка демпфера для їх погашення.

Сьогодні на кафедрі ведуться дослідження щодо використання керованих амортизаційних систем для поліпшення злітно-посадкових характеристик літака, особливо для розроблення його модифікацій.

Так, професор кафедри Л. В. Капітанова виконала дослідження і з успіхом захистила дисертацію на здобуття наукового ступеня доктора технічних наук за темою «Аналіз і синтез злітно-посадкових характеристик модифікацій літаків транспортної категорії». Важливою частиною дисертаційної роботи є дослідження впливу додаткових енергетичних камер (ДЕК) на поздовжній рух літака по наземних ділянках переміщення. Ці дослідження і є основою додаткового розділу цього підручника – розділу 10.

Усі досягнення вчених кафедри, учених і розробників шасі ДП "Антонов", а також кращі досягнення в цьому напрямку провідних авіаційних фірм і навчальних закладів інших країн покладено в основу цього підручника, призначеного для студентів авіаційних спеціальностей.

Розділ 1. ЗЛІТНО-ПОСАДКОВІ ПРИСТРОЇ ЛІТАКІВ, ЇХ ПРИЗНАЧЕННЯ Й ОСНОВНІ ПАРАМЕТРИ

Злітно-посадкові пристрої (ЗПП) − це сукупність опор шасі та його систем, необхідних для зльоту, посадки, руху й стоянки літака.

Залежно від призначення літака ЗПП повинні забезпечувати його експлуатацію на аеродромах з бетонним, ґрунтовим і галечним покриттями й засніжених аеродромах, а також на водній поверхні й палубі корабля.

ЗПП окрім традиційних функцій, а саме сприйняття енергії посадкового удару, поглинання більшої частини кінетичної енергії літака під час пробігу й маневрування, виконують і кілька специфічних функцій. Так, наприклад, на транспортних вантажних літаках ЗПП забезпечують стабілізацію літака й регулювання висоти вантажної підлоги під час проведення вантажно-розвантажувальних робіт, а на гідролітаках – набирання води в поплавці для гасіння пожеж і т.д.

1.1. Вимоги до злітно-посадкових пристроїв

Повний перелік вимог до ЗПП наведено в роботах [3, 61, 62]. Усі вимоги можна поділити на загальні, які ставлять до всіх літакових конструкцій, і спеціальні.

1. Загальні вимоги:

− відповідність Нормам льотної придатності й загальним технічним вимогам замовника;

− забезпечення нормованих запасів міцності за заданими зовнішніми навантаженнями й заданим ресурсом;

− забезпечення технологічності в процесі виробництва й високих економічних показників;

− виконання заданих вимог щодо надійності й відмовобезпеки;

− роботоздатність і виконання всіх функцій в очікуваних умовах експлуатації;

− забезпечення технічного рівня розроблення й патентної чистоти.

2. Спеціальні вимоги:

− забезпечення умов експлуатації літака на заданому покритті (ґрунт, жорсткі або нежорсткі покриття, вода тощо);

− забезпечення маневрування літального апарата на заданому аеродромі;

− забезпечення функцій ”присідання”, стабілізація літака під час його завантаження-розвантаження, контроль маси літака й положення центра мас;

− наявність на опорах спеціальних вузлів, що дають можливість буксирувати літальний апарат.

На сьогодні ЗПП, що застосовуються на літаках, можна поділити на такі групи:

− колісне шасі для штучних покриттів, ґрунту й снігу;

− лижне шасі для ґрунту, снігу й льоду;

− лижно-колісне шасі для ґрунту й снігу;

− поплавкове або амфибійне шасі для посадки на водну поверхню;

− гусеничне шасі для м'яких покриттів;

− шасі на повітряній подушці для різних покриттів.

Незалежно від типу шасі повинне мати якнайменші габарити (менший лобовий опір), особливо в складеному положенні, забезпечувати необхідний посадковий (а для деяких схем шасі й злітний) кут, полегшувати завантаження й розвантаження вантажних літаків шляхом змінення висоти опор, мати високу довговічність (20000–30000 посадок) і зручний підхід для огляду й ремонту.

Реалізації вище викладених вимог повинен підпорядковуватися весь процес проєктування й виготовлення шасі літака як у цілому, так і окремих його вузлів і деталей.

1.2. Розташування опор шасі на літаку

За розташуванням основних і допоміжних опор можна виділити чотири схеми шасі: трьохопорне з хвостовою опорою (рис. 1.1, *а*), трьохопорне з передньою опорою (рис. 1.1, *б*), велосипедне з підкрильними опорами (рис. 1.1, *в*), багатоопорне (рис. 1.2).

1.2.1. Трьохопорне шасі з хвостовою опорою

У трьохопорному шасі з хвостовим колесом (див. рис. 1.1, *а*) основні опори розташовані перед ц.м. літака, а хвостове колесо − за ним. Таке розташування опор обумовлює недоліки шасі.

1. Доводиться обмежувати посадкові швидкості $\boldsymbol{V_{пос}}$ пасажирських літаків до 120 км/год, винищувачів і бомбардувальників – до 150 км/год, сільськогосподарських літаків – до 90 км/год. Збільшувати ці швидкості не можна, тому що помилки, яких припускаються пілоти, здійснюючи посадки літаків з таким шасі, можуть призвести до поганих наслідків.

Зі збільшенням посадкової швидкості $\boldsymbol{V_{пос}}$ пілотові важче витримувати посадкову траєкторію руху літака. У момент посадки збільшується висота парашутування, а на ділянках вирівнювання або витри-

мування на швидкості, більшій від посадкової, літак може передчасно дотикнутися до злітно-посадкової смуги (ЗПС) основними опорами. При цьому лобові сили на опорах створюють відносно ц.м. літака пікірувальний момент. Якщо цей момент більший від кабрувального моменту, який створюється оперенням і силою тяжіння, літак перевертається на верхню частину фюзеляжу й капотує, обпираючись на основні опори. Якщо ж моменту лобових сил недостатньо для капотування, то під дією моменту, який створюється силою тяжіння, опускається хвостова частина фюзеляжу, і літак переходить на більші кути атаки крила.

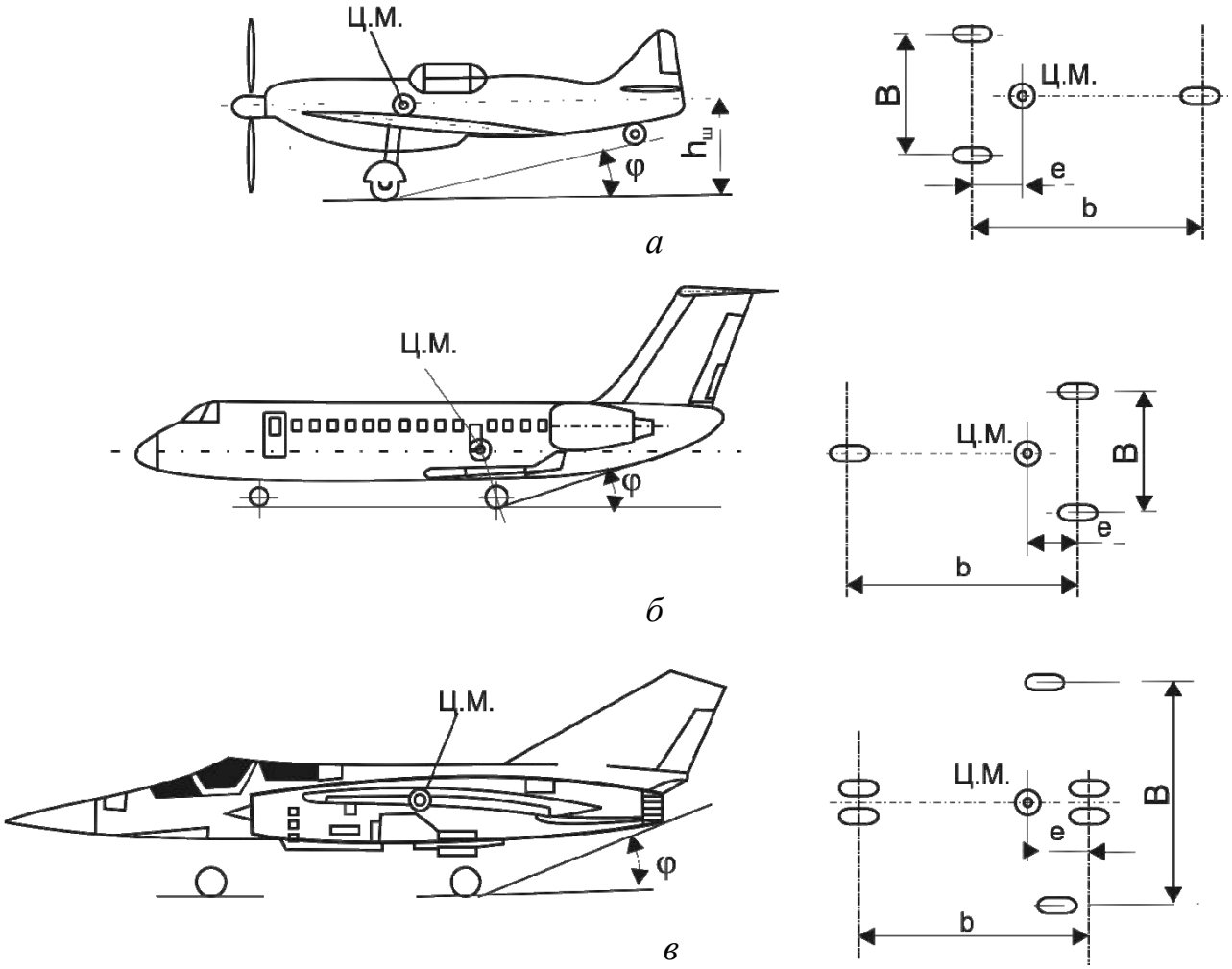


Рис. 1.1. Схеми розташування опор шасі: *а*, *б* − шасі трьохопорні з хвостовою й передньою опорами відповідно; *в* − шасі велосипедне; B − колія шасі; b − база шасі; e − відстань між віссю основної опори й вертикаллю, що проходить через ц.м.; h − відстань від ц.м. до ЗПС; G − сила тяжіння літака; β − кут винесення основних опор; ψ − кут бокового перекидання; $\varphi_{ст}$ − стоянковий кут

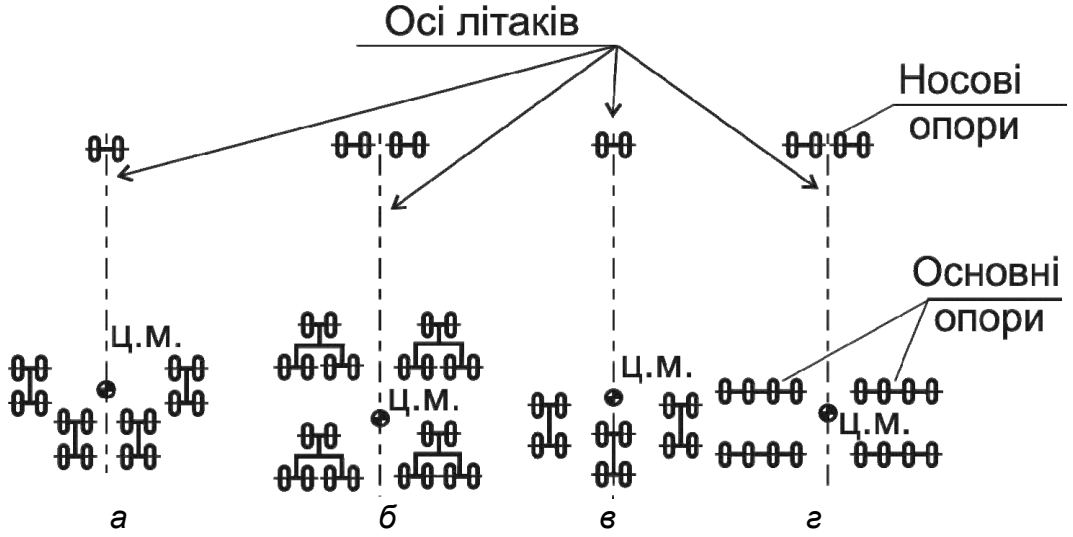


Рис. 1.2. Схема розташування опор на літаках з багатоколісним шасі:
а − Boeing-747; *б* − Lockheed 3-5A; *в* − Ил-86; *г* − Ил-76

При швидкості літака, більшій за посадкову, піднімальна сила крила стає більшою за силу тяжіння літака. У цьому випадку літак піднімається на деяку висоту, з якої далі через утрату швидкості парашутує. Цей процес називають "козлінням". Якщо він відбувається на швидкості, значно більшій від посадкової, то висота парашутування може бути великою, і падіння з неї призводить до значних пошкоджень літака.

Отже, для літаків, що мають шасі з хвостовою опорою, дотикання до ЗПС колесами основних опор на швидкості, більшій за посадкову, є неприпустимим. Нормальна посадка таких літаків забезпечується лише за умов одночасного торкання ЗПС трьох опор шасі на швидкості, що дорівнює посадковій.

Щоб забезпечити умови здійснення такої посадки, швидкість $\boldsymbol{V_{пос}}$ обмежують до значень, наведених вище. Зменшення $\boldsymbol{V_{пос}}$ сприяє створенню умов для більш легкого й точного пілотування літаків у момент посадки. При малій посадковій швидкості пілоту легше здійснити правильну посадку літака на три опори.

2. Літаки, що мають шасі з хвостовою опорою, не є стійкими на розбігу й пробігу. Під час розбігу різницю між силою тяжіння літака **G** і піднімальними силами крила $\boldsymbol{Y_{кр}}$ і горизонтального оперення $\boldsymbol{Y_{г.о}}$ сприймають основні опори, відносно яких здійснюють балансування літака, тому що хвостова опора при цьому не контактує із ЗПС. У процесі такого руху різного роду збурення (бічний вітер, наїзди на нерівності тощо) спричиняють поворот літака відносно ц.м. на кут **β** (див. рис. 1.3, *а*), а утворені при цьому на основних опорах сили тертя $\boldsymbol{P_{т.о}}$ створюють відносно ц.м. дестабілізувальний момент $\boldsymbol{M_д}$, під дією якого літак може повернутися на ще більший кут.

Дестабілізувальний момент визначають за рівнянням

$$\mathbf{M_д = P_{т.о} e \sin \beta}, \qquad (1.1)$$

яке після підстановки

$$\mathbf{P_{т.о} = (G - Y_{кр} - Y_{г.о})\mu}, \qquad (1.2)$$

де **μ** − коефіцієнт тертя ковзання, набуває вигляду

$$\mathbf{M_д = (G - Y_{кр} - Y_{г.о})\mu e \sin \beta}. \qquad (1.3)$$

Збурення й дестабілізувальний момент пілот погашає рулем напрямку, що обдувається потоком повітря від гвинта. Сили тертя створюють і пікірувальний момент, що порушує балансування літака за тангажем та ускладнює пілотування.

У разі дії великих збурень пілот загальмовує колесо або колеса на одній з опор на розбігу або розгальмовує їх під час пробігу, унаслідок чого створюються додаткові керувальні моменти.

Сили гальмування коліс є ефективним засобом погашення збурення, однак їх дія призводить до збільшення довжини розбігу й пробігу.

Окрім того, якщо до кінця пробігу під час розвертання, що почалося, гальмівні сили не встигають створити на основних опорах потрібні керувальні моменти, то впоратися з розвертанням, що почалося, неможливо.

Деякого збільшення шляхової стійкості таких літаків під час руху по ЗПС досягають утворенням кута збіжності коліс у плані **θ** (рис. 1.3, *б*). За наявності кута збіжності **θ** ≈ 2...4° літак стає стійким, тому що сила тертя, утворена на одній із основних опор, діє в напрямку, протилежному напрямку розвороту, зумовленого збуренням. Однак це призводить до зношення протектора пневматиків коліс і збільшення довжини розбігу через наявність на колесах постійних сил тертя, напрямлених протилежно руху літака.

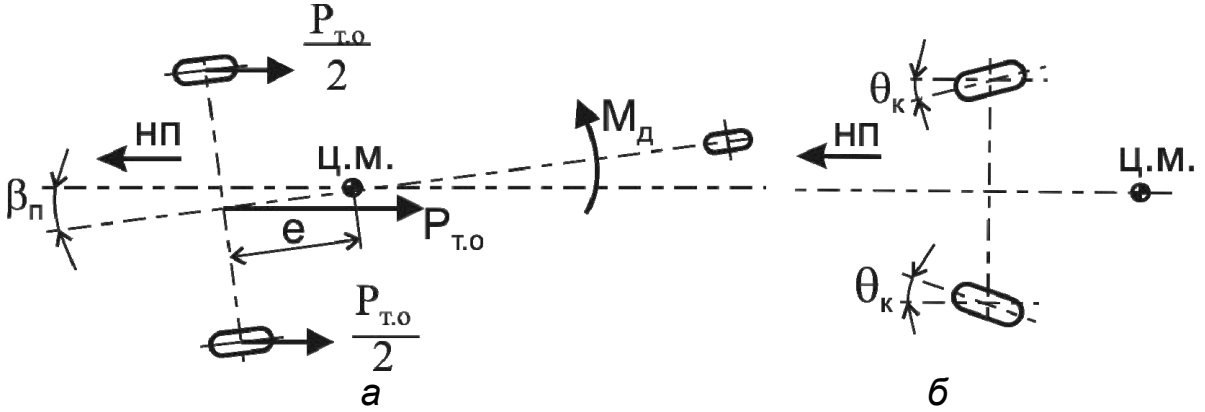


Рис. 1.3. Утворення дестабілізувального моменту під час руху літака по ЗПС (хвостове колесо не контактує із ЗПС)

Нестійкість літаків з хвостовою опорою також є одним із факторів, які призводять до зменшення посадкової швидкості, а отже, і обмеження сфери їх застосування.

Хвостове колесо має бути вільно орієнтованим під час маневрування, інакше виникнуть сили, що перешкоджають розвертанню літака. Дія цих сил зазвичай призводить до руйнування пневматиків або зривання їх з ободу колеса.

3. Шасі з хвостовою опорою не можна застосовувати на літаках з реактивними двигунами, оскільки такі літаки важко здійснюють розбіг. До значення швидкості, при якому стає ефективним горизонтальне оперення, пілот не має можливості керувати літаком за тангажем і здійснювати його балансування відносно основних опор, тому літак може капотувати.

Отже, шасі з хвостовою опорою можна застосовувати тільки на літаках, у яких рушієм є гвинт (літаках індивідуального користування, сільськогосподарських, санітарних тощо), тобто на літаках із малими посадковими швидкостями (70...90 км/год), що дає можливість зменшити масу шасі з хвостовою опорою порівняно з масою шасі з передньою опорою. Горизонтальне оперення на таких літаках обдувається потоком повітря, яке відкидає гвинт, тому є ефективним і створює необхідні моменти для балансування літака й керування ним.

1.2.2. Трьохопорне шасі з носовим стояком

Дотикання до ЗПС основними опорами під час посадки літаків, що мають шасі з носовим стояком (див. рис. 1.1, *б*), не призводить до негативних наслідків. Під дією вертикальних і лобових сил, що виникають на основних опорах, носова частина літака опускається, і літак стає на всі опори. У процесі такого руху зменшуються кут атаки й піднімальна сила крила. Якщо амортизатори на основних і передніх опорах належним чином поглинають енергію літака, то літак уже не може відірватися від ЗПС. Унаслідок цього допустимою є збільшена посадкова швидкість, яка не тільки для військових, але й для пасажирських літаків, що експлуатуються на аеродромах із жорстким і нежорстким покриттями, становить 300 км/год і більше.

Можливі помилки пілотування таких літаків на посадці, пов'язані зі збільшенням посадкової швидкості, не є небезпечними.

Великі посадкові швидкості призводять до збільшення навантажень на шасі, а отже, і до необхідності збільшення його маси. Однак це є вигідним, оскільки дає можливість значно збільшити питоме навантаження на крило, зменшити його площу й, отже, збільшити швидкість польоту.

Літаки, що мають шасі з переднім стояком, через дію бічних сил на колеса основних опор під час збурювань є стійкими на розбігу й пробігу. Колеса передньої опори мають бути вільно орієнтованими або керованими.

У схемах шасі з вільно орієнтованими колесами під час дії збурювань, коли літак розвертається на кут **β**, на передній опорі не виникає сили тертя $\mathbf{P_{т.п}}$, тому що колесо вільно орієнтується в напрямку руху, а сила тертя $\mathbf{P_{т.о}}$, що виникає на основних опорах, створює відносно ц.м. літака стабілізувальний момент (рис. 1.4), який визначається рівняннями

$$\mathbf{M_д} = \mathbf{P_{т.о}}\Delta\mathbf{B}, \tag{1.4}$$

$$\mathbf{M_д} = \mathbf{e}\sin\beta_2. \tag{1.5}$$

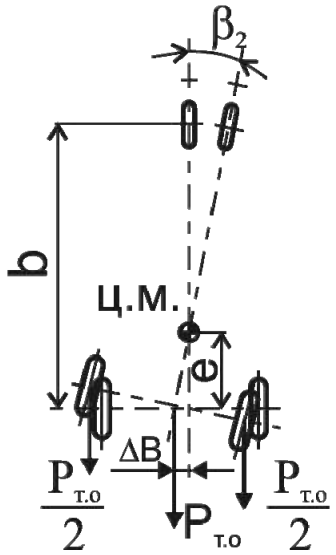


Рис. 1.4. Сили, що визначають стійкість руху літака по ЗПС: $P_{т.о}$ − сила тертя коліс об ЗПС

Розташування передньої опори перед ц.м. літака дає можливість застосовувати реактивні двигуни.

Отже, можна зробити висновок, що перехід від схеми шасі з хвостовою опорою до схеми шасі з передньою опорою є наслідком, головним чином, різкого збільшення посадкових швидкостей літаків і застосування на них реактивних двигунів.

Додаткові переваги літаків, що мають шасі з передньою опорою:

− поліпшений огляд із кабіни пілота під час розбігу, пробігу й маневрування, тому що фюзеляж літака має горизонтальне або близьке до такого положення;

− більш інтенсивне гальмування під час пробігу (на літаках, що мають шасі з хвостовою опорою, гальмівні сили на початку пробігу є обмеженими через можливість капотування, що призводить до збільшення довжини пробігу);

− можливість здійснювати посадку з планерування без ділянок вирівнювання й витримування. Таку траєкторію посадки мають літаки, що базуються на авіаносцях, і літаки короткого зльоту й посадки. Це дає можливість використовувати колеса більш ефективно порівняно з гашенням опором повітря на ділянках вирівнювання й витримування.

Однак слід мати на увазі, що посадка з планеруванням призводить до збільшення вертикальної швидкості в момент посадки й навантажень, що діють на шасі, і, як наслідок, до збільшення його маси.

Недоліком шасі з передньою опорою є можливість виникнення коливань вільно орієнтованого колеса передньої опори. У таких шасі для гашення автоколивань установлюють спеціальний демпфер.

За умов оснащення літака системою керування поворотом носових коліс функцію гашення коливань виконують спеціальний дросель, установлений в агрегаті керування системи для режиму орієнтування, і спеціальний демпфер шимі, установлений паралельно до агрегата керування для режиму керування у випадку недостатньої крутильної сили керованого стояка.

1.2.3. Велосипедне шасі з підкрильними опорами та багатоопорне шасі

На літаках, що мають велосипедне шасі (див. рис. 1.1, ***в***), передня опора розташована перед ц.м., тому вони, як і літаки з трьохопорним шасі з передньою опорою, можуть здійснювати посадки з великими посадковими швидкостями й мають належну шляхову стійкість на розбігу й пробігу.

Застосування велосипедного шасі з підкрильними допоміжними опорами зумовлене головним чином компонуванням літака. Створення в області ц.м. літака відсіку великої місткості потребує віддалення від нього основної опори на значну відстань, що призводить до появи багатьох істотних недоліків.

1. Потребується більш висока техніка пілотування літака під час розбігу. Під час досягнення злітної швидкості вихід літака на злітний кут можна здійснити лише за допомогою спеціальної системи, що забезпечує "здиблення" передньої опори (збільшення її висоти) або "присідання" задньої (зменшення її висоти), тому що горизонтальне оперення на злітній швидкості ще не є достатньо ефективним і не забезпечує балансування літака за тангажем відносно основної опори, розташованої на великій відстані від ц.м.

2. Збільшується дистанція пробігу літака внаслідок обмеження гальмівної сили, що створюється колісьми на передній опорі, до 70 % від гальмівних сил основної опори, оскільки сили тертя передньої опори під час збурювань за курсом створюють відносно ц.м. дестабілізувальний момент.

3. Збільшується маса фюзеляжу на 15...20 % через необхідність створення посилених шпангоутів і бімсів в області центрального відсіку й у місцях кріплення шасі.

4. Маса велосипедного шасі порівняно з масою трьохопорного шасі з передньою опорою виходить більшою через наявність таких механізмів:

− підкрильних опор;

− системи "здиблення" передньої опори або "присідання" основних опор;

− більш потужної системи керування поворотами передньої опори внаслідок збільшення навантаження, що припадає на неї.

5. У прибраному стані підкрильні опори зазвичай не вписуються в обводи крила, і тому на них установлюють обтічники, які збільшують лобовий опір літака.

Через ці недоліки велосипедне шасі не набуло широкого застосування. Воно застосовувалося на важких бомбардувальниках "Боїнг B-52H Стратофортрес", "М'ясищев 201М" і вкрай рідко на інших літаках.

На літаках з багатоопорним шасі (див. рис. 1.2) передня опора розташована перед ц.м., тому їх переваги й недоліки є такими самими, що й літаків, які мають трьохопорну схему шасі з передньою опорою.

1.3. Основні компонувальні параметри шасі

Геометричні параметри шасі зумовлені забезпеченням необхідного положення літака в процесі здійснення зльоту й посадки, мінімальних дистанцій розбігу й пробігу, шляхової стійкості під час руху по ЗПС і маневрування.

Основні геометричні параметри шасі з носовою опорою (рис. 1.5):

− поздовжня база шасі **b** (на вигляді збоку відстань між осями коліс, установлених на носовій та основній опорах);

− колія шасі **B** (на вигляді спереду відстань між точками дотику колесами основних опор до ЗПС);

− винесення коліс **e** (на вигляді збоку відстань між вертикаллю, що проходить через ц.м. літака, і віссю коліс на основних опорах);

− кут винесення коліс основних опор β;

− кут перекидання **φ** (кут дотику хвостової частини фюзеляжу або його запобіжної опори до поверхні ЗПС);

− кут бічного перекидання **θ** (кут між вертикаллю з ц.м. літака й перпендикуляром до прямої, що з'єднує крайні колеса носового й основного шасі в бік перекидання (див. рис. 1.1));

− стоянковий кут $\alpha_{ст}$ (сума встановлювального кута крила й кута між будівельною горизонталлю літака й поверхнею ЗПС).

Параметри шасі визначають при необтиснених колесах та амортизаторах.

1.3.1. Розташування основних опор

Компонування шасі полягає у виборі раціональних розмірів колії, бази, а також схем розташування основних опор відносно ц.м. Почнемо з вибору схем розташування основних опор.

Мінімально допустима відстань від ц.м. літака до осі основних коліс по горизонталі визначається тим, що ц.м. при будь-якому положенні на землі літака має залишатися попереду вертикальної площини, проведеної через лінію зіткнення основних коліс з землею. Якщо ця умова не виконується, то під час зльоту, посадки й руління хвостова частина фюзеляжу може ударятися об землю, що призводить до небезпечних наслідків.

Мінімально допустимою відстанню від осі основних коліс до ц.м. визначається мінімальний кут **β**, що має бути більшим за кут тангажу під час посадки на 2^0, для літаків класичних схем – більшим за кут перекидання $\boldsymbol{\varphi_{max}}$ (див. рис. 1.5).

Максимально допустиме винесення основних коліс назад визначається вимогою забезпечення поздовжньої стійкості літака під час руху на основних колесах з піднятим носовим колесом і можливістю здійснити це піднімання на швидкості, що дорівнює близько $\boldsymbol{0{,}8V_{пос}}$. Під час зльоту й посадки на нерівному або з нетвердим покриттям аеродромі носове колесо необхідно піднімати, щоб уникнути передчасного відриву літака від землі або розвертання носового колеса, орієнтованого відносно осі стояка.

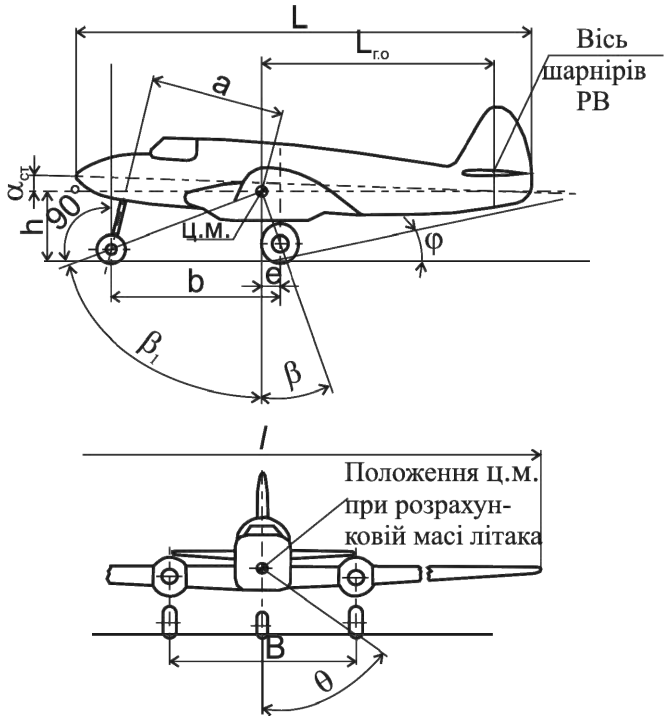


Рис. 1.5. Параметри шасі з передньою опорою

У випадку, коли колеса основних опор розташовані за ц.м., рух літака по землі буде подібним до польоту з більш заднім центруванням, при якому поздовжня стійкість знижується. Тому, якщо основні колеса дуже сильно віднесені назад, літак може виявитися на землі нестійким.

Оскільки процес розбігу або пробігу досить короткочасний, то, як видно з практики, поздовжня нестійкість, якщо вона виявляється не дуже різко, може бути допустимою. Тому діапазон допустимих посадкових центрувань літаків з носовою опорою є досить великим – 22…39 % САХ.

Винесення основних коліс назад може також обмежуватися можливістю відриву носового колеса від землі під час зльоту з використанням відхилення руля висоти. Чим більшим є це винесення, тим важче за допомогою рулів запобігти швидкому опусканню носового колеса відразу після приземлення літака й тим важче відірвати носове колесо під час розбігу, особливо в тих випадках, коли лінія тяги проходить вище ц.м. і момент тяги, що притискає носове колесо, є великим.

Швидке опускання носового колеса під час посадки призводить до великих навантажень на нього.

Для того щоб під час зльоту можна було підняти носове колесо, установлено гранично допустиме переднє центрування:

Маса літака, кг	Допустиме переднє центрування, % САХ
10500	7,5
11800	11,3
12250	12,5
12700	13,5

Зі збільшенням винесення основних коліс назад збільшується шляхова стійкість літака під час його руху на землі. Однак зазвичай це міркування не є вирішальним у виборі величини **e**, тому що стійкість поздовжнього руху при цій схемі шасі зазвичай є достатньою. Розташування основних коліс має також певне значення для стійкості проти перекидання літака на бік.

Таким чином, місце встановлення основних коліс обмежується досить вузькими параметрами, визначеними такими умовами: щоб, з одного боку, ц.м. знаходився перед основними колесами при опущеному хвості, а з іншого – щоб літак був стійким під час пробігу на основних колесах, а носове колесо змогло відірватися від землі при швидкості, що дорівнює 0,8...0,9 $\mathbf{V_{зл}}$.

Першу з цих умов слід розглядати при максимально допустимому задньому центруванні, а другу – при максимально допустимому передньому центруванні.

Зазвичай відношення відстані від ц.м. літака до лінії зіткнення основних коліс із землею по горизонталі до бази шасі становить 0,08…0,18.

Вибір *кута нахилу амортизаційного стояка* основних коліс до вертикалі для шасі з носовим колесом не пов'язаний, як у випадку шасі із хвостовим колесом, з умовою забезпечення необхідного протикапотажного кута і тому може змінюватися в досить широких межах. Однак для задовільної роботи амортизаційних стояків телескопічного типу бажано, щоб при будь-якому розташуванні літака відносно землі стояки мали позитивний нахил (за рухом літака). При цьому напрямок рівнодійного вертикального й лобового навантажень наближається до напрямку осі стояка, унаслідок чого зменшується тертя в манжетах і забезпечується плавність дії амортизації.

Зазвичай величина кута основного стояка становить 3°…8°.

1.3.2. База шасі

Базою шасі **b** називають відстань від осі основних коліс до осі носового колеса (див. рис. 1.1).

Літаки із хвостовою опорою мають фюзеляж, носова частина якого є значно коротшою від хвостової. Тому довжина поздовжньої бази схеми шасі з носовою опорою є меншою, ніж відстань від основних коліс до хвостового колеса в схемі шасі з хвостовою опорою.

Особливо малою є база шасі одномоторних літаків із двигуном у носовій частині.

Природно, що при дуже малій базі шасі з носовою опорою не здатне запобігти капотуванню, через що й втрачає одну з основних своїх переваг. Навіть якщо небезпеку капотування й буде усунуто, то через малу базу шасі літак буде здатним до значних поздовжніх коливань, а також до "злітання" (передчасного зльоту) при наїжджанні переднім колесом на нерівність. За інших рівних умов (при однакових характеристиках амортизаційної системи шасі й формі нерівностей) кут атаки крила є величиною, обернено пропорційною величині бази шасі.

Для зменшення поздовжніх коливань необхідно, щоб амортизаційні стояки основних і носових опор мали більшу усадку на стоянці, оскільки пневматики, будучи пружними, не гасять цих коливань.

Велика база шасі сприяє зменшенню максимальних вертикальних навантажень на переднє колесо. Тому, незважаючи на те, що пе-

реміщення переднього колеса вперед приводить до збільшення частини фюзеляжу, яка зазнає навантаження від носової опори шасі, усетаки більш довга база шасі є більш вигідною.

Прагнення збільшити базу шасі на зазначених літаках змушує в деяких випадках збільшувати кут нахилу переднього стояка, що є неприйнятним із багатьох причин: великий кут нахилу стояка телескопічного типу призводить до збільшення згинальних моментів, що діють на амортизаційний стояк, до значного збільшення тертя в манжетах штока та ін.

Зазвичай величину бази шасі визначають як деяку частину загальної довжини **L** літака або плеча горизонтального оперення $\mathbf{L_{г.о}}$. Ці розміри характеризують момент інерції літака відносно поперечної осі, а отже, навантаження, що припадає на носове колесо під час посадки, і плавність руху літака по землі. Крім того, величина бази є заданою кутами $\boldsymbol{\beta}$ і $\boldsymbol{\beta_1}$, утвореними вертикаллю із прямими, що з'єднують ц.м. літака з осями основних і носових коліс.

Із статистичних даних видно, що типовими є величини $\mathbf{b/L} = 0{,}25…0{,}35$ і $\boldsymbol{\beta} + \boldsymbol{\beta_1} = 80°…90°$.

1.3.3. Висота шасі

Довжина основних стояків шасі **h** з носовою опорою (див. рис. 1.5) зазвичай є меншою, ніж стояків шасі з хвостовим колесом. Пояснюється це тим, що в першому випадку основне шасі кріпиться до елементів конструкції, що розташовані за центром мас і, отже, знаходяться на меншій відстані від землі. Крім того, хвостова частина фюзеляжу може бути розташована ближче до землі, ніж у випадку шасі з хвостовим колесом (це стосується й випадку, коли шасі з носовим колесом має хвостову запобіжну опору, тому що висота цієї опори є значно меншою, ніж висота встановлення хвостового колеса).

Таким чином, можна констатувати, що шасі з носовою опорою дає можливість значно вкоротити основні стояки, а отже, зменшити величини розрахункових зусиль і таким чином певною мірою компенсувати обважнювання конструкції через установлення носової опори.

Висоту шасі визначають із умови забезпечення мінімальної відстані (200...250 мм) між поверхнею ЗПС і конструкцією літака (фюзеляжем, крилом, двигунами, гвинтами, підфюзеляжними гребенями тощо) при роздільному й одночасному обтисненні пневматиків та амортизаторів, установлених на основних і носовій опорах.

Цю відстань необхідно визначати й під час посадки літака з креном. Тангажний кут літака при цьому дорівнює посадковому, а величина крену становить 4°. Для літаків, що мають низько розташовані

стрілоподібні крила з негативним поперечним **V**, ці умови зазвичай і визначають висоту шасі.

Із розрахунків руху літака при крені 4° з огляду на всі діючі сили й практики експлуатації випливає, що під час дотику до ЗПС однієї з опор сила, що виникає на ній, зменшує крен. Унаслідок цього необхідна відстань між кінцем крила й ЗПС забезпечується без урахування обтиснень коліс та амортизатора, а це дає можливість значно зменшити висоту шасі. При необтиснених колесах та амортизаторах необхідно визначати й відстань між підфюзеляжними хвостовими гребенями й ЗПС, оскільки сили, які виникають на основних опорах, обтискаючи пневматики й амортизатори, зменшують кут тангажу літака.

Висота шасі залежить також і від схеми літака (високоплан, середньоплан, низькоплан), місця кріплення шасі й компонувальних умов його розміщення в прибраному стані.

1.3.4. Колія шасі

Правильний вибір величини колії шасі **B** (див. рис. 1.1, 1.5) має запобігати зачіпанню кінцем крила за землю під час посадки з креном 10°, значному кренінню і розгойдуванню літака відносно його поздовжньої осі та ін. Ширина колії шасі багатомоторних літаків залежить від розміщення двигунів на крилі.

Збільшення ширини колії забезпечує більш ефективне керування літаком на землі за допомогою гальм.

Зазвичай величина колії шасі з носовою опорою дорівнює 20…30 % розмаху крила **l**. Вибираючи ширину колії, доцільно визначити мінімальний радіус повороту під час руління. Шасі з носовою опорою забезпечує шляхову стійкість літака. Отже, щоб повернути, потрібно перебороти момент шляхової стійкості. Найменші можливості для розвертання мають літаки з одним двигуном і з некерованим носовим колесом, які при невеликій швидкості руху (коли рулі малоефективні) по землі можуть розвертатися тільки після гальмування одного з основних коліс.

Вибір розміру колії **B** здійснюють залежно від висоти ц.м. літака **h**. Ширину колії зручно визначати за допомогою кута **θ**, утвореного вертикаллю, проведеною через ц.м. літака, і лінією, що з'єднує точку дотику одного з основних коліс до землі із ц.м. Середнє значення кута можна вважати таким, що дорівнює 45°.

*Співвідношення розмірів бази й колії***.** Колія шасі **B** повинна забезпечувати стійкість руху літака по аеродрому під час розбігу й пробігу, а також під час руління. Якщо величина **B** не відповідає висоті центра мас літака, то літак під час пробігу або розбігу може перекину-

тися на бік. Тому мінімальну ширину колії шасі з носовим колесом вибирають із умови запобігання перекиданню відносно лінії, що з'єднує носову й основну опори (рис. 1.6).

Розміри бази й колії мають бути такими, щоб запобігти небезпеці так званого "бічного" перекидання.

На рис. 1.6, *а* показано схему сил, що діють на літак під час бічного удару. Очевидно, що перекидання літака відбудеться у випадку, якщо момент інерційної сили **N** відносно опори буде більшим від моменту сили тяжіння відносно тієї самої опори. Таким чином, умову неперекидання можна подати в такому вигляді:

$$\mathbf{f_{бок} mh < mB} \qquad (1.6)$$

або

$$\mathbf{f_{бок} < \frac{B}{2h} = tg\theta}. \qquad (1.7)$$

При $\mathbf{f_{бок}}$ = 0,7…0,8 θ = 35°…40°.

Як для трьохопорної, так і для велосипедної схем шасі при одночасному гальмуванні та бічному знесенні можливе перекидання літака відносно осі, яка проходить через переднє й основне (підкрильне) колеса. На рис. 1.6, *б* зображено сліди коліс і розташування ц.м. літака, а також сили, що діють на літак під час руху з ковзанням із загальмованими колесами. Якщо бокову силу опору коліс у напрямку, перпендикулярному до лінії, що з'єднує основне й носове колеса, позначити через $\mathbf{f'_{бок}G}$, то такою ж за величиною буде й інерційна сила **N**, прикладена до ц.м. літака. Умову неперекидання при цьому можна записати так:

$$\mathbf{f_{бок} mh < md}$$

або

$$\mathbf{f'_{бок} < \frac{d}{2h} = tg\theta'}. \qquad (1.8)$$

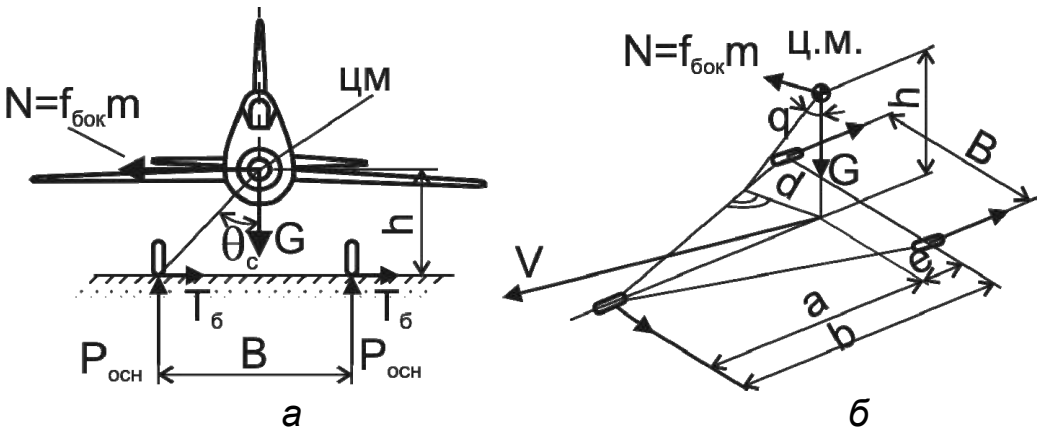


Рис. 1.6. Схема сил для визначення бічного протикапотажного кута

Виразивши **d** через параметри схеми шасі, кінцеву умову неперекидання літака одержимо в такому вигляді:

$$f'_{бок} \le \frac{aB}{2h\sqrt{(0{,}5B)^2 + b^2}}. \qquad (1.9)$$

За умови, що $M_{відн} \ge M_{перек}$, з допомогою виразу (1.7) отримаємо

$$B \ge \frac{2fhb}{\sqrt{a^2 - f^2h^2}}. \qquad (1.10)$$

Звідси відношення ширини колії до розміру бази має вигляд

$$\frac{B}{b} = \frac{2f\frac{h}{b}}{\sqrt{\left(\frac{a}{b}\right)^2 - f^2\left(\frac{h}{b}\right)^2}}. \qquad (1.11)$$

Із виразу (1.11) видно, що при заданих розмірах **a, b** і **h** величина колії визначається значенням коефіцієнта тертя **f,** причому зі збільшенням **f** збільшується ширина колії. Беручи f_{max} = 0,85, можна побудувати залежність $\frac{B}{b}$ від $\frac{h}{b}$ (рис. 1.7).

Зазвичай відношення ширини колії **B** до розміру бази шасі **b** становить 0,75…1,25.

Оскільки "бічне" перекидання є більш імовірним, ніж "пряме" (через носову опору), протикапотажним кутом шасі з носовою опорою доцільно називати кут, утворений вертикаллю з висотою, опущеною з центра мас на бічну сторону трикутника, і який характеризує умови, за яких можливе бічне капотування. Протикапотажні кути для сучасних літаків наведено в табл. 1.1.

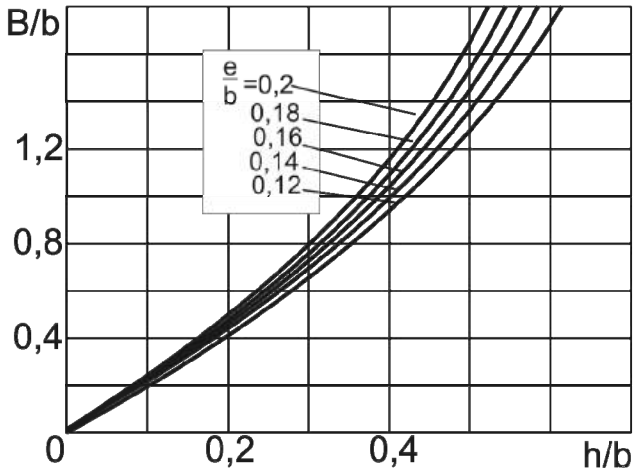


Рис. 1.7. Співвідношення розмірів бази й колії шасі літаків

Зменшення протикапотажного кута до значень, менших за 35°, для літаків з носовою опорою, як видно з практики експлуатації, є небажаним.

Таблиця 1.1

Кути бокового перекидання [109]

Літак	Кути перекидання, град	Літак	Кути перекидання, град
Low-wing transports		High-wing transports	
Locknced Electra	34	DHC Buffalo	37
Boeing 747	39	Lockheed C-141A	53
A-3OOB	41	Breguct 941	61
Lockheed L1011	43	Lockheed 1.100-20	61
Mercure	44	Fregat	63
Boeing 737-200	46	Aero Commander	38
Concorde	47	Piper Turbo Navajo	43
DC-9-10	48	Beech B9	44
Boeing 707-320B	49	Piper Comanche	45
Boeing 727-200	49	Beech U-21A	47
F-4E	39	Bonanza	51
F-104G	36	Piper Super Cub	59

1.3.5. Стоянковий і посадковий кути

Стоянковий кут $\alpha_{ст}$ (див. рис. 1.1) визначається умовами зльоту.

Приземлення літака на три точки одночасно необхідно враховувати тільки під час вибору $\alpha_{ст}$ для таких літаків, які здатні здійснювати посадку з планерування без вирівнювання. Зліт літака, що має шасі з носовою опорою, є найпростішим тоді, коли літак аж до відривання від землі знаходиться на трьох опорах. Найвигіднішим є кут атаки під час зльоту, при якому довжина розбігу є найменшою, і він, природно, не залежить від типу шасі.

Стоянковий кут $\alpha_{ст}$ дорівнює сумі встановлювального кута крила $\alpha_{уст}$ і кута, утвореного будівельною горизонталлю фюзеляжу з поверхнею ЗПС у положенні літака на трьох точках. Як відомо, установлювальний кут крила вибирають зазвичай із умови одержання мінімального лобового опору фюзеляжу на розрахунковому режимі (на максимальній або крейсерській швидкості), і він не залежить від типу шасі.

Для більшості сучасних літаків кут $\alpha_{ст}$ не набагато більший від кута $\alpha_{уст}$, тому зліт звичайно відбувається з "підриванням" носової опори.

Аналізуючи геометричні параметри шасі, завжди слід мати на увазі, що, незважаючи на необхідність виконання великої кількості умов, найбільш важливим завданням є забезпечення оптимального посадкового кута, оскільки його зменшення призводить до збільшення посадкової швидкості літака.

З метою зменшення довжини пробігу й діючих навантажень приземлення літаків зазвичай здійснюють на швидкості, досить близькій до мінімально можливої. Тому сума стоянкового кута й кута повороту літака відносно основних коліс до зіткнення хвоста із землею має забезпечити одержання максимальної піднімальної сили крила C_y^{max} з урахуванням впливу близькості землі (не менше 0,9 C_y^{max}).

Значення стоянкового кута $\alpha_{ст}$ зазвичай беруть такими, що дорівнюють $0^0 \ldots 4^0$. Оптимальне значення цього кута відповідає мінімуму лобового опору літака на розбігу й забезпечує зменшення довжини пробігу. Поблизу землі кут α, що відповідає C_y^{max}, є меншим приблизно на 2°-3°, ніж на великій відстані від землі. Тому максимальний посадковий кут можна брати на 2°-3° меншим від кута, що відповідає C_y^{max}, ураховуючи обтиснення амортизації основних опор і наявність певної відстані між хвостовою частиною фюзеляжу й землею.

Як відомо, значення $\alpha_{C_y max}$ є найменшим при застосуванні закрилків типу "закрилки Фаулера": $\alpha_{C_y max} \approx 12^{\circ}$. Крім того, при цьому значення C_y після досягнення C_y^{max} різко зменшується, і вихід літака на кути, більші за 12°-13°, може призвести до звалювання на крило. Тому максимальний посадковий кут літаків, що мають такі закрилки, є порівняно малим.

1.4. Формування компонувальних параметрів шасі на етапі розроблення його концепції

Оскільки шасі літака має відповідати вимогам, які ставляться замовником до певного літака, то вибору типу й конфігурації шасі передує аналіз тактико-технічного завдання (ТТЗ) на літак.

Під час аналізу ТТЗ виконують попередній розрахунок параметрів літака, із яких для складання попередньої концепції шасі необхідно вибрати такі вихідні дані:

− максимальна рулільна, злітна й посадкова маса літака;

− середня аеродинамічна хорда (САХ) та її положення;

− установлювальний кут крила;

− діапазон положень ц.м. (центрувань);

− умови базування: клас аеродрому й категорія штучного покриття або задана міцність ґрунту, очікувані умови експлуатації (ОУЕ);

− креслення загального вигляду літака в трьох проєкціях.

На етапі розроблення концепції не приділяють уваги ні кінемати-

ці, ні системам гальмування коліс, ні повороту передніх коліс і т.д. На цьому етапі шасі зображають у вигляді "скелетних схем".

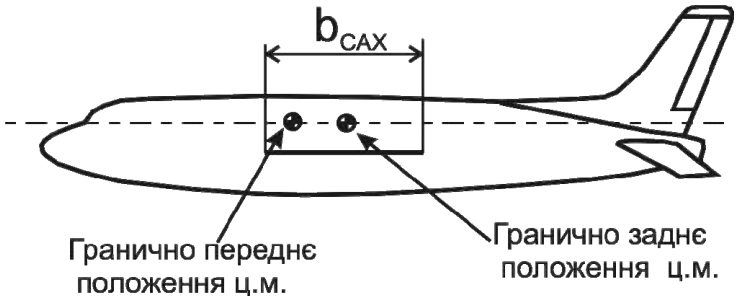


Рис. 1.8. Гранично переднє й гранично заднє центрування проєктованого літака

Положення головних коліс. На бічну проєкцію літака (рис. 1.8) і на проєкцію САХ наносять положення граничного переднього й граничного заднього центрувань (ц.м.). Ці межі одержують із розрахунку вагових і центрувальних характеристик після попереднього компонування літака.

Далі із точок гранично переднього й гранично заднього центрувань проводять вертикальні лінії, щоб визначити на них положення ц.м. за висотою. У випадку, якщо на вибір конфігурації літака висота ц.м. не дуже впливає, то на цій стадії її не розраховують, але "припущення" має бути зроблене. Для конструктора шасі дуже важливо знати положення ц.м. за висотою, тому що у випадку компонування вантажного літака високоплана висоту ц.м. розраховують при повному заправленні паливом, але без вантажу. А у випадку компонування пасажирського літака-низькоплана критичну точку за висотою розраховують за умови відсутності палива в крилах, але при повному завантаженні пасажирами.

На наступному етапі основні стояки встановлюють у положення, що є оптимальним для передавання навантажень на силові елементи агрегата, до якого їх прикріплено. У випадку підкрильних шасі або шасі, розташованих у мотогондолах (за винятком легких літаків з малою стрілоподібністю або без такої), вузли й підвіски основних стояків розташовують у задній частині заднього лонжерона крила. Якщо шасі висувне, то його необхідно прибирати вперед в обтічник або мотогондолу або по бортах у відсіки за лонжероном. Прибирати шасі в міжлонжеронний простір недоцільно, тому що порушується цілісність конструкції, а тут діють навантаження, які сприймає обшивка крила.

Якщо шасі кріпиться до фюзеляжу, то зазвичай на фюзеляжі передбачають силовий шпангоут, прив'язаний до заднього лонжерона крила (рис. 1.9). Така конструкція є ідеальною для кріплення шасі, не-

зважаючи на те, що на літаках зі стрілоподібним крилом САХ є зміщеною назад, а отже, і ц.м., зміщений назад, розташовується дуже близько до стінки заднього лонжерона, що ускладнює кріплення шасі в цій точці. У цьому випадку необхідно передбачити наявність додаткового шпангоута, який буде розташований за силовим шпангоутом, зв'язаним з заднім лонжероном. Він призначений для передавання навантажень від шасі до фюзеляжу.

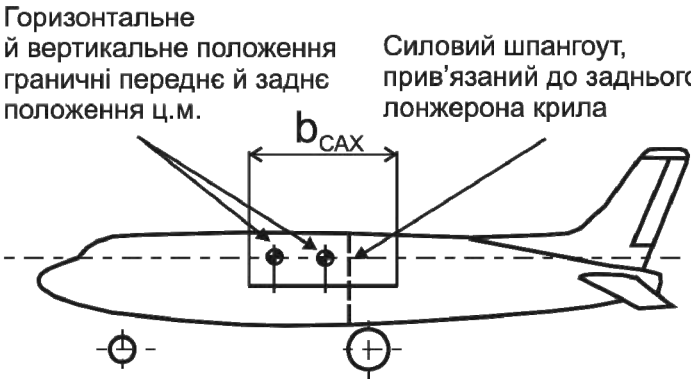


Рис. 1.9. Можливе розташування основних коліс шасі

При цьому слід здійснити повторний огляд розташування, щоб упевнитися, що основне шасі розташовується між 50 і 55 % САХ.

На наступному етапі від заднього положення ц.м. проводять лінію під кутом 15° до вертикалі, як зображено на рис. 1.10, поки вона не перетнеться з вертикальною лінією, проведеною через вісь колеса. Перетинання цих ліній дає перше наближення положення землі при необтисненій амортизації шасі.

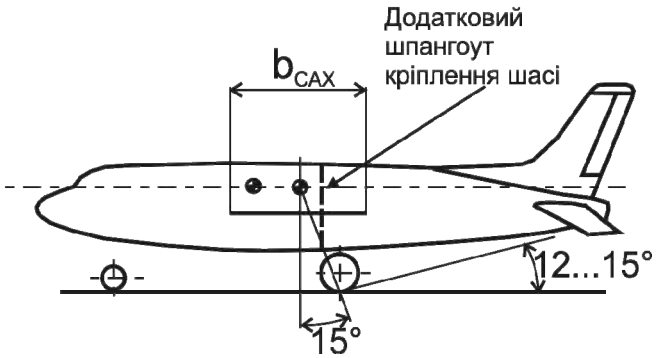


Рис. 1.10. Кутові параметри розташування основних коліс шасі

Кут 15°, що застосовується протягом багатьох років, вибирають за двома параметрами: буксирування назад і перекидання на хвіст. Під час буксирування хвостом уперед є впевненість, що літак не перекинеться, якщо за допомогою гальм сповільнити рух. Виключається також можливість перекидання на хвіст літака під час посадки, оскільки або хвостова частина літака, або спеціально спроєктований бампер не дадуть можливості опуститися хвосту більш ніж на 15° при будь-яких положеннях літака та його ц.м. На практиці прагнуть одержати посадковий кут літака на 2°-3° менше кута винесення основного шасі.

З цього погляду шасі має розташовуватися за класичною трьохопорною схемою. Рекомендації щодо інших шасі є такими самими.

Положення носової опори. Носова опора має бути розташована якомога далі вперед для зменшення діючих на неї навантажень і забезпечення максимальної керованості й стійкості. У цьому випадку керувати носовим шасі буде важко, тому завжди має бути передбачений запас моменту для його керованості. Величина навантаження на носовий стояк у статиці становить 8…18 %, і його вважають граничним.

Необхідно також визначити місце розташування шпангоута з урахуванням того, що шасі має прибиратися вперед і вільно випускатися під дією власної ваги. Останнє є дуже важливим, оскільки за умов несправності системи випускання не доведеться здійснити посадку з прибраною передньою опорою. У цьому випадку пілот просто тягне за аварійний важіль, унаслідок чого звільняються замки прибраного стану й відбувається зливання з гідроциліндра (якщо застосовується), шасі під дією власної ваги й набіжного потоку встановлюється на замок у крайньому випущеному положенні. Така особливість може бути використана й на основному шасі, якщо це можливо.

Вибравши силовий шпангоут, компонують носовий стояк таким чином, щоб вісь колеса знаходилася приблизно на 75…80 мм позаду від стояка для запобігання ефекту шимі. Потім перевіряють навантаження на носовий стояк.

Як уже зазначалося, статичне навантаження на носове шасі має становити 6…12 % від сили тяжіння літака.

На наступному етапі після визначення розташування основних і носових коліс із використанням схеми, зображеної на рис. 1.11, визначають максимальні навантаження на колеса носової й основної опор при максимальній масі літака. Очевидно, що навантаження на колеса носової опори буде максимальним при гранично передньому положенні ц.м., а на колеса основної опори – при гранично задньому положенні ц.м.

За схемою, зображеною на рис. 1.11, відповідно до рекомендацій уточнюють розташування основних і переднього коліс, а також такі основні геометричні параметри:

– **b** − база шасі (на вигляді збоку відстань між осями коліс, установлених на передній та основній опорах);

– **B** − колія шасі (на вигляді спереду відстань між точками дотику до землі коліс основних опор);

– **e** − відстань між вертикаллю, що проходить через ц.м. літака, і віссю основної опори;

– **a** − відстань між вертикаллю, що проходить через ц.м. літака, і віссю переднього колеса;

– **φ** − кут перекидання (кут дотику хвостової частини фюзеляжу або його запобіжної опори до поверхні ЗПС);

– **$\varphi_{ст}$** − стоянковий кут.

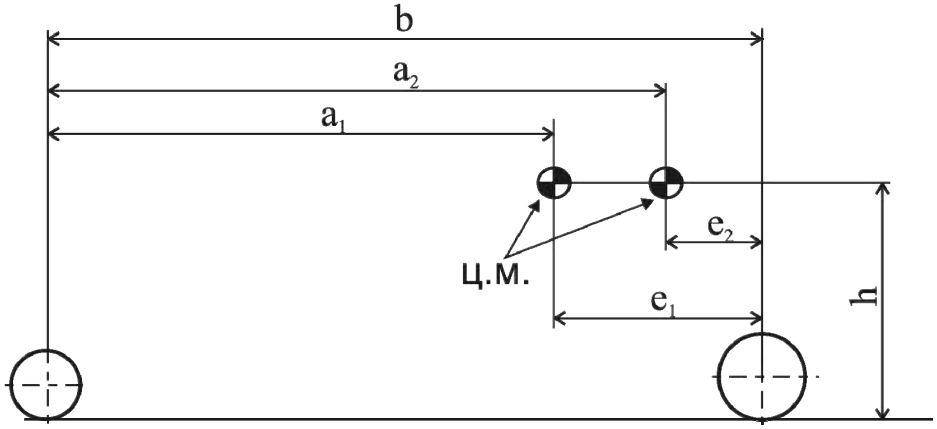
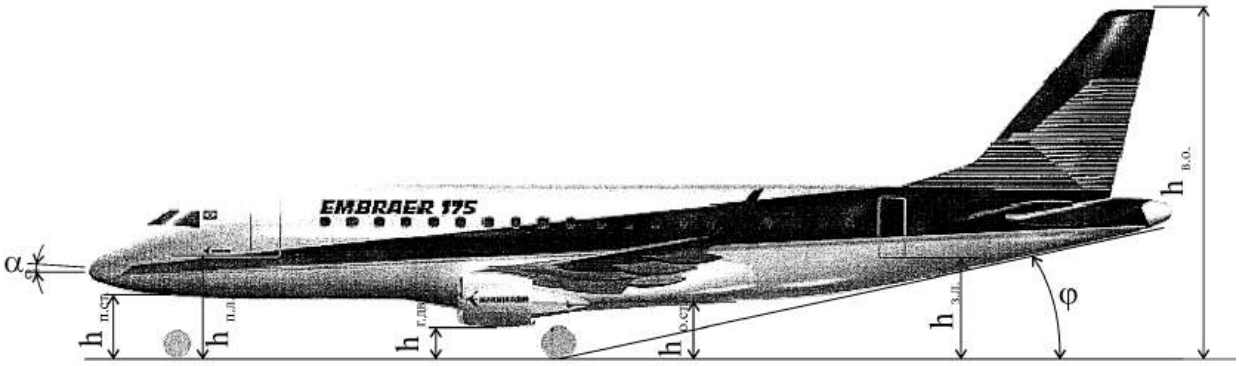


Рис. 1.11. Схема попереднього розташування гранично переднього й гранично заднього центрувань літака, а також розташування коліс основних і переднього стояків шасі

Для прикладу на рис. 1.12 показано лінійні й кутові параметри компонування основних параметрів шасі на літаку Embraer 175 [85].

При цьому слід зазначити, що досить важливим параметром, що визначає компонування шасі на літаку, є відстань від нижнього краю дверей для аварійного виходу до поверхні аеродрому. Саме цей розмір, якщо він більший за 1,88 м, визначає необхідність наявності аварійних засобів для виходу з літака.



Параметри	ψ	$h_{п.л}$,м	$h_{г.дв}$,м	$h_{з.л}$, м	$h_{в.о}$, м	φ	$h_{п.ст}$, м	$h_{о.ст}$, м
Максимальне значення	0°39'55"	2,62	0,5	2,50	9,74	12°14'15"	1,53	1,46
Мінімальне значення	0°04'41"	2,52	0,44	2,31	9,47	11°03'59"	1,44	1,29

Рис. 1.12. Основні лінійні й кутові параметри компонування шасі на літаку Embraer 175

Запитання для самоперевірки

1. За якими вихідними даними визначають основні геометричні параметри шасі й розробляють його концепцію?

2. Назвіть причини обмеження злітно-посадкових швидкостей для шасі з хвостовою опорою.

3. У чому полягає причина нестійкого руху по ЗПС літака, що має шасі з хвостовою опорою?

4. Чому при застосуванні шасі з хвостовою опорою можуть виникати "козління" й капотування літака?

5. З якою метою застосовується збіжність коліс основних стояків шасі з хвостовою опорою?

6. Чому на літаках з реактивними двигунами не можна застосовувати шасі з хвостовою опорою?

7. Назвіть переваги, які мають шасі з носовим стояком.

8. Чим пояснюється необхідність застосування велосипедного шасі? Назвіть недоліки цього шасі.

9. Як співвідносяться вузли винесення головних коліс шасі й кут перекидання літака і чому?

10. У чому полягає причина обмеження винесення назад відносно ц.м. літака основних стояків шасі з носовою опорою?

11. Із яких умов вибирають поздовжню базу шасі?

12. З якою метою стояки основних опор шасі встановлюють під кутом?

13. Як вибирають висоту стояків шасі та як співвідносяться ці висоти для шасі різних схем?

14. Що є однією з найважливіших умов під час вибору співвідношення між базою й колією шасі?

Розділ 2. ВПЛИВ УМОВ БАЗУВАННЯ ЛІТАКА НА ПАРАМЕТРИ ЙОГО ШАСІ

Під умовами базування розуміють аеродроми, на яких передбачено регулярну експлуатацію проєктованого літака.

Для цивільних літаків існує шість класів аеродромів (табл. 2.1–2.3), для яких передбачено не тільки нормативні геометричні розміри, але й максимально допустимі силові впливи [39, 72, 81].

Таблиця 2.1

Класифікаційні показники ЗПС аеродромів цивільної авіації

Показники	Класи аеродромів					
	А	Б	В	Г	Д	Е
Довжина ЗПС, м	3250	2600	1800	1300	1000	500
Ширина ЗПС, м	60	50	45	40	35	30
Нормативне статистичне навантаження, т	35	25	17	12	8	5
Тиск у пневматиках, кг/см^2	12	12	12	8	6	4

Таблиця 2.2

Ширина руліжних доріжок (РД), м

Найменування РД	Класи аеродромів					
	А	Б	В	Г	Д	Е
Магістральні та сполучні	24	22	18	16	14	10
Допоміжні	22	18	16	14	12	8

Таблиця 2.3

Мінімальні радіуси сполучень РД, м

Місця сполучень	Класи аеродромів					
	А	Б	В	Г	Д	Е
На приляганнях до ЗПС	60	50	50	30	15	10
На перетинаннях і поворотах	50	40	40	25	15	10

Можливість базування літаків на аеродромах різних класів визначається здебільшого двома показниками: прохідністю шасі й можливістю забезпечення всіх передбачених наземних маневрів на цих аеродромах.

Термін "прохідність" є багатофакторним, оскільки він означає здатність здійснення літаком розбігу й пробігу, забезпечення допустимого колієутворення, збереження штучних покриттів ЗПС тощо.

Прохідність літака забезпечується як параметрами власне літака, так і властивостями аеродромів його базування. При цьому особливого значення набуває шасі − проміжна ланка між літаком і ЗПС.

Умови базування проєктованого літака, які висуваються замовником, впливають на вибір кількості й типу опор (одне колесо, спарені колеса, візок з кількох коліс і т.д.), а також на параметри власне коліс. Іншими словами, умови базування й прохідності є найважливішим фактором під час вибору параметрів шасі.

Ураховуючи ці міркування, розрізняють такі умови базування літаків: базування літаків на ґрунтовій поверхні; базування літаків на засніжених і снігових аеродромах; базування літаків на ЗПС зі штучними покриттями.

Реалізація цих умов є одним із першочергових завдань під час вибору параметрів шасі й літака в цілому.

2.1. Прохідність літака з колісним шасі по ґрунтовій поверхні

Під прохідністю літака по ґрунтовій поверхні [9, 69] розуміють здатність літака зрушувати з місця й рухатися на тязі власних двигунів з прискоренням, достатнім для того, щоб набрати швидкості відриву в межах потрібної злітної дистанції для заданої довжини злітної смуги. При цьому на поверхні ґрунту має залишатися колія такої глибини, при якій забезпечується безпека руху літака.

Прохідність літака по ґрунтових аеродромах визначається такими параметрами:

– мінімальна міцність ґрунту, при якій забезпечується зрушення літака з місця;

– міцність ґрунту, при якій максимальна глибина колії основних і носових опор шасі не перевищує допустимої величини й не призводить до руйнування аеродрому;

– довжина розбігу літака;

– час нелітного періоду.

Серед цих параметрів, що обмежують прохідність літака, важливе значення мають ті властивості ґрунту, які визначають величину його опору деформуванню й змінність цієї величини по довжині злітної смуги. Чим нижчим є опір ґрунту деформуванню, тим швидше поверхня злітної смуги вийде з ладу під час руху коліс шасі цього літака, а безпека подальших розбігів і пробігів різко знизиться.

Рух по ґрунту з утворенням колій сам собою спричиняє багато ускладнень для руху літака:

1. Підвищується опір котінню коліс, що призводить до ускладнень під час зрушення на старті й збільшення дистанції розбігу.

2. Чим глибшою є колія, що утворюється під час руху коліс, тим більше ґрунту викидають колеса, який забруднює конструкцію й устаткування літака й може попасти в двигуни.

3. Рух із утворенням глибоких колій є дією, що руйнує поверхневі шари ґрунту. Показники неоднорідності ґрунту на поверхні злітних смуг є більшими, ніж інших, особливо штучних будівельних конструкцій. Змінність деформації ґрунту по довжині злітної смуги є джерелом додаткового динамічного навантаження літака. Лобова сила опору ґрунту котінню на шляху розбігу і пробігу набуває змінного пульсуючого характеру. Поздовжній профіль дна колії при цьому помітно відрізняється від профілю поверхні ґрунту й має значні нерівності. Крім того, змінний опір хитанню на правій і лівій основних опорах призводить до зниження стійкості руху літака, спричиняє рискання в напрямку розбігу й пробігу.

Таким чином, прохідність літака по ґрунту визначається насамперед умовами, при яких деформації ґрунту (колії) є мінімальними, а неоднорідність ґрунту знаходиться в межах технологічних можливостей підготовки й експлуатації ґрунтових аеродромів.

Однак несна здатність ґрунту, з одного боку, змінюється в просторі великих вимірів (порівняно з розмірами одного аеродрому), якщо брати до уваги можливість використання літаків на аеродромах, розташованих в інших районах і на інших континентах земної кулі зі своїми особливостями геологічної будови основних поверхневих шарів і ґрунтоутворювального процесу, зумовленого їх кліматом. З іншого боку, несна здатність поверхневих шарів ґрунту на злітних смугах, як відомо, змінюється на певному аеродромі в часі у зв'язку з сезонним розмоканням, висиханням, замерзанням і відтаванням під впливом змінення метеорологічних факторів – атмосферних опадів і температури повітря. Діапазон змінення несної здатності поверхневого шару ґрунту протягом року є досить значним, особливо в районах з морозною зимою: від міцної, що практично не деформується під колесами, мерзлої поверхні до слабкої водонасиченої – під час весняного відтавання.

Сезонні змінення стану ґрунтової злітної смуги під впливом атмосферних умов відбуваються в порівняно невеликій поверхневій товщі – на глибині 20…50 см (якщо немає помітного впливу підземних вод). Тому сезонні змінення атмосферних умов створюють характерну неоднорідність несної здатності ґрунту по глибині. У зв'язку з таким

видом неоднорідності показники міцності поверхневої товщі ґрунту можуть бути різними для літаків з неоднаковими параметрами колісних навантажень, тому що великовантажні опори втягують у деформацію великі товщі ґрунту.

Неоднорідність опору деформуванню поверхневої товщі ґрунту по глибині необхідно враховувати, особливо під час випробувань ґрунту для розв'язання практичних завдань експлуатації, пов'язаних з оцінюванням можливості зльоту й посадки літака на цій ґрунтовій смузі.

2.1.1. Визначення глибини колії й коефіцієнта опору ґрунту котінню колес

Для розрахунку параметрів прохідності літака по ґрунту існують певні умови. Одна з них [68] полягає в тому, щоб тягоозброєність літака забезпечувала можливість зрушати з місця, маневрувати й злітати з використанням тільки тяги рухальної установки. Згідно з іншою умовою глибина колії на ґрунті не повинна призводити до руйнування аеродрому.

Умова прохідності літака в такому формулюванні визначається нерівністю

$$\sum \mathbf{T} > \mathbf{g m_o \mu_{зруш}}, \qquad (2.1)$$

де $\sum \mathbf{T}$ – сумарна тяга рухальних установок літака; $\mu_{\text{зруш}}$ − коефіцієнт опору котінню в момент зрушення з місця. Можна брати $\mu_{\text{зруш}} = 1{,}4\mu_{\text{кот}}$, де $\mu_{\text{кот}}$ – коефіцієнт опору котінню при швидкості 1 м/с (рис. 2.1).

Інша умова прохідності літака по ґрунту полягає в тому, що міцність ґрунту $\sigma^{\text{р}}$ під впливом коліс шасі не повинна перевищувати допустимих значень міцності ґрунту під впливом носових $\sigma^{\text{доп}}_{\text{нос}}$ і основних $\sigma^{\text{доп}}_{\text{осн}}$ опор:

$$\sigma^{\text{р}} \le \sigma^{\text{доп}}_{\text{нос,осн}}. \qquad (2.2)$$

Мінімальну міцність ґрунту, що забезпечує прохідність, у першому наближенні можна розрахувати за формулою

$$\sigma^{\text{р}} = \frac{\mathbf{P_{ст.зл}}}{\delta_{\text{к}} \mathbf{B_к}} \sqrt{\frac{1}{\mathbf{H_к D_к}}}, \qquad (2.3)$$

де $\mathbf{P_{ст.зл}}$ – стоянкове злітне навантаження на одне колесо; $\mathbf{H_к}$ = 0,05 м – допустима глибина колії; $\mathbf{B_к}$ – ширина колеса, м; $\mathbf{D_к}$ – діаметр колеса, м; $\delta_{\text{к}}$ – коефіцієнт, що враховує деформацію пневматика в зоні контакту з ґрунтом (рис. 2.2).

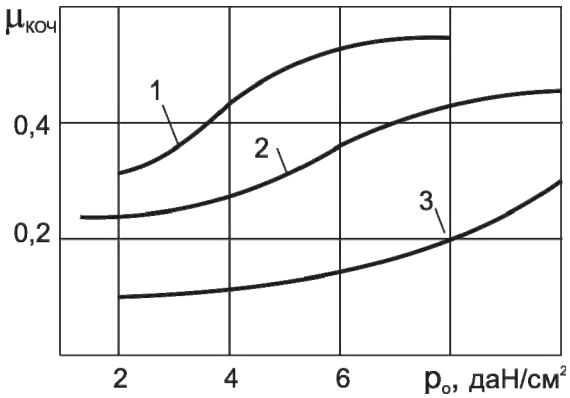


Рис. 2.1. Залежність коефіцієнта опору котінню від тиску в пневматику: 1 – бездоріжжя; 2 – період просихання; 3 – сухий і щільний ґрунт

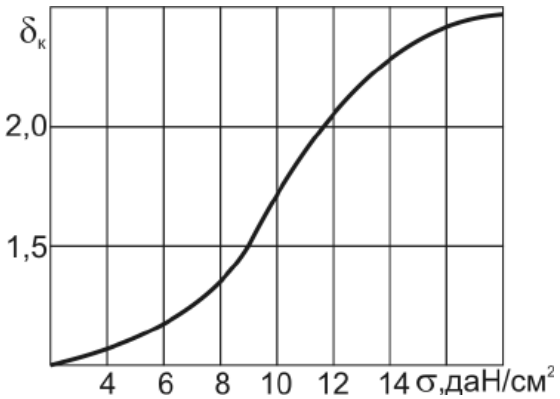


Рис. 2.2. Залежність коефіцієнта $\delta_к$ від тиску на ґрунт

Щоб виконувалася умова (2.2), необхідно знайти коефіцієнти відносного навантаження коліс основних $\mathbf{B_{осн}}$ і носової $\mathbf{C_{нос}}$ опор шасі (рис. 2.3).

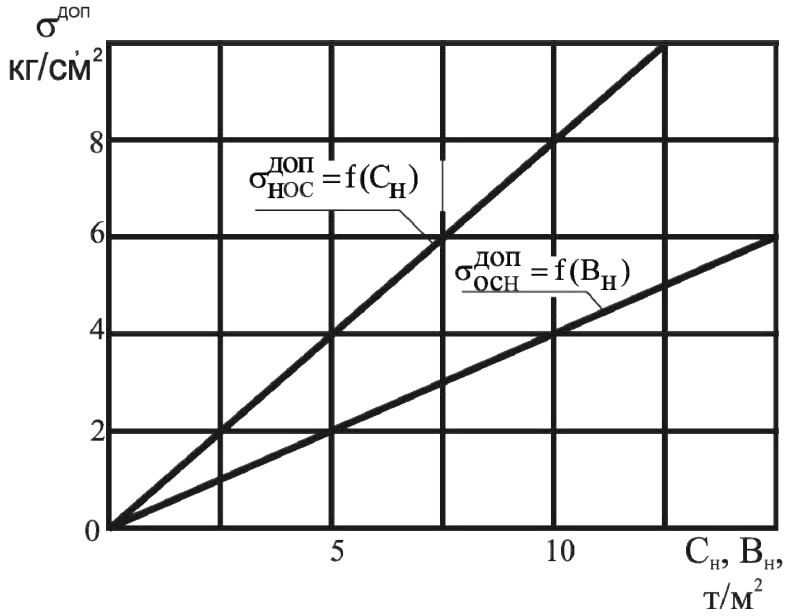


Рис. 2.3. Залежність допустимого тиску на ґрунт для носового й основних стояків від коефіцієнтів $\mathbf{B_{осн}}$ і $\mathbf{C_{нос}}$

Коефіцієнт $\mathbf{B_{осн}}$ визначають за формулою

$$\mathbf{B_{осн}} = \lambda \frac{\mathbf{G_{зл}}}{\left(\mathbf{nD_ш B_ш}\right)_{\mathbf{осн}}} \mathbf{t_н}, \qquad (2.4)$$

де λ = 1 − для літаків з турбореактивними двигунами; λ = 0,923 − для літаків з турбовентиляторними двигунами; $G_{зл}$ – злітна маса літака, т; **n** – кількість коліс на стояках основного шасі; $D_ш$ – зовнішній діаметр шини основного колеса, м; $B_ш$ – ширина шини основного колеса, м; $t_н$ – коефіцієнт тандемності (кількість коліс на одній колії) (табл. 2.4).

Таблиця 2.4

Вплив кількості коліс на одній колії на величину коефіцієнта тандемності

Кількість коліс в одній колії	1	2	3	4	5	6
$t_н$	1,0	1,242	1,313	1,353	1,37	1,38

Коефіцієнт для носового стояка визначають за формулою

$$C_{нос} = \lambda \frac{K_{нос} G_{зл}}{(ndb)_{нос}} t_н \bar{h}, \qquad (2.5)$$

де $\lambda = 1$ − для літаків з турбореактивними двигунами; $\lambda = 0{,}913$ − для літаків з турбовентиляторними двигунами; $K_{нос}$ − частка маси літака, що припадає на носові колеса; $G_{зл}$ − злітна маса літака, т; **n** − кількість коліс на носовому стояку; **d** − зовнішній діаметр шини носового колеса, м; **b** − ширина шини носового колеса, м; $\bar{h}$ − відносна висота, зумовлена співвідношенням

$$\bar{h} = 0{,}72 + 0{,}61 h_{дв} / B,$$

де $h_{дв}$ − висота двигунів над землею при стоянковому обтисненні амортизації; **B** – база шасі при стоянковому обтисненні амортизації.

Шляхом послідовних наближень і варіювання параметрами шасі необхідно добитися виконання умови (2.2):

а) для основних опор − $\sigma^{р}_{осн} \le \sigma^{доп}_{осн}$;

б) для носової опори – $\sigma^{р}_{нос} \le \sigma^{доп}_{нос}$.

Виконання цієї умови забезпечує прохідність літака з такими параметрами шасі по ґрунтовому аеродрому.

2.2. Прохідність літака з лижним шасі по снігу

У взаємодії зі снігом різних злітно-посадкових пристроїв (ЗПП) авіаційної техніки визначальним є знаходження розрахунковим шляхом межі застосування ЗПП, що дає можливість забезпечити базування на засніжених і снігових аеродромах у зимовий період, а також визначити конкретні параметри ЗПП для заданих снігових умов [14].

2.2.1. Деформаційні характеристики снігового покриву

Можливість експлуатації літаків на снігових аеродромах визначається деформаційними властивостями снігу [39], тобто опором снігу деформуванню під дією вертикального навантаження, який визначають методом штампових випробувань снігового покриву.

Характер опору снігу вдавленню штампом можна подати як залежність між питомим навантаженням та усадкою снігу: $\mathbf{p = f(z)}$ (рис. 2.4).

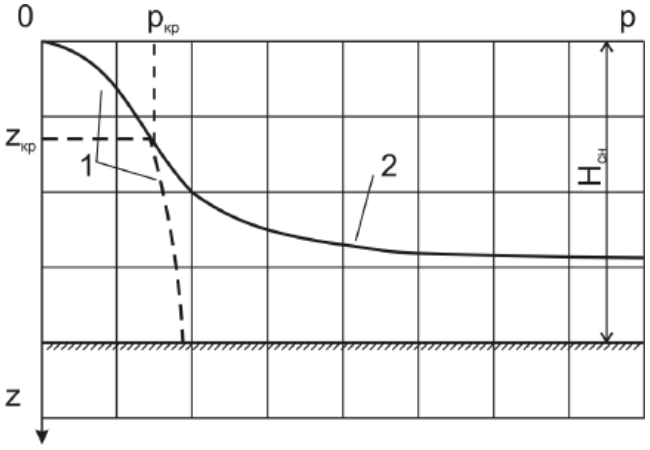


Рис. 2.4. Залежність усадки снігу (z) від питомого навантаження на штамп (p): 1 – деформування снігу штампом без впливу твердої основи, 2 – за наявності впливу твердої основи

За експериментальними даними, отриманими за допомогою спеціального штампа, залежності опору снігу деформуванню в усьому діапазоні снігових умов можна подати у вигляді таких формул:

− без впливу твердої основи при $\bar{B}_{ш} \geq \bar{B}_{кр}$

$$\mathbf{p = \frac{0{,}2E_{сн}(1+\gamma)\omega}{\gamma\sqrt{\bar{B}}\exp\left(0{,}18\sqrt{\gamma-1}\right)}\sqrt{\frac{z}{B}}K_q,} \qquad (2.6)$$

а при $\bar{B}_{ш} < \bar{B}_{кр}$

$$\mathbf{p = \frac{1{,}16\cdot 10^{-3}(1+\gamma)\omega^{2{,}546}E_{сн}{}^{1{,}546}k_q}{\exp\left(0{,}18\sqrt{\gamma-1}\right)}\sqrt{\frac{z\bar{B}}{B_{ш}\gamma}}}; \qquad (2.7)$$

− за наявності впливу твердої основи (при $\mathbf{p > p_{кр}}$ або $\mathbf{H_{кр} < 0}$)

$$\mathbf{p = \frac{2{,}71\left(E_{сн}k_q\right)^{0{,}823}\left(z - H_{кр}\right)}{\left(H_{сн} - H_{кр}\right)\left(1 - \frac{\rho_0}{\rho_л}\right) - z + H_{кр}} + p_{кр},} \qquad (2.8)$$

де **p** – питоме навантаження, Па; **z** − усадка снігу штампа, м; $\mathbf{E_{сн}}$ − модуль деформації снігу, Па; **B** − ширина (діаметр) штампа, м;

$\bar{B}$ − ширина (діаметр) штампа, віднесена до сторони штампа завдовжки 1 м; $\bar{B}_{кр}$ − критична ширина штампа, віднесена до сторони штампа завдовжки 1 м; γ − подовження штампа (відношення більшої сторони штампа до меншої); $H_{сн}$ – глибина снігу, м; ω − коефіцієнт, що характеризує вплив на осідання штампа його форми; ρ_0 − середня щільність снігу по глибині, кг/м^3; $\rho_л$ = 917 кг/м^3 − щільність льоду; $p_{кр}$ − координати точки початку впливу жорсткої основи в залежності $p = f(z)$.

Експериментально [81] визначено, що

$$\bar{B}_{кр} = \frac{173{,}3}{(\omega E_{сн})^{0{,}546}}; \qquad (2.9)$$

$$к_g = 1 - 0{,}08E_{сн}^{0{,}217}\exp\left(-0{,}282\cdot 10^{-5}E_{сн}\right); \qquad (2.10)$$

$$H_{кр} = H_{сн}\frac{0{,}755B\sqrt{\gamma}}{\omega\exp\left(74\cdot 10^{-4}\sqrt{E_{сн}к_g}\right)}; \qquad (2.11)$$

$$\omega = \frac{1+\gamma+\gamma\bar{\gamma}\bar{b}}{\left(1-\bar{\gamma}\bar{b}\right)\left(1+\gamma\right)} \qquad (2.12)$$

при $\bar{\gamma} = \frac{\gamma_B}{\gamma}$; $\bar{b} = \frac{b}{B}$,

де $\omega = 1{,}13$ − коефіцієнт для круглого штампа; $\omega = 1$ − коефіцієнт для прямокутного штампа і з прямокутним вирізом; γ_B − подовження вирізу в штампі; b − ширина вирізу в штампі.

При $H_{кр} \le 0$ значення $p_{кр}$ і $H_{кр}$ у виразі (2.6) дорівнюють нулю. Величину $p_{кр}$ знаходять шляхом підстановки (2.11) у (2.6) або (2.7) при відповідному $\bar{B}_{кр}$, що визначається виразом (2.9).

При $\bar{B} < \bar{B}_{кр}$ параметри снігу (див. (2.6)–(2.12)) використовують у розрахунках показників прохідності лижних опор шасі літаків при взаємодії їх зі снігом.

2.2.2. Розрахункові параметри міцності снігового покриву

Модуль деформації снігу визначають за результатами штампових випробувань снігу або методом зондування, між показниками яких існує стійкий кореляційний зв'язок, а також за формулою

$$E_{сн} = \left(\frac{\rho_0}{\rho_л}\right)^2\left[\left(\frac{T_0 - T_{сн}}{T_0}\right)^{0{,}1} + 1\right]\left[\operatorname{sign}Г\left(\frac{|Г|}{T_0}\right)^{0{,}1} + 1\right]\left[\operatorname{sign}(\Delta T_b)\sqrt{\frac{|\Delta T_b|}{T_0}} + 1\right]к_{стр}, \qquad (2.13)$$

де $T_0 = 273$ К − температура плавлення льоду; $T_{сн}$ − температура поверхневого шару снігу, К; $Г = \frac{\Delta T \cdot 100}{h_{\Delta T}}$ − градієнт температури снігу, К, що дорівнює відношенню різниці температур снігу ΔT, К, по глибині знизу вверх до відстані між точками відліку $h_{\Delta T}$, см, на висоті снігового покриву 100 см; $\Delta T_b = T_b - T_{сн}$ − різниця температур повітря й снігу, К; $к_{стр}$ − коефіцієнт структури снігу, Па.

Якщо врахувати, що умовна міцність снігу залежить від його щільності ρ і температури t, °С:

$$\sigma = 8\rho\sqrt{1+t}, \qquad (2.14)$$

то можна одержати залежність $\sigma = f(E_{сн})$ (рис. 2.5), яка є досить важливою для оцінювання прохідності літака з лижним шасі по снігу.

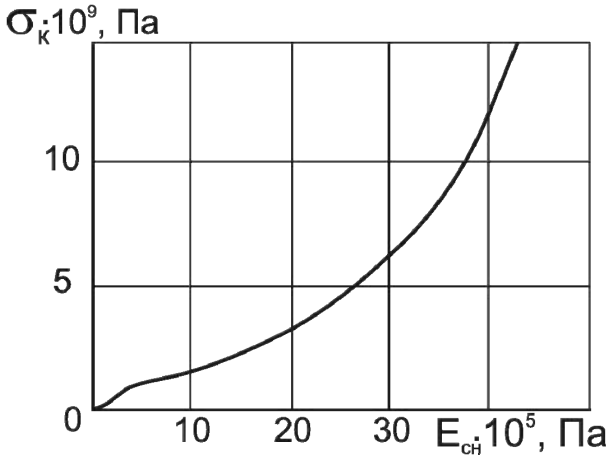


Рис. 2.5. Залежність $\sigma = f(E)$ для снігу

При цьому варто мати на увазі, що відповідно до виразу (2.14) міцність снігу є тим більшою, чим більшою є його щільність і нижчою температура. Після ущільнення відбувається збільшення міцності снігу протягом близько семи годин (табл. 2.5), після чого настає стабілізація міцності.

Таблиця 2.5

Збільшення міцності ущільненого снігу

Час, год	1,0	2,0	3,0	4,0	5,0	6,0	7,0
$\Delta\overline{\sigma}$, %	5	20	48	77	95	103	106

2.2.3. Фрикційні властивості снігу

Під час визначення параметрів прохідності лижних опор літаків по снігу значну увагу приділяють фрикційним властивості снігу, тому що опір тертя по снігу матеріалів ковзної поверхні лиж становить значну частину в загальному балансі опору руху лижних опор літальних апаратів. З аналізу експериментальних досліджень можна зробити висновок, що в загальному вигляді коефіцієнт тертя різних пластполімерів по снігу можна подати у вигляді залежності

$$f_{тер} = f_o к_1 к_2 \left[1 + к_3 \left(\frac{T_0 - T_{сн}}{T_0} \right)^{к4} \right], \qquad (2.15)$$

де f_0 − сумарний коефіцієнт механічної й молекулярної складових тертя матеріалу по снігу при температурі снігу 273 К (0 °С) і його структури; $к_1, к_2, к_3, к_4$ − коефіцієнти, що характеризують вплив на таке: $к_1$ − стан снігової поверхні, $к_2$ − різницю між коефіцієнтами тертя спокою й руху, $к_3$ − співвідношення між молекулярною й механічною складовими тертя, $к_4$ − температуру поверхні снігового шару.

Коефіцієнт $к_2$ визначають за формулою

$$к_2 = 1 + 0{,}25 \left(\frac{T_0 - T_{сн}}{T_0} \right)^{0{,}135}, \qquad (2.16)$$

а значення коефіцієнтів $f_0, к_1, к_3, к_4$ беруть із табл. 2.6 і 2.7.

Таблиця 2.6

Вплив стану снігового покриву на величину коефіцієнта $к_1$

Стан снігової поверхні	$к_1$
Сніг, який щойно випав	1,00
Ущільнений сніг	0,75
Перекристалізований сніг	0,50
Лід або «дзеркальна»* поверхня снігу	0,25

* Зледеніла поверхня ущільненого снігу, яка може мати місце за певних погодних умов після впливу ущільнювальної техніки («гладилки») або проходження лижних опор.

Таблиця 2.7

Вплив покриттів лижі на величини коефіцієнтів $f_0, к_3, к_4$

Матеріал	f_0	$к_3$	$к_4$
Фторопласт-4	0,080	8,5	1,0
Високомолекулярний поліетилен (ВМПЕ)	0,080	8,5	1,0
Поліетилен низького тиску (ПЕНТ)	0,130	8,4	1,0
Поліетилен високого тиску (ПЕВТ)	0,110	42,0	1,73
ПЕВТ з ковзною домішкою	0,150	20,3	1,39
Поліуретан (ПУ) ТПУ-14 МК	0,140	13,0	1,25
ПУ СКУ-ДФ-2	0,150	44,8	1,51
ПУ СКУ-ПФЛ-100	0,160	49,8	1,52

2.2.4. Методика розрахунку прохідності по снігу літака з лижним шасі

Підхід до розрахункового оцінювання прохідності багато в чому визначається властивостями снігового покриву.

Зараз існує велика кількість класифікацій снігу, що мають у кожному конкретному випадку своє прикладне призначення. С. В. Рукавишников розробив класифікацію снігу для снігохідних машин, Г. Д. Ріхтер – для будівництва й експлуатації зимових аеродромів, Г. Я. Ключников − для будівництва снігових і сніго-льодових аеродромів Антарктиди, Г. К. Тушинський – для інженерної гляціології. Після аналізування цих класифікацій з огляду на взаємодію снігу й літальних апаратів за основу взято практично ідентичні класифікації Ріхтера і Тушинського й внесено до них основні характеристики деформаційних і міцнісних властивостей снігу при $\mathbf{t_{сн}} = 0\ ^{o}C$: щільність ρ_0, модуль деформації $\mathbf{E_{сн}}$, коефіцієнт структури $\mathbf{к_{стр}}$. Цю класифікацію снігу наведено в табл. 2.8.

Розрахунок параметрів прохідності лижних опор літака під час взаємодії їх зі сніговим покривом полягає у визначенні коефіцієнта опору руху **f** і залишкової глибини колії $\mathbf{H_{л}}$ від лиж залежно від снігоних умов при заданих конструктивних параметрах шасі (див. табл. 2.8).

Розрахунок виконують при таких припущеннях:

− реакція снігу рівномірно розподілена по ковзній поверхні лижі й напрямлена перпендикулярно до неї;

− глибина колії є незмінною по всій довжині лижі;

− сніговий покрив є однорідним та ізотропним по всій глибині активної зони й характеризується модулем деформації снігу $\mathbf{E_{сн}}$, середньою по глибині щільністю снігу ρ_o, глибиною снігу $\mathbf{H_{сн}}$;

− лижа з вертикальним навантаженням $\mathbf{P_{л}}$ є плоскою, прямокутною в плані, має ширину **B** і подовження;

− рух здійснюється по горизонтальній поверхні зі швидкістю до 2 м/с.

Таблиця 2.8

Класифікаційні властивості й параметри снігу

Тип снігової поверхні		Різновид	Характеристика	Щільність ρ_o, т/м^3	Модуль деформації $E_{сн} \cdot 10^{-5}$, Па	Коефіцієнт структури $к_{стр} \cdot 10^{-5}$, Па
Сніг природного стану	1. Молодий сніг, 0–20 годин	1.1 Щойно випав	Сніг, що зберіг первинну кристалічну форму: пухнастий, голчастий, борошнистий і порошкодібний	< 0,2	< 0,5	< 10
		1.2 Хуртовинний	Сніг, що втратив свою первинну структуру. Розмір зерен 0,5 мм	0,25…0,6	>1,5	< 20
		1.3 Дрібнозернистий	Сніг, що втратив свою первинну структуру. Розмір зерен до 1 мм	0,2…0,5	1-5 і більше	>15
Сніг природного стану	2. Свіжий сніг, 1–60 днів	2.1 Дрібнозернистий	Див. 1.3	0,3…0,55	> 2,5	> 7
		2.2 Середньозернистий	Сніг складається з безформних зерен льоду діаметром 1…2 мм. Сніг, що повністю втратив свою первинну структуру	0,25…0,5	> 2,5	> 8,5
		2.3 Великозернистий	Кутастозернистий. Розмір зерен 2…5 мм	0,2…0,45	< 2,0	< 8,5
Сніг природного стану	3. Старий сніг	3.1 Дрібнозернистий	Див. 1.3	0,35 … 0,6	> 5,0	> 10
		3.2 Середньозернистий	Див. 2.2	0,3…0,55	> 5,0	> 12
		3.3 Великозернистий	Див. 2.3	0,25…0,5	< 5,0	< 16
Штучно ущільнений сніг	4. Ущільнений легкою "гладилкою"	4.1 Дрібнозернистий	Див. 1.3	0,4…0,6	> 15	> 35
		4.2 Середньозернистий	Див. 2.2	0,35…0,6	> 10	> 22
	5. Сніговий покрив	5.1 Дрібнозернистий	Див. 1.3	0,55…0,7	> 30	> 50
		5.2 Середньозернистий	Див. 2.2	0,5…0,6	> 20	> 45

Із розрахункової схеми, зображеної на рис. 2.6, видно, що деформацію снігової поверхні під дією лижної опори й опір снігу руху лижі

$$F_T = F_{оп} = B_ш \int_0^{H_Л} p(z)dz + P_Л f \qquad (2.17)$$

можна визначити з системи нелінійних рівнянь

$$\begin{cases} P_Л = p(z)B_ш^2\gamma; & (2.18) \\ f = \dfrac{B_ш}{P_Л}\displaystyle\int_0^{H_К} p(z)dz + f_{тер}, & (2.19) \end{cases}$$

де $p(z)$ − розподілена нормальна реакція снігу, обумовлена виразами (2.6)–(2.12); $f_{тер}$ − коефіцієнт тертя матеріалу ковзної поверхні лижі по снігу; $P_Л$ − навантаження, Н; B – ширина лижі, м; γ – подовження лижі; $H_Л$ – глибина колії від лижі, м; f − коефіцієнт опору руху лижі.

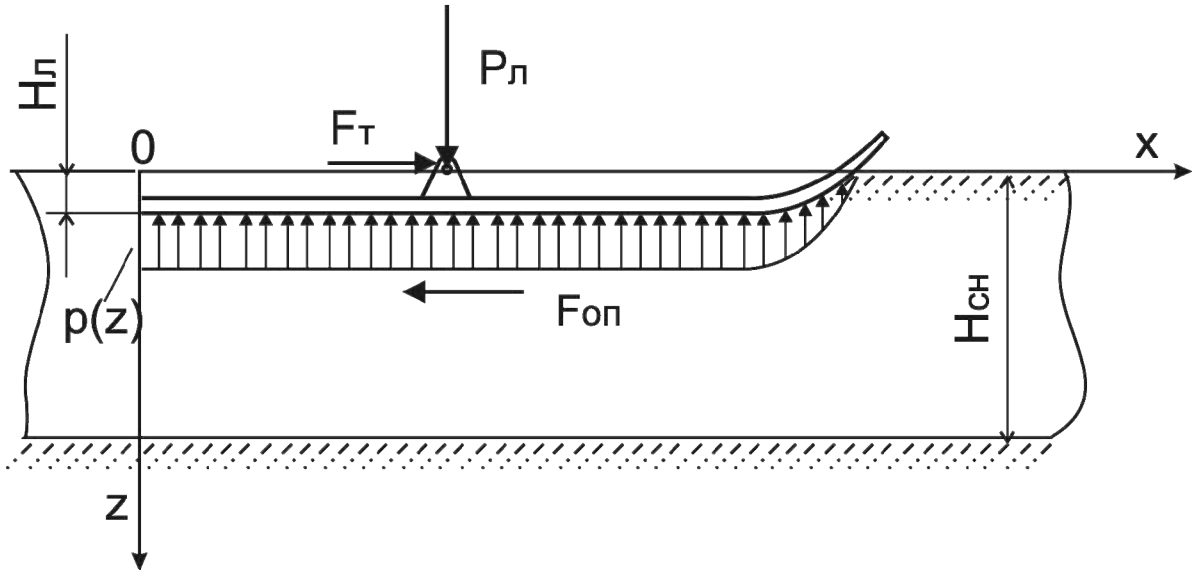


Рис. 2.6. Розрахункова схема руху лижі по снігу

Перший доданок у (2.19) – коефіцієнт складової опору руху лижі, що витрачається на деформування снігу.

Розглянемо алгоритм, який має чотири варіанти розрахункових умов. Спочатку визначають глибину колії від лижі, потім величину $H_{кр}$ за (2.11) з перевіркою умови

$$H_{кр} \le 0. \qquad (2.20)$$

Варіант 1. Якщо умова (2.20) виконується, то $\mathbf{H_{кр}}$ розраховують із формули (2.8), тоді

$$\mathbf{H_л} = \frac{\mathbf{H_{сн}}\left(1 - \rho_0 / \rho_л\right)}{2{,}71\left(\mathbf{E_{сн}к_g}\right)^{0{,}823}\mathbf{B_ш^2}\gamma / \mathbf{p_л} + 1}, \qquad (2.21)$$

де $\mathbf{к_g}$ – величина, яку знаходять за виразом (2.10).

Якщо умова (2.20) не виконується, то $\bar{\mathbf{B}}_{\mathbf{кр}}$ знаходять за (2.9) з перевіркою умови

$$\bar{\mathbf{B}}_{\mathbf{ш}} \geq \bar{\mathbf{B}}_{\mathbf{кр}}, \qquad (2.22)$$

при виконанні якої $\mathbf{p_{кр}}$ визначають із виразу (2.6) шляхом підстановки $\mathbf{z = H_{кр}}$. При $\bar{\mathbf{B}}_{\mathbf{ш}} < \bar{\mathbf{B}}_{\mathbf{кр}}$ величину $\mathbf{p_{кр}}$ визначають із (2.7). Після цього $\mathbf{p_{кр}}$, отриману з (2.6) або (2.7), порівнюють із заданим питомим тиском $\mathbf{p} = \frac{\mathbf{P_л}}{\mathbf{B_ш^2}\gamma}$.

Варіант 2. У випадку, якщо $\bar{\mathbf{B}}_{\mathbf{ш}} < \bar{\mathbf{B}}_{\mathbf{кр}}$, величина $\mathbf{H_л}$ визначається формулою

$$\mathbf{H_л} = \left[\frac{\mathbf{B_ш^{-1{,}5}P_л}\sqrt{\mathbf{B_ш}}\exp\left(0{,}18\sqrt{\gamma - 1}\right)}{0{,}2\mathbf{E_{сн}}\left(1+\gamma\right)\omega\mathbf{К_g}}\right]. \qquad (2.23)$$

Варіант 3. При умові $\mathbf{p > p_{кр}}$ глибину колії визначають за формулою

$$\mathbf{H_л} = \left[\frac{\mathbf{P_л}\exp\left(0{,}18\sqrt{\gamma - 1}\right)\mathbf{B}^{-1{,}5}}{1{,}16\cdot 10^{-3}\sqrt{\bar{\mathbf{B}}_{\mathbf{ш}}}\gamma\left(1+\gamma\right)\mathbf{E_{сн}^{1{,}546}}\omega^{2{,}546}\mathbf{к_g}}\right]. \qquad (2.24)$$

Варіант 4. Якщо умова (2.22) виконується, то $\mathbf{p_{кр}}$ розраховують за формулою (2.6), тоді

$$\mathbf{H_л} = \frac{\left(\mathbf{H_{сн}} - \mathbf{H_{кр}}\right)\left(1 - \rho_0 / \rho_л\right)\left(\dfrac{\mathbf{P_л}}{\gamma\mathbf{B_ш^2}} - \mathbf{p_{кр}}\right)}{2{,}71\left(\mathbf{E_{сн}к_g}\right)^{0{,}823} + \dfrac{\mathbf{P_л}}{\gamma\mathbf{B_ш^2}} - \mathbf{p_{кр}}} + \mathbf{H_{кр}}. \qquad (2.25)$$

Коефіцієнт опору руху $\mathbf{f_{тер}}$ визначають за формулою (2.15), виходячи із крайових умов, аналогічно до розрахунку глибин колії $\mathbf{H_л}$ і параметрів снігу (див. табл. 2.8).

Розглянемо чотири варіанти розрахунку $\mathbf{f}$ при різних умовах:

Варіант 1. Із використанням умови (2.19) маємо

$$\mathbf{f} = \frac{\mathbf{B_ш}}{\mathbf{P_л}}\left[\mathbf{AH_л} - \mathbf{N_1 ln}\left(\mathbf{N_1} + \mathbf{H_л}\right)\right] + \mathbf{f_{тер}}, \qquad (2.26)$$

де $\mathbf{A} = 2{,}71\left(\mathbf{E_{сн}к_g}\right)^{0{,}823}$, $\mathbf{N_1} = \mathbf{H_{сн}}\left(1 - \rho_0 / \rho_л\right)$, $\mathbf{H_л}$ – величина, яку визначають за виразом (2.21).

Варіант 2. Із умови (2.23) отримуємо

$$\mathbf{f} = \frac{\mathbf{E_{сн}}\left(1+\gamma\right)\omega\mathbf{к_g}\sqrt{\mathbf{B_ш H_л^3}}}{\mathbf{p_л}\gamma\sqrt{\bar{\mathbf{B}}}\mathbf{e}\exp\left(0{,}18\sqrt{\gamma - 1}\right)} + \mathbf{f_{тер}}, \qquad (2.27)$$

де $\mathbf{H_л}$ – величина, яку визначають за (2.23).

Варіант 3. Із умови (2.24) одержуємо

$$\mathbf{f} = 7{,}7 \cdot 10^{-2}\left(1+\gamma\right)\omega^{2{,}546}\mathbf{E_{сн}^{1{,}546}к_g}\sqrt{\frac{\mathbf{B}\bar{\mathbf{B}}_ш\mathbf{H_л^3}}{\gamma\mathbf{p_л^2}}}, \qquad (2.28)$$

де $\mathbf{H_л}$ – величина, яку визначають із урахуванням умови (2.22).

Варіант 4. Із умови (2.25) маємо

$$\mathbf{f} = \mathbf{f_j} + \frac{\mathbf{B}}{\mathbf{p_л}}\left[\mathbf{A}\left(\mathbf{H_л} - \mathbf{H_{кр}}\right) - \mathbf{N_2 ln}\left(\mathbf{N_2} + \mathbf{H_л} - \mathbf{H_{кр}}\right)\right] + \mathbf{N_2 ln N_2} + \mathbf{p_{кр}}\left(\mathbf{H_л} - \mathbf{H_{кр}}\right), \qquad (2.29)$$

де $\mathbf{f_j}$ – величина, яку визначають із урахуванням умови (2.22) за виразом (2.27) або (2.28) шляхом підстановки $\mathbf{H_л} = \mathbf{H_{кр}}$; величина $\mathbf{H_л}$ у другому доданку визначається формулою (2.25); $\mathbf{N_2} = \left(\mathbf{H_{сн}} - \mathbf{H_{кр}}\right)\left(1 - \rho_0 / \rho_л\right)$.

Цей метод розрахунку є спрощеним завдяки застосуванню припущень. У реальних умовах лижа обертається навколо осі опорного шарніра й переміщується під різними кутами до поверхні злітного поля. Для врахування кутових переміщень до рівнянь руху (2.18) і (2.19) необхідно додати рівняння суми моментів відносно осі опорного шарніра, що дасть можливість дещо уточнити наближені результати.

2.3. Прохідність літаків по ЗПС зі штучним покриттям

Для виконання вимог до прохідності (можливість експлуатації без ушкодження ЗПС) уведено поняття еквівалентного одноколісного навантаження [69]

$$\mathbf{P_{екв}} \le \mathbf{P_{н}}, \qquad (2.30)$$

де $\mathbf{P_{н}}$ – нормативне статистичне навантаження для аеродромів базування цивільних і військових літаків (див. табл. 2.1).

Еквівалентне одноколісне навантаження $\mathbf{P_{екв}}$ являє собою навантаження від одноколісної опори літака й за силовим ефектом впливу на покриття дорівнює навантаженню від реальної опори літака з урахуванням параметрів, кількості й схеми розміщення коліс на цій опорі.

Якщо стояк шасі має одне колесо, то $\mathbf{P_{екв}}$ дорівнює навантаженню від цього колеса. Якщо ж стояк має кілька коліс (розосереджених по бетонній плиті), то допускається трохи більше навантаження на стояк без небезпеки пошкодження плити, ніж у випадку одноколісної опори. Еквівалентне одноколісне навантаження необхідно знати для того, щоб визначити, наскільки можна збільшити сумарне розосереджене навантаження на бетонну плиту порівняно з нормованим зосередженим навантаженням.

Так, якщо опора шасі являє собою чотириколісний або восьмиколісний візок, то еквівалентне одноколісне навантаження можна знайти в першому наближенні за такою формулою [69]:

$$\mathbf{P_{екв}} = 0{,}93\mathbf{P_{ст}^{4/3}}\left\{\frac{\left[1+0{,}04\left(1-0{,}294\mathbf{P_{ст}}\right)\left(\mathbf{p_{ш}}-4\right)^{0{,}81}\mathbf{к_{ш}}\right]}{1+0{,}534\left(\mathbf{p_{ш}}-4\right)^{0{,}675}}\right\}^{1{,}75}, \qquad (2.31)$$

де $\mathbf{P_{ст}}$ − стоянкове навантаження на одне колесо чотириколісного візка або на два колеса восьмиколісного, тс; $\mathbf{P_{ш}}$ – тиск у пневматику шасі, кгс/см^2; $\mathbf{к_{ш}}$ − конструктивний коефіцієнт, що залежить від типу опори й діаметра колеса (рис. 2.7).

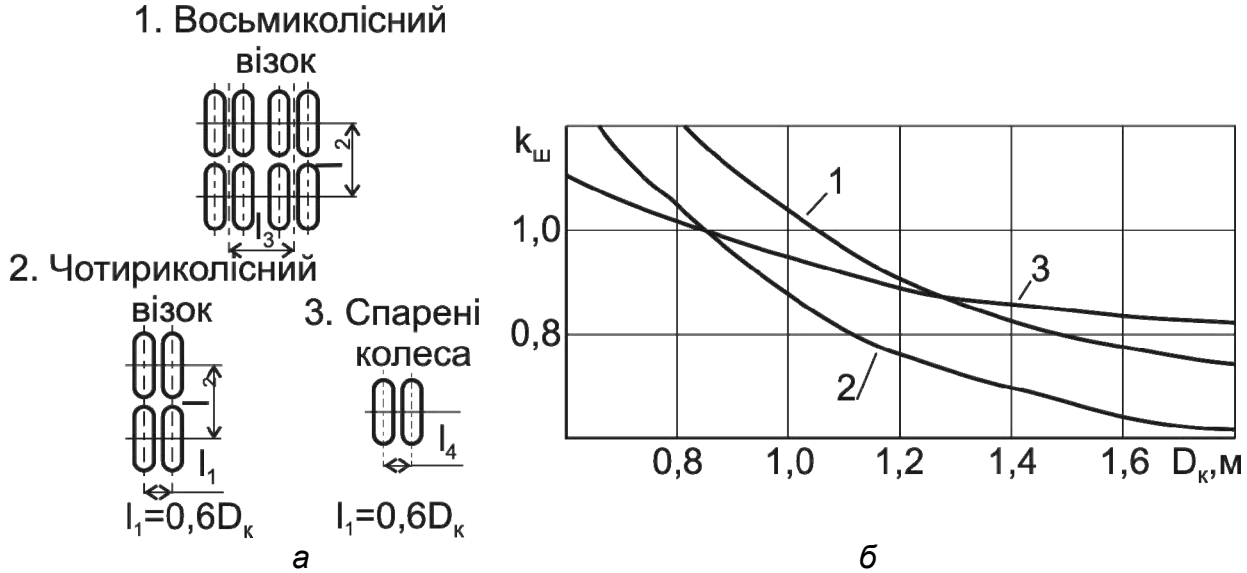


Рис. 2.7. Схема типів опор (*а*) і залежність коефіцієнта $k_ш$ від діаметра колеса (*б*)

Для опори зі спареними колесами

$$P_{екв} = 1{,}29P_{ст}^{1{,}165}\left\{\frac{\left[1+0{,}0352(p_ш-4)^{2/3}\right]к_ш}{1+0{,}0488(p_ш-4)^{2/3}}\right\}^{1{,}75}, \qquad (2.32)$$

де $P_{ст}$ − стоянкове навантаження на одне колесо, тс.

Формули (2.31) і (2.32) застосовуються при $P_ш$ = 4 кгс/см^2 і за умови, що на одну бетонну плиту ЗПС потрапляє тільки одна опора літака. Якщо на одну плиту одночасно потрапляють дві основні опори шасі, то прохідність літака різко знижується. У цьому випадку величину $P_{екв}$, розраховану за формулами (2.31), (2.32), необхідно збільшити на 25…30 %. Для того щоб не знижувалася прохідність літака, відстань між основними опорами шасі при $P_{екв}$ > 25 тс має бути більшою від ширини плити.

Таким чином, проєктуючи літак для ЗПС з бетонним покриттям, слід прагнути до того, щоб розрахункове значення $P_{екв}$ не перевищувало нормованого.

Одним із засобів підвищення прохідності літака по бетону, однак не дуже ефективним, є зниження тиску в пневматиках шасі. При зменшенні $P_ш$ еквівалентне одноколісне навантаження дещо зменшується. Однак разом із цим збільшуються габарити й маса коліс при заданому стоянковому навантаженні. Тиск $P_ш$, при якому поєднання пока-

зників щодо прохідності по бетону, маси й габаритів коліс є найкращим, становить 8…12 кгс/см^2.

Найбільш ефективними засобами збільшення прохідності важких літаків по бетонних ЗПС є збільшення кількості коліс та оптимізація їх взаємного розташування.

Варіюючи кількість коліс і стояків для виконання умови (2.28), методом послідовних наближень підбирають їх кількість для літаків, що базуються на аеродромі зі штучним покриттям.

2.4. Розрахункове оцінювання прохідності важких транспортних літаків із багатоопорним шасі

Однією з актуальних проблем, що виникають під час проєктування важких транспортних літаків, є забезпечення їх прохідності на наявних аеродромах.

Концептуальне й методичне завдання щодо забезпечення прохідності будь-якого літака по покриттях із заданими властивостями вирішується шляхом підбирання необхідної кількості коліс з такими параметрами, які б забезпечували зліт і посадку без руйнування аеродромів базування.

Що стосується важких літаків, така умова може бути виконана внаслідок застосування кількох десятків коліс. При цьому неминуче виникає питання їх компонування на опорах.

Для класичної трьохопорної схеми шасі (одна передня й дві основні опори) завдання розмістити необхідну кількість коліс виконують шляхом застосування чотири-, шести- й восьмиколісних візків (Ту-154, Ил-86, С-5 і т.д.) (див. рис. 1.2).

Вибір кількості коліс та їх взаємного розташування на опорі здійснюється за еквівалентним одноколісним навантаженням $\mathbf{P_{екв}}$ [68]. При цьому слід зазначити, що запропоноване оцінювання прохідності літака було виконано, виходячи із припущення, що в будь-який момент часу на одну плиту аеродромного покриття впливає одна опора шасі.

При проєктуванні ж важких і надважких транспортних літаків поширення набули багатоопорні шасі (Ан-22, Ил-76, Ан-124, Ан-225, Ан-70), характерною рисою яких є потрапляння на одну плиту аеродромного покриття одночасно кількох стояків основного шасі (рис. 2.8).

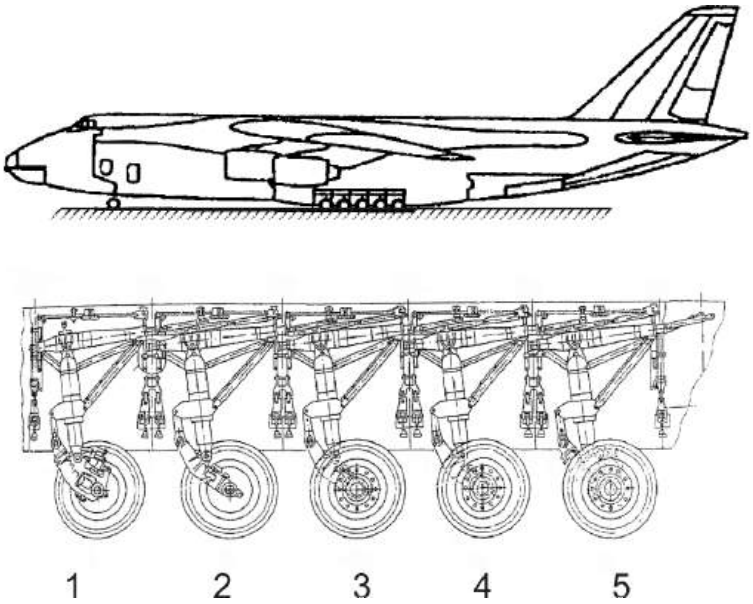


Рис. 2.8. Багатостоякове основне шасі важкого транспортного літака:
1–5 – ряди стояків шасі по бортах фюзеляжу

Прохідність літаків з такою схемою шасі пропонується [84] оцінювати за зведеним навантаженням на умовну одноколісну опору, під впливом якої в еталонному покритті відповідного класу аеродрому виникає згинальний момент, що дорівнює максимальному моменту від впливу багатостоякової опори літака в тих же випадках:

$$\mathbf{P_{пр}}\overline{\mathbf{M}}_{\mathbf{1}} = \mathbf{K_p}\sum_{\mathbf{i}}^{\mathbf{n}}\mathbf{P_i}\overline{\mathbf{M}}_{\mathbf{i}}\,, \qquad (2.33)$$

звідки

$$\mathbf{P_{пр}} = \frac{\mathbf{K_p}\sum_{\mathbf{i}}^{\mathbf{n}}\mathbf{P_i}\overline{\mathbf{M}}_{\mathbf{i}}}{\overline{\mathbf{M}}_{\mathbf{1}}}\,, \qquad (2.34)$$

де $\overline{\mathbf{M}}_{\mathbf{1}}$ – табличне значення одиничного моменту в плиті під центром відбитка одноколісної опори; $\sum_{\mathbf{i}}^{\mathbf{n}}\mathbf{P_i}\overline{\mathbf{M}}_{\mathbf{i}}$ – максимальна сума моментів у плиті від n-колісної опори літака; $\overline{\mathbf{M}}_{\mathbf{i}}$ – табличне значення моменту в розрахунковому перерізі (під центром відбитка одного з коліс) від навантаження і-го колеса $\mathbf{P_i}$; $\mathbf{K_p}$ – коефіцієнт, що враховує повторне навантаження покриття тандемно розташованими колісьми опор.

Оскільки нормативне зведене навантаження й згинальний момент зв'язані між собою рівнянням $\mathbf{M_i} = \mathbf{P_i}\overline{\mathbf{M}}_{\mathbf{i}}$, величину $\mathbf{P_{пр}}$ можна визначити за формулою

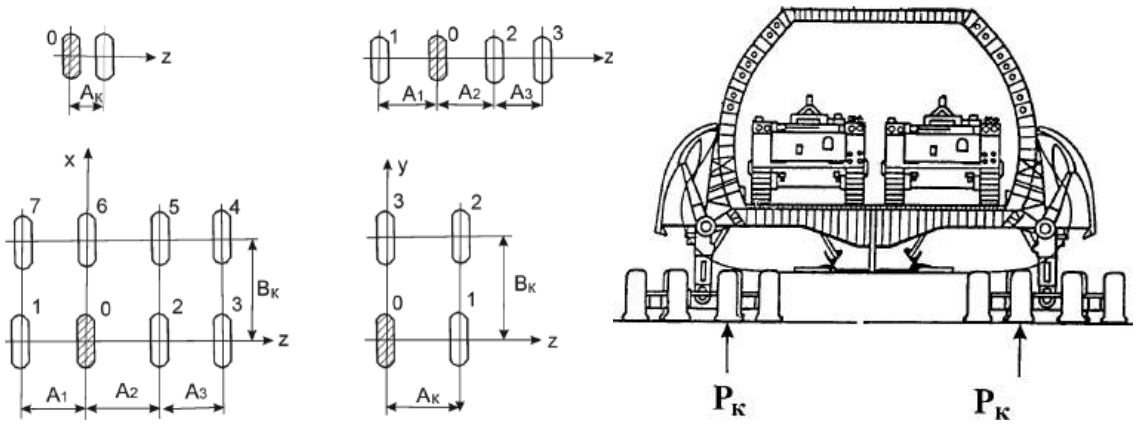
$$P_{пр} = P_i \frac{K_p \sum_i^n P_i M_i}{M_1}. \qquad (2.35)$$

Отже, при багаторядному розташуванні коліс сума одиничних моментів усіх коліс відносно осі OZ є більшою за суму одиничних моментів усіх коліс відносно осі OX (рис. 2.9).

Цей висновок справджується для всіх класів аеродромів.

З аналізу схеми шасі вітчизняних і зарубіжних літаків видно, що всі вони відповідають цим вимогам. Таким чином, немає необхідності визначати одиничні моменти від навантажень усіх коліс відносно осей OZ і OX, а розрахунок зводиться тільки до визначення суми одиничних моментів від навантажень коліс, що лежать на осі OZ, тобто

$$\left[\sum_i^n M_z(x)\right]_{max} = \left[\sum_i^n \overline{M}_x\right]_{max}.$$



а *б*

Рис. 2.9. Схема відбитків коліс у різних стояках

Підставивши значення моменту в залежність (2.35) і замінивши відношення $\frac{P_i}{M_i}$ його числовим значенням, яке для всіх класів аеродромів є практично однаковим та дорівнює п’яти, маємо

$$P_{пр} = K_p \left[5 P_k \sum_i^n \overline{M}_z\right] \qquad (2.36)$$

або

$$P_{пр} = K_p\left[P^o_{пр} + P_k\sum_i^n \Delta_i\right], \qquad (2.37)$$

де Δ_i – додаткове навантаження, що залежить від співвідношення розмірів **A** і **B** [85].

Таким чином, зведене навантаження для будь-якої схеми шасі залежно від класу аеродрому знаходять за формулою (2.37) з використанням співвідношень, показаних на рис. 2.11 і 2.12.

Для опори з чотирма колесами (рис. 2.10) необхідно знати розміри $A_к$ і $B_к$ – оптимальні відстані між колесами, при яких зведене навантаження буде мінімальним. При цьому визначальним розміром є ширина візка $L_в$.

Ця залежність є правильною для будь-якого класу аеродромів. Задавшись шириною візка $L_в$, за графіком на рис. 2.10 знаходять відношення $A_к/B_к$, а потім визначають числові значення $A_к$ і $B_к$.

Таким чином, у цій роботі наведено методику оцінювання прохідності літака із багатостояковим основним шасі по злітно-посадкових смугах аеродромів різного класу. При цьому багатостояковість урахована введенням експериментально обумовленого коефіцієнта тандемності, а багатоколісність по осі – додатковим зведеним навантаженням, що залежить від положення декількох коліс на осі (див. рис. 2.10).

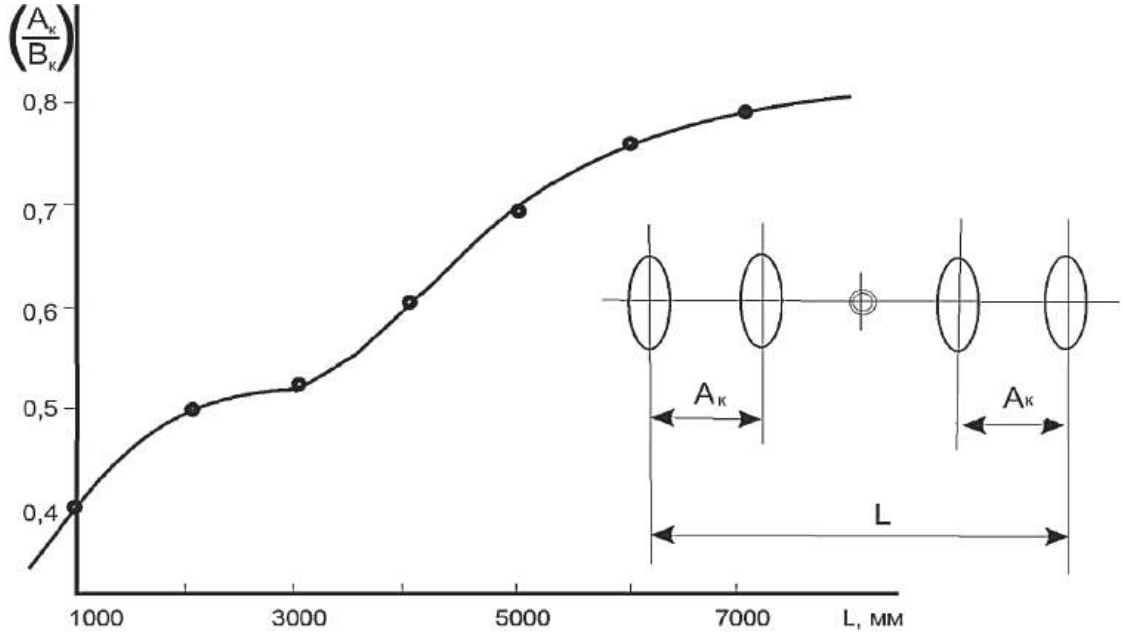


Рис. 2.10. Значення відношень $A_к/B_к$ від розмірів візка

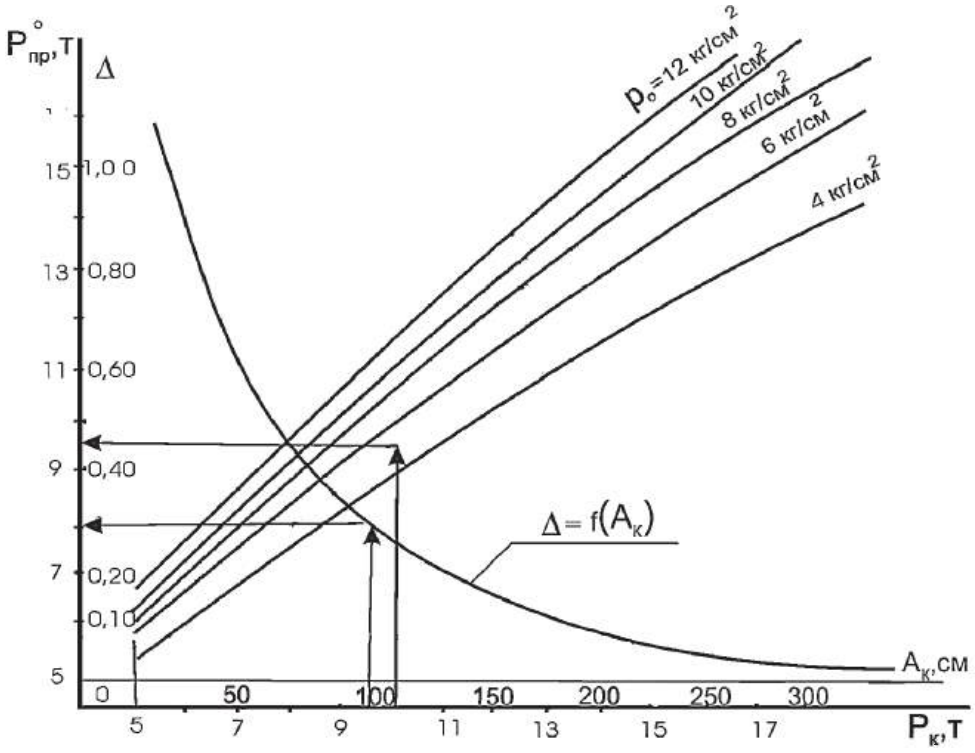


Рис. 2.11. Номограма для визначення зведеного навантаження для аеродромів I класу (P = 17 т)

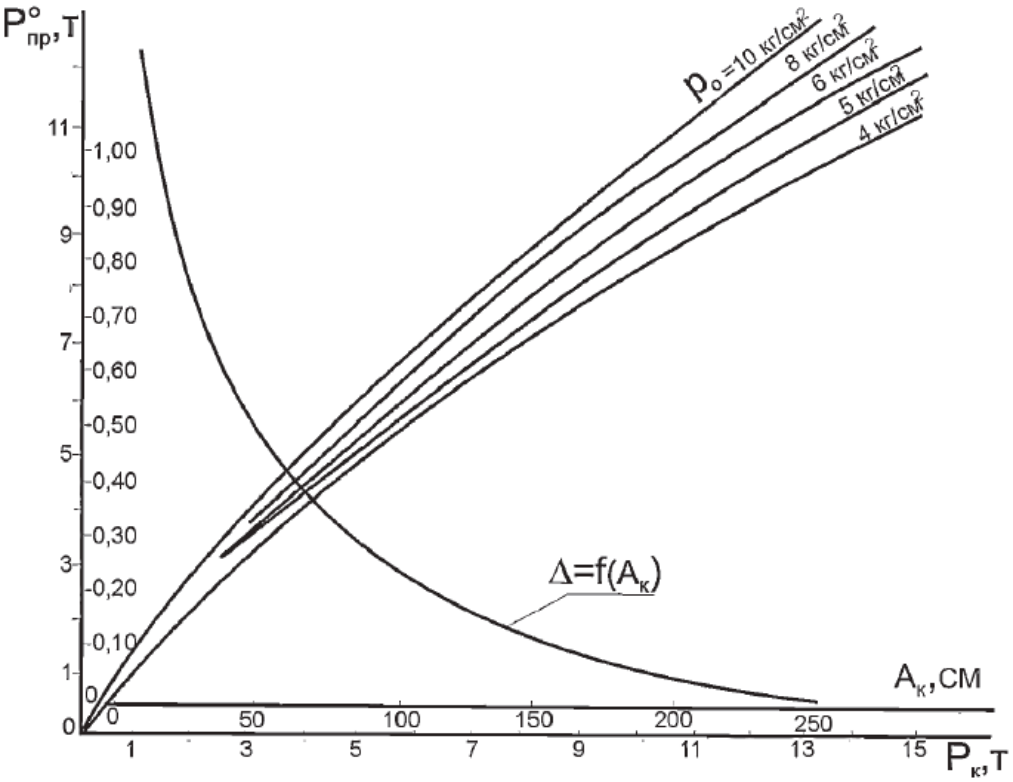


Рис. 2.12. Номограма для визначення зведеного навантаження для аеродромів II класу (P = 12 т)

Запитання для самоперевірки

1. Чим визначаються можливості базування літаків на аеродромах різних класів?

2. Назвіть види прохідності літаків. У чому полягають їх відмінності?

3. Якими характеристиками визначається прохідність літака по ґрунтових аеродромах?

4. Як впливає тягоозброєність літака на його прохідність по ґрунтовому аеродрому?

5. Від чого залежить гранична глибина колії колеса?

6. Яким чином можна зменшити коефіцієнт опору ґрунту котінню коліс?

7. У чому полягають особливості опору ґрунту котінню під час зрушення з місця й розбігу літака?

8. Яким чином міцність ґрунту впливає на вибір кількості, форми й типу коліс?

9. Від яких умов залежить прохідність літака з лижним шасі?

10. Чим визначається міцність снігового покриття?

11. Від чого залежать фрикційні властивості снігу?

12. Яким чином форма, розміри й покриття лижі впливають на прохідність літака?

13. Якими параметрами шасі забезпечується прохідність літаків по аеродромах зі штучним покриттям?

14. Чим обумовлюється необхідність застосування багатоопорного шасі?

15. Чим забезпечується рівномірність навантаження стояків у багатоопорних шасі?

16. Які особливості, проблеми й обмеження мають місце при експлуатації літаків із багатоопорним шасі?

Розділ 3. НАВАНТАЖЕННЯ, ЩО ДІЮТЬ НА ШАСІ. КОНСТРУКТИВНО-СИЛОВІ СХЕМИ ШАСІ

Важливим моментом у проєктуванні шасі є вибір конструктивно-силових схем (КСС) стояків опор, оскільки від цих схем істотно залежать маса й габаритні розміри стояків, розміри ніш для їх прибирання, ресурс і багато інших параметрів, якими визначається рівень технічної досконалості шасі.

Своєю чергою, на вибір конструктивно-силових схем шасі впливає багато факторів: забезпечення мінімальної маси, надійність випускання й прибирання тощо.

Особливого значення під час вибору силової схеми набувають навантаження, що діють на шасі під час наземних переміщень літака.

3.1. Діючі навантаження й нормативні розрахункові випадки

Діючими навантаженнями для шасі насамперед є реакції злітно-посадкової смуги (ЗПС) під час посадки й руліжних доріжок (РД) під час переміщення літака по аеродрому. Для елементів механізму прибирання й випускання, а також для замків і щитків шасі розрахунковими можуть бути аеродинамічні й масові сили, що діють у польоті й під час прибирання й випускання шасі.

Величини сил, що діють на шасі, залежать від злітно-посадкових характеристик літака, схеми розміщення шасі на літаку, жорсткості амортизації, якості та стану поверхонь ЗПС і РД, а також від кваліфікації льотчика. На зусилля, що виникають у шасі, істотно впливає характер посадки: на дві або три опори; із загальмованими або незагальмованими колесами; зі знесенням або без знесення тощо.

У нормативних документах [3, 35, 61, 72, 73] передбачено багато розрахункових випадків для стояків шасі: $\mathbf{E_ш}$, $\mathbf{G_ш}$, $\mathbf{R_ш}$ і т.д.

3.1.1. Навантаження, що діють одночасно на всі стояки шасі

Випадок "$\boldsymbol{E_{ш.пос}}$" − посадка літака на всі опори одночасно (рис. 3.1). У цьому випадку на кожний стояк діє навантаження, напрямлене перпендикулярно до поверхні ЗПС, а лобової й бічної сил при цьому немає.

Розрахункову величину навантажень на основний стояк шасі в такому випадку визначають за формулою

$$\mathbf{P_{осн.\,E}} = \mathbf{zP_{к.ст}n^e f^e}, \qquad (3.1)$$

де n^e − коефіцієнт експлуатаційного перевантаження; f^e − коефіцієнт безпеки; $P_{к.ст}$ − стоянкове навантаження на колесо; z – кількість коліс на стояку.

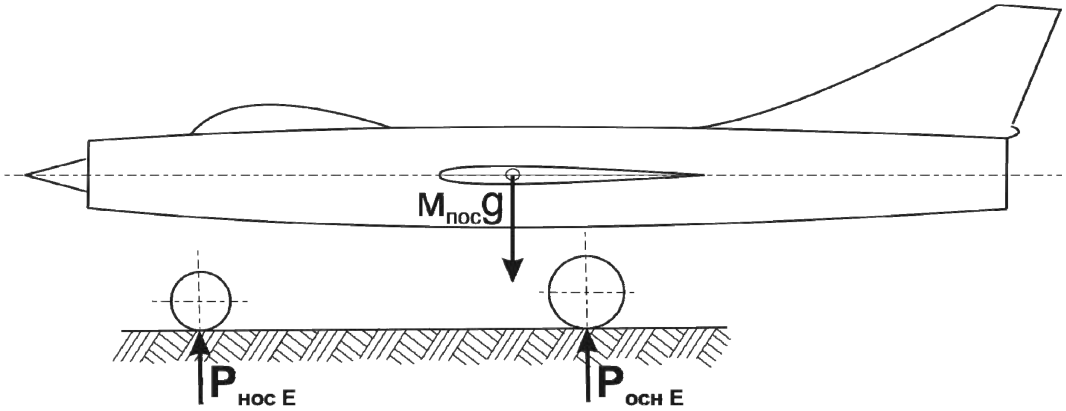


Рис. 3.1. Схема діючих зусиль при грубій посадці літака на всі опори

Випадок "$E_{ш.зл}$" − розбіг на всіх опорах. Уважають, що літак знаходиться в положенні, що відповідає стоянці на землі. На кожний стояк одночасно діють нормальна до поверхні ЗПС сила

$$P_y^e = n_{зл}^e P_{ст.зл} \qquad (3.2)$$

і паралельна до землі сила, прикладена до осей коліс і напрямлена проти напрямку польоту,

$$P_x^e = -KP_y^e. \qquad (3.3)$$

Тут $P_{ст.зл}$ − стоянкове навантаження на стояк при $m_{зл}$; $n_{зл}^e$ − експлуатаційне перевантаження під час розбігу; K − коефіцієнт.

Якщо літак використовується на першокласних аеродромах, то можна взяти K = 0,3 і $n_{зл}^e$ = 2 для випадку одного колеса або спарених коліс, а для випадку візка або тандемно розташованих коліс – $n_{зл}^e$ = 1,7.

Якщо до літака ставиться вимога систематичної експлуатації на ґрунтових ЗПС, то експлуатаційне перевантаження під час розбігу і коефіцієнт K визначають за графіками й формулами [73] за умов повного обтиснення пневматиків коліс стояків шасі й мінімальної величини міцності ґрунту, при якій дозволено зліт і посадку.

Необхідно також ураховувати одночасну дію сил P_y^e і $P_x^e = 0{,}7KP_y^e$.

Випадок "$T_ш$" − гальмування під час посадки, старту й буксирування. Літак знаходиться в положенні "стоянка на землі". Нормальну до землі силу P_y^e беруть такою:

− під час посадки – 75 % P_y^e при поглинанні експлуатаційної роботи;

− під час старту й буксирування – $P_y^e = P_{ст.зл}$.

Вирази для горизонтального навантаження (за напрямком руху літака або проти нього), прикладеного в точках дотику коліс до землі, мають вигляд:

– під час посадки

$$T^e = -M_{max} / R; \tag{3.4}$$

– під час старту

$$T^e = -\min(M_{max} / R); \tag{3.5}$$

– під час буксирування

$$T^e = M_{max} / R, \tag{3.6}$$

де R − радіус обтиснутого колеса (шини коліс одного стояка обтиснуті силою P_y^e); M_{max} − сумарний максимальний гальмівний момент усіх коліс стояка.

Випадок "$M_ш$" − обертання стояка шасі. Літак знаходиться в положенні на трьох точках. До стояка прикладене вертикальне навантаження $P_y^e = P_{ст.пос}$. Основний стояк необхідно перевірити на крутний момент M^e, що діє в площині, паралельній до землі, і проходить через вісь колеса:

$$M^e = \pm\left(900 + 0{,}02\sqrt{m_{пос}^3}\right). \tag{3.7}$$

Значення крутного моменту має бути не більшим від 10^5 Н•м. Одиницею величини $m_{пос}$ є 1 кг, M^e – 1 Н•м.

Якщо літак експлуатується на ґрунтових ЗПС, то величини M^e і P_y^e визначають, виходячи з $m_{зл}$.

Визначення зусиль, що діють на всі стояки шасі в процесі руління літака. За умов керованого руління літак зазвичай рухається по криволінійній траєкторії. Обчислюючи зусилля, що виникають в опорах шасі, необхідно враховувати сили й моменти, прикладені до ц.м. літака (рис. 3.2), а саме:

– **mg** − гравітаційна сила;

– **Y** − піднімальна сила, прикладена до центра тиску (для спрощення подальших розрахунків припускають, що аеродинамічні сили прикладені до ц.м. літака);

– **Q** − лобовий опір;

– **J** − інерційна сила;

– **P** − тяга двигунів;

– $\mathbf{F_ц}$ − відцентрова сила, напрямлена по радіусу обертання;

– $\mathbf{M_x}$ − момент крила поперечний;

– $\mathbf{M_y}$ − момент рискання;

– $\mathbf{M_z}$ − момент тангажу (поздовжній).

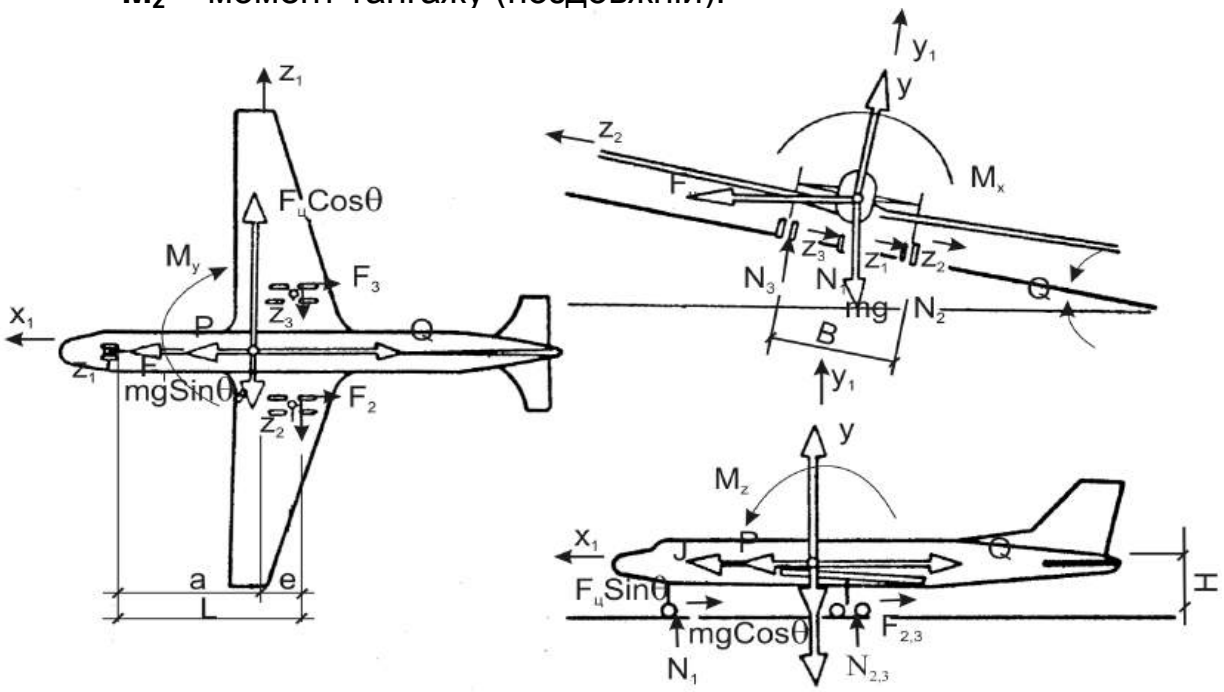


Рис. 3.2. Схема сил і моментів, що діють на літак під час його руху в процесі руління

Під дією цих сил і моментів у всіх стояках шасі виникають такі реакції:

– $\mathbf{N_2}$, $\mathbf{N_3}$ − сили нормальної реакції;

– $\mathbf{N_1}$ − сила нормальної реакції штучного покриття, прикладена до носового стояка;

– $\mathbf{F_2}$, $\mathbf{F_3}$ − поздовжні сили тертя пневматиків носового стояка;

– $\mathbf{F_1}$ − поздовжня сила тертя пневматиків носового стояка;

– $\mathbf{Z_2}$, $\mathbf{Z_3}$ − поперечні сили зчеплення пневматиків основного шасі літака зі штучним покриттям;

– $\mathbf{Z_1}$ − поперечна сила зчеплення пневматиків носового стояка зі штучним покриттям.

Розглядаючи рівновагу цих сил по осі **Oz** , можна записати

$$\mathbf{F_ц}\cos\theta - \mathbf{mg}\sin\theta - (\mathbf{Z_1} + \mathbf{Z_2} + \mathbf{Z_3}) = \mathbf{0}, \qquad (3.8)$$

причому

$$(\mathbf{Z_1} + \mathbf{Z_2} + \mathbf{Z_3}) = (\mathbf{N_1} + \mathbf{N_2} + \mathbf{N_3})\varphi_\mathbf{c} = (\mathbf{mg}\cos\theta + \mathbf{F_ц}\sin\theta - \mathbf{Y})\varphi_\mathbf{c},$$

де $\varphi_\mathbf{c}$ − коефіцієнт поперечного зчеплення; θ − кут нахилу руліжної доріжки; $\mathbf{F_ц} = \dfrac{\mathbf{mV^2}}{\mathbf{R}}$ − відцентрова сила.

Коефіцієнт поперечного зчеплення $\varphi_\mathbf{c}$ залежить головним чином від шорсткості поверхні покриття, ступеня його нерівності, вологості, температури, швидкості руху, наявності бруду, а також від модуля жорсткості шин, форми й ступеня зношеності протектора, внутрішнього тиску в шині й абсолютної величини навантаження на колесо. Коефіцієнт поперечного зчеплення набуває максимального значення під час вільного котіння колеса без гальмування.

Так, для колеса, що котиться, коефіцієнт поперечного зчеплення на 10…20 % більший, ніж для загальмованого. За розрахунковий стан штучного покриття рекомендується брати мокру поверхню.

Підставивши в рівняння (3.8) значення $\mathbf{Z_1} + \mathbf{Z_2} + \mathbf{Z_3}$ і $\mathbf{F_ц}$, маємо

$$\frac{\mathbf{mV^2}}{\mathbf{R}}\cos\theta_\mathbf{б} - \mathbf{mg}\sin\theta_\mathbf{б} - \left(\mathbf{mg}\cos\theta_\mathbf{б} + \frac{\mathbf{mV^2}}{\mathbf{R}}\sin\theta_\mathbf{б} - \mathbf{Y}\right)\varphi_\mathbf{c} = \mathbf{0}. \qquad (3.9)$$

Розв’язавши рівняння (3.9) відносно **R**, знаходимо

$$\mathbf{R} = \frac{\mathbf{mV^2}(\cos\theta_\mathbf{б} - \varphi_2\sin\theta_\mathbf{б})}{\mathbf{mg}\sin\theta_\mathbf{б} + (\mathbf{mg}\cos\theta_\mathbf{б} - \mathbf{Y})\varphi_\mathbf{c}}. \qquad (3.10)$$

Поділивши чисельник і знаменник виразу (3.10) на $\mathbf{mgcos}\ \theta_\mathbf{б}$, одержуємо

$$\mathbf{R} = \frac{\mathbf{V^2}(1 - \mathbf{i}\varphi_\mathbf{c})}{\mathbf{i} + \left(1 - \dfrac{\mathbf{Y}}{\mathbf{mg}}\right)\varphi_\mathbf{c}}. \qquad (3.11)$$

У тому випадку, коли $\mathbf{0} \le \mathbf{i} \le \mathbf{0{,}05}$, а $\mathbf{0} \le \varphi_\mathbf{c} \le \mathbf{0{,}3}$, добуток $\mathbf{i}\varphi_\mathbf{c}$ у чисельнику є дуже малою величиною, якою можна знехтувати, тоді узявши $(1 - \mathbf{i}\varphi_\mathbf{c}) \approx 1$, одержуємо

$$\mathbf{R} = \frac{\mathbf{V^2}}{\mathbf{i} + \left(1 - \dfrac{\mathbf{Y}}{\mathbf{mg}}\right)\varphi_\mathbf{c}}, \qquad (3.12)$$

де

$$\mathbf{Y} = \mathbf{C}_{\mathbf{y\ ст}} \frac{\rho \mathbf{V}^2}{2} \mathbf{S}, \qquad (3.13)$$

$\mathbf{C}_{\mathbf{y\ ст}}$ − коефіцієнт піднімальної сили, що відповідає стоянковому куту атаки літака; ρ − щільність повітря; **S** − площа крила в плані; **V** − швидкість руху літака.

Припускаємо, що в момент посадки літака величина піднімальної сили дорівнює масі літака $\mathbf{Y_{пос}} = \mathbf{mg}$, тоді

$$\mathbf{Y_{пос}} = \mathbf{mgC_{y\ пос}} \frac{\rho \mathbf{V}^2}{2} \mathbf{S}, \qquad (3.14)$$

де $\mathbf{C_{y\ пос}}$ – коефіцієнт піднімальної сили, що відповідає посадковому куту атаки літака; $\mathbf{V_{пос}}$ – посадкова швидкість літака.

Підставивши у формулу (3.12) вирази (3.13) і (3.14), маємо

$$\mathbf{R} = \frac{\mathbf{V}^2}{12{,}96\mathbf{g}\left\{\mathbf{i} + \left[1 - \frac{\mathbf{C_{y\ ст}}}{\mathbf{C_{y\ пос}}}\left(\frac{\mathbf{V}}{\mathbf{V_{пос}}}\right)^2\right]\varphi_{\mathbf{c}}\right\}}, \qquad (3.15)$$

де **R** − радіус розвороту, м; **g** − прискорення сили тяжіння, м/с^2; **i** – поперечне відхилення криволінійної ділянки швидкісної руліжної доріжки; $\varphi_{\mathbf{c}}$ − коефіцієнт поперечного зчеплення; $\mathbf{C_{y\ пос}}$ − коефіцієнт піднімальної сили, що відповідає стоянковому куту атаки літака; **12,96** − перевідний коефіцієнт.

На рис. 3.3 зображено криві залежності радіуса від швидкості руху, побудовані без урахування аеродинамічних особливостей літака та з їх урахуванням.

Із наведених даних випливає, що при збільшенні швидкості руління літака по криволінійній траєкторії до **V** = 100 км/год відповідно будемо мати $\mathbf{\Delta R_p}$ = 103 м.

Рух літака по кривій приводить до появи різних кутів ковзання коліс шасі α_1, α_2 і α_3 (рис. 3.4). Залежно від кутів ковзання змінюються коефіцієнти поперечної сили, причому чим більший кут ковзання колеса, тим більший коефіцієнт поперечної сили.

Залежність коефіцієнта поперечної сили від кута ковзання в діапазоні кутів ковзання $0^0 \ldots 6^0$ є лінійною. При подальшому збільшенні кута ковзання колеса коефіцієнт поперечної сили починає поступово зменшуватися.

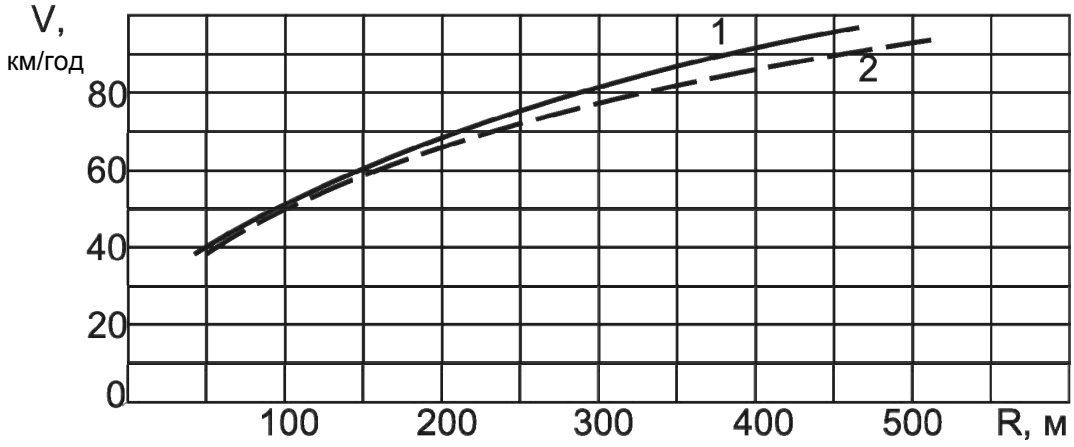


Рис. 3.3. Залежність радіуса від швидкості руху літака:
1 − без урахування аеродинамічних особливостей літака незалежно від його типу; 2 – з урахуванням аеродинамічних особливостей літака, що має $C_{у\ ст} = 0,9$, $C_{у\ пос} = 1,6$, $V_{пос} = 170$ км/год

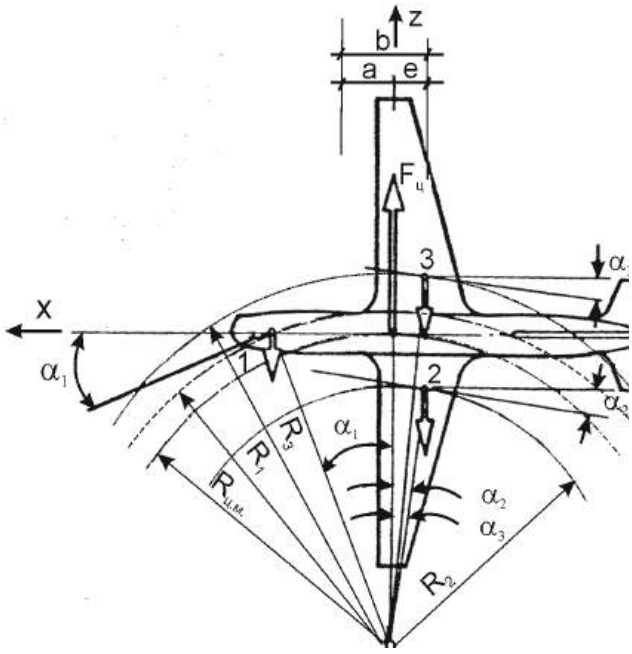


Рис. 3.4. Схема кутів ковзання α_1, α_2 і α_3 при розвороті літака

Із рис. 3.4 видно, що чим менший радіус кривої руху шасі літака, тим більший кут ковзання, який спричиняє підвищене зношення протектора шини. Маючи радіус кривої опори $\mathbf{R_1 = R_{нос.оп}}$ і знаючи місце розташування ц.м. літака, можна визначити кути α_1, α_2 і α_3, що відповідають кутам ковзання носового, внутрішнього й зовнішнього основних і носових стояків шасі літака:

$$\mathbf{R_1 = \frac{a}{\sin\alpha_1}}; \qquad \mathbf{R_{ц.м.} = R\cos\alpha_1};$$

$$\mathbf{R_3 = \frac{e}{\sin\alpha_3}}; \qquad \mathbf{R_2 = \frac{e}{\sin\alpha_2}};$$

$$\alpha_3 = \mathbf{arctg\frac{e}{R_{ц.м.} + 0{,}5B}}; \qquad \alpha_2 = \mathbf{arctg\frac{e}{R_{ц.м.} - 0{,}5B}}.$$

Слід зазначити, що при більших радіусах кривих $\alpha_2 = \alpha_3$. Відцентрова сила, що діє на літак під час його руху по криволінійній ділянці швидкісної руліжної доріжки, спричиняє деякий перерозподіл навантаження на шасі літака. Різницю навантажень на зовнішньому й внутрішньому стояках основного шасі літака $\Delta N = N_3 - N_2$ можна визначити за формулою

$$\Delta N = \frac{2(F_{відц} h - M_x)}{B},$$

де $F_{відц}$ − відцентрова сила; h − висота центра мас літака; B − колія шасі літака; M_x − момент крила.

Різниця навантажень буде тим більшою, чим більші відцентрова сила $F_{відц}$ і висота ц.м. літака h і чим менші поперечний момент крила M_x і колія шасі B.

Навантаження на носовий стояк визначається формулою

$$N_1 = (mg - Y)\frac{x_2 + h(f + \varphi_c \sin\alpha_2) + M_x}{b - h[f(\cos\alpha_1 - 1) + \varphi_c(\sin\alpha_1 - \sin\alpha_2)]}, \qquad (3.16)$$

а навантаження на основні стояки літака – формулою

$$N_2 + N_3 = (mg - Y)\frac{x_2 - h(f\cos\alpha_1 + \varphi_c \sin\alpha_1) - M_z}{b - h[f(\cos\alpha_1 - 1) + \varphi_c(\sin\alpha_1 - \sin\alpha_2)]}, \qquad (3.17)$$

де b − база шасі літака; M_z − момент тангажу; a − відстань від ц.м. літака до носового стояка шасі; e − відстань від ц.м. літака до основних стояків; f − коефіцієнт тертя-котіння; φ_c − коефіцієнт поперечного зчеплення; α_1, α_2 – кути ковзання носового й основного стояків шасі.

Навантаження на внутрішній стояк основного шасі літака, що рухається по криволінійній ділянці руліжної доріжки, буде таким:

$$N_2 = 0{,}5(N_2 + N_3 - \Delta N)$$

і

$$N_3 = 0{,}5(N_2 + N_3 + \Delta N),$$

або

$$N_2 = (mg - Y)\frac{a - h(f\cos\alpha_1 + \varphi_c \sin\alpha_1) - M_z}{2\{b - h[f(\cos\alpha_1 - 1) + \varphi_c(\sin\alpha_1 - \sin\alpha_2)]\}} - \frac{F_ц h - M_z}{B}, \qquad (3.18)$$

$$N_3 = (mg - Y)\frac{a - h(f\cos\alpha_1 + \varphi_c \sin\alpha_1) - M_z}{2\{b - h[f(\cos\alpha_1 - 1) + \varphi_c(\sin\alpha_1 - \sin\alpha_2)]\}} - \frac{F_ц h - M_z}{B}. \qquad (3.19)$$

Знаючи навантаження N_1, N_2 і N_3, можна визначити поздовжні й поперечні сили, які виникають у зоні контакту пневматиків шасі літака зі штучним покриттям. Це є основою для визначення сил тертя коліс об штучне покриття й дає можливість оцінити бічну стійкість під час його руху по землі.

3.1.2. Розрахункові випадки для основних стояків шасі

Випадок "$G_ш$" − передній удар в обидва стояки. Літак знаходиться в положенні, що відповідає стоянці на землі, навантаження проходить через вісь колеса й напрямлене під кутом α до горизонту (рис. 3.5, табл. 3.1) [35].

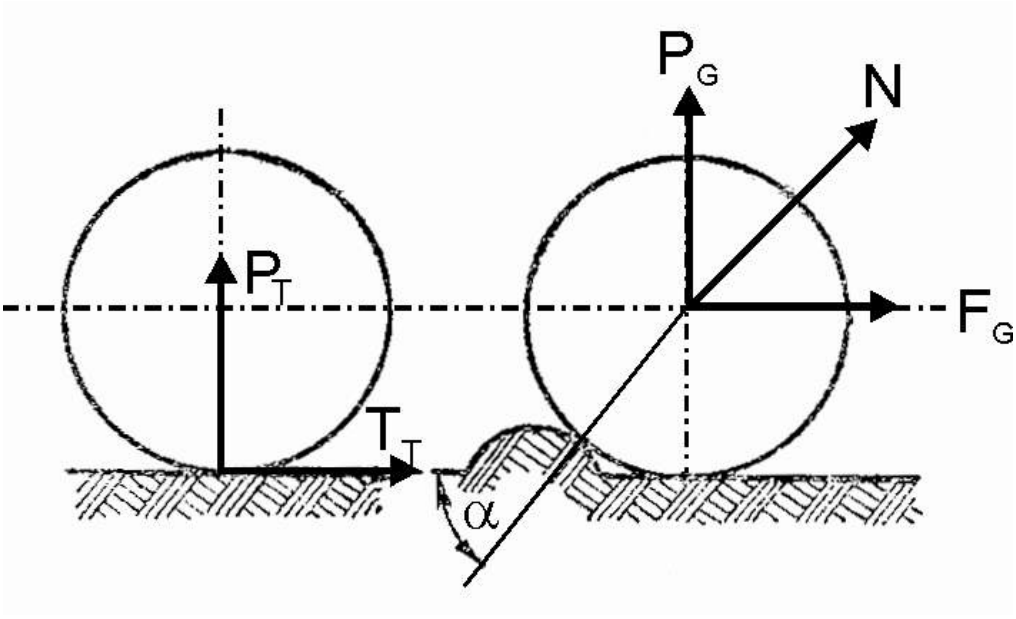


Рис. 3.5. Схема діючих сил під час переднього удару в опорний елемент стояка шасі

Таблиця 3.1

Значення параметрів для розрахункового випадку $\mathbf{G_ш}$

Параметри	Для шасі з хвостовим колесом	Для шасі з носовим колесом
Кут α, град	5°+0,025 **D***	20°+0,025 **D***
Навантаження на один стояк $\mathbf{P^e}$	0,5 $\mathbf{n_G^e g m_{пос}}$	
Експлуатаційне перевантаження $\mathbf{n_G^e}$	1,25	1,5

*D – діаметр колеса, мм

Якщо до літака ставиться вимога систематичної експлуатації на ґрунтових ЗПС, то величину $\mathbf{P^e}$ необхідно визначати виходячи з $\mathbf{m_{зл}}$.

Випадок "$E_ш$+$G_ш$" − посадка на основні стояки з одночасним переднім ударом (для шасі з хвостовим колесом). Літак приземляється на основні стояки, а хвостове колесо не торкається землі. Навантаження на основний стояк прикладене до осей коліс і має напрямок у бік ц.м. літака (лежить у площині, що проходить через осі коліс і ц.м. літака). Величину навантаження на один стояк при поглинанні експлуатаційної й максимальної робіт беруть такою, що дорівнює величині цього навантаження у випадку *"*$Е_{ш.пос}$*"*.

Випадок "$E'_ш$" − посадка на основні стояки (для шасі з носовим колесом). Припускаємо, що літак приземляється на основні стояки, а хвостова запобіжна опора не торкається землі, але знаходиться в безпосередній близькості від неї. Рівнодійна удару є нормальною до землі й проходить через вісь основних коліс, величину навантаження на один стояк за умов поглинання експлуатаційної й максимальної робіт беруть такою, що дорівнює величині цього навантаження у випадку *"*$Е_{ш.пос}$*"*.

Випадок "$E'_ш + E'_ш$" − посадка з нерозкрученими колесами. Величини навантажень варто розраховувати за таких умов:

− розглядають посадку літака з носовим стояком у положенні, середньому між положеннями, що відповідають випадкам *"*$Е_{ш.пос}$*"* і *"*$Е'_ш$*"*, і посадку літака із хвостовим колесом у положенні, коли обидва основні стояки торкаються землі й напрямок тяги двигунів утворює з лінією горизонту додатний кут, що дорівнює половині посадкового кута;

− горизонтальна складова швидкості $V_x = 1{,}1V_{пос}$;

− вертикальна складова швидкості відповідає випадкам поглинання амортизацією шасі експлуатаційної й максимальної робіт;

− коефіцієнт тертя об поверхню ЗПС $\mu = 0{,}8$ при поглинанні експлуатаційної роботи і $\mu = 0{,}55$ при поглинанні максимальної роботи.

Розрахунок на міцність слід виконувати за умов впливу різних комбінацій максимальних горизонтальних навантажень з відповідними вертикальними навантаженнями, а також різних комбінацій максимального вертикального навантаження з відповідним горизонтальним навантаженням, яке не слід брати меншим, ніж 25 % від вертикального.

Випадок "$R_{iш}$" − посадка з боковим ударом в обидва основні стояки шасі. Літак із хвостовим колесом знаходиться в положенні "стоянка на землі", а літак з носовою опорою − у положенні, як у випадку *"*$Е'_ш$*"* (рис. 3.6).

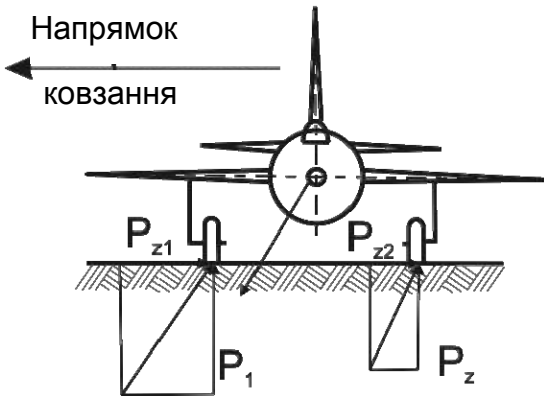


Рис. 3.6. Навантаження під час посадки літака з боковим ударом в обидва стояки основних опор

Нормальні до землі сили беруть такими, що дорівнюють 0,75 $\mathbf{P_y^e}$ і 0,75 $\mathbf{P_y^{max}}$ для випадку *"$\mathbf{Е_{ш\ пос}}$"* під час посадки з поглинанням експлуатаційної $\mathbf{A^e}$ і максимальної $\mathbf{A^{max}}$ робіт. Бічну силу $\mathbf{P_z}$ знаходять за методикою Норм льотної придатності [6], що припускає наявність великої кількості експериментальних даних для коліс.

Для попередніх розрахунків можна взяти

$$\mathbf{P_z^e = \pm 1{,}2 P_y^e 10^{-P_y^e/(Np_oDB)}} \text{ при } \mathbf{A^e}; \qquad (3.20)$$

$$\mathbf{P_z^{max} = \pm 0{,}8 P_y^{max} 10^{-P_y^{max}/(Np_oDB)}} \text{ при } \mathbf{A^{max}}, \qquad (3.21)$$

де **D** і **B** − зовнішній діаметр і ширина шини, м; $\mathbf{p_o}$ − робочий тиск у шині, Па; **N** − кількість коліс на стояку. Зусилля вимірюється у ньютонах (Н).

При виконанні умови

$$\mathbf{P_y^e/(NP_oDB) > 0{,}45, \quad P_y^{max}/(Np_oDB) > 0{,}45} \qquad (3.22)$$

додатково розглядають такі комбінації вертикального й бокового навантажень:

$$\mathbf{P_y^e = 0{,}45 Np_oDB; \quad P_z^e = 0{,}425 P_y^e}; \qquad (3.23)$$

$$\mathbf{P_y^{max} = 0{,}45 Np_oDB; \quad P_z^{max} = 0{,}285 P_y^{max}}. \qquad (3.24)$$

Випадки "$\mathbf{R_{2ш.пос}}$" і "$\mathbf{R_{2ш.зл}}$" − розвертання під час руління (див. Норми льотної придатності [6]).

3.1.3. Розрахункові випадки навантаження носового стояка

У всіх випадках літак знаходиться в положенні на трьох точках, а амортизацію передбачають обтиснутою відповідно до експлуатаційного навантаження в кожному конкретному випадку.

Випадок "$\mathbf{Е_{ш.пос.}}$" – посадка на три точки.

Випадок "$\mathbf{Е_{ш.взл}}$" – розбіг. На носовий стояк одночасно діють нормальна до землі сила

$$P_y^e = 2P_{ст.н} + T^e h / b, \qquad (3.25)$$

яка є не меншою за

$$P_y^e = P_{ст.н} + 2T_{дв} h_2 / b, \qquad (3.26)$$

і паралельна до землі сила, прикладена до осей коліс і напрямлена проти напрямку польоту:

$$P_x^e = -КP_y^e. \qquad (3.27)$$

Тут $P_{ст.н}$ − стоянкове навантаження на носовий стояк за $m_{зл}$; $T^e = \sum M_{max} / R$ T^e − сумарна сила гальмування всіх коліс основних стояків (див. рис. 1.1); **h, b** − геометричні параметри шасі; **К** − коефіцієнт (див. підрозд. 3.1.2).

Варто також розглянути одночасну дію сил P_y^e і $P_x^e = 0{,}7кP_y^e$.

Випадок "$E_ш$+$G_ш$" – передній удар у колесо. Величини навантажень при поглинанні A^e і A^{max} є такими самими, що й у випадку *"*$E_ш$*"*. Навантаження прикладається до осі коліс і відхиляється назад проти напрямку польоту під кутом 45° до горизонту при поглинанні A^e і під кутом 55° при поглинанні A^{max}.

Випадок "$E_ш = G_ш$" – посадка з нерозкрученими колесами. До осі носового колеса прикладається сила вверх і вперед за напрямком польоту під кутом 5° до горизонту. Величину сили беруть такою, що дорівнює 0,7 сили, обчисленої для випадку *"*$E_{ш.пос}$*"* при поглинанні A_e.

Випадок "$R_{1ш}$" – посадка з боковим ударом у носовий стояк. Величини навантажень при поглинанні A^e і A^{max} беруть такими самими, що й у випадку *"*$E_{ш.пос}$*"*. Навантаження має бути прикладеним в точці дотику колеса до землі й відхиленим уверх і вбік так, щоб боковий компонент дорівнював ±0,33 його значення при поглинанні A^e і ±0,25 при поглинанні A^{max}.

Випадок "$R_{2ш}$" – розвертання під час руління (для літаків з керованим носовим колесом).

Розраховуючи міцність шасі, його геометричні параметри потрібно визначати за умов амортизації, обтиснутої на величину, що відповідає експлуатаційному перевантаженню для певного розрахункового випадку.

Для спарених коліс у всіх випадках, у тому числі й для спарених коліс у візку, має бути розглянуте нерівномірне навантаження на колеса: на одному колесі 0,6 від загального навантаження, а на другому 0,4. Якщо до літака ставиться вимога систематичної експлуатації на ґрунтових ЗПС, то навантаження між спареними колесами розподіляють у співвідношенні 0,7 : 0,3.

3.1.4. Навантаження стояка шасі з опорним елементом у вигляді візка

Навантаження між передньою й задньою парами коліс у візку необхідно розподіляти таким чином:

– випадки *"$E_{ш.пос}$", "$E_ш+G_ш$"* і *"$E'_ш$"* − усе навантаження розподіляють обернено пропорційно відстані від осей коліс до осі повороту всього візка;

– випадок *"$G_ш$"* − горизонтальна складова навантаження P_x має бути прикладена або до осі передньої, або до осі задньої пари коліс, а вертикальну складову визначають з умови рівноваги моментів відносно осі повороту всього візка;

– випадки *"$E'_{ш.зл}$"* і *"$E_ш+ G'_ш$"* − навантаження P_x розподіляють порівну між передньою й задньою осями коліс, навантаження P_y визначають із умови рівноваги моментів відносно осі повороту візка;

– випадок *"$T_ш$"*– вертикальні P_y і горизонтальні P_x складові навантажень знаходять із умови рівноваги моментів відносно осі повороту візка;

– випадки *"$R_{1ш}$", "$R_{2ш}$"* і *"$M_{ш.т}$"* – див. Норми льотної придатності [6].

З досвіду експлуатації літаків на ґрунтових аеродромах, а також на ЗПС, що мають нерівне покриття, випливає, що навантаження під час розбігу й пробігу можуть бути більшими за навантаження шасі від ударів на посадці. Для визначення навантажень, що діють на шасі під час руху літака по нерівному ґрунту, необхідно знати характер цих нерівностей.

Нерівності ЗПС характеризуються величиною уклонів, зламом рельєфу, розмірами виступів (западин), а також щільністю, тобто кількістю нерівностей, що припадають на одиницю довжини смуги.

На ґрунтових смугах нерівності виникають унаслідок взаємодії пружного ґрунту з опорами літака. Після кожного проходження літака в ґрунті виникають залишкові деформації. Зі збільшенням кількості проходжень деформації накопичуються, унаслідок чого розміри нерівностей збільшуються.

Нерівності зазвичай оцінюють за їх висотою **h** і довжиною λ. Розрізняють нерівності великої довжини (макронерівності), якими визначається загальний рельєф ЗПС, і мікронерівності, що являють собою місцеві змінення висоти профілю смуги.

Макронерівності характеризуються попутними й зустрічними уклонами й зазвичай становлять на базі більше 50 м. Іноді загальний

рельєф смуги характеризується лінією видимості літака. За вимогами НАТО рельєф ЗПС зі штучним покриттям повинен мати зустрічний ухил не більше 1,0…1,5 %. Пряма видимість на відстань 1800 м має забезпечуватися з висоти кабіни пілота 3 м. Для ґрунтових злітно-посадкових смуг допустима величина зустрічних уклонів має бути не більше 2,5 %.

Місцеві нерівності оцінюються за відхиленням профілю смуги від лінійки завдовжки 3 м. Це відхилення задається окремо для штучних покриттів і ґрунтових смуг [73] у вигляді косинусоїди:

$$\mathbf{h = 0{,}5h_{max}}\left(\mathbf{1 - \cos\frac{2\pi x}{\lambda}}\right), \qquad (3.28)$$

де $\mathbf{h_{max}}$ – найбільша висота виступу (зазвичай беруть $\mathbf{h_{max}}$ = 120 мм); **x = Vt** − поточна координата; **T** − час; **V** – швидкість руху літака.

Нерівності можуть мати вигляд безперервних або дискретних послідовностей виступів (западин). Між висотою нерівності й довжиною хвилі існує залежність. Приблизний характер залежності **h** від λ для дискретних нерівностей показано на рис. 3.7.

Під час руху літака по нерівній поверхні аеродрому опорні елементи, амортизаційна система й конструктивні елементи стояків зазнають значної кількості пошкоджень через зношення й утомленість, що істотно знижує ресурс шасі.

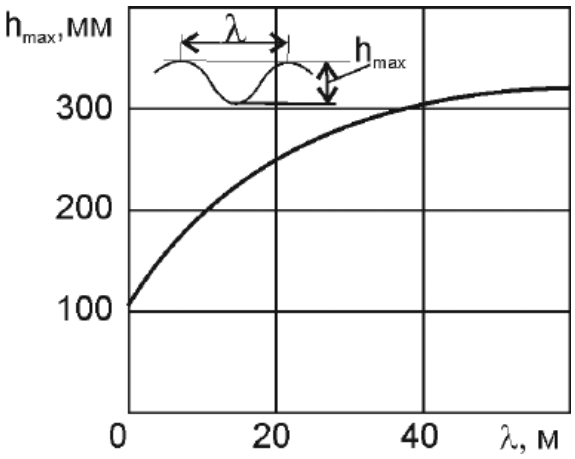


Рис. 3.7. Умовна характеристика нерівностей

3.2. Конструктивні схеми стояків шасі за способом сприйняття діючих навантажень

На сучасних літаках застосовуються різні конструктивні й силові схеми шасі. За способом сприйняття й передавання навантажень (силовою схемою) стояки зазвичай поділяють на балкові, підкосно-балкові й фермові; за схемою розташування коліс на стояку − на телескопічні, важільні й напівважільні; за кількістю коліс – на одно-, дво- і багатоколісні.

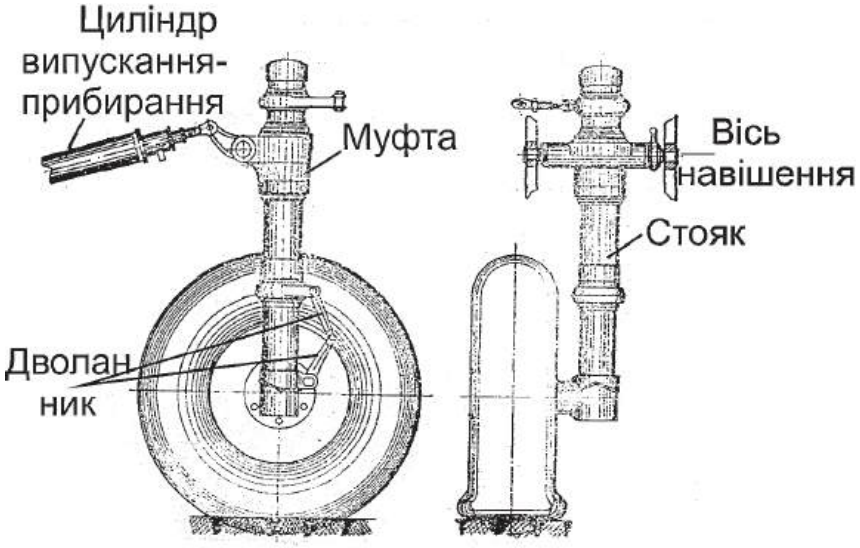


Рис. 3.8. Стояк шасі балкового типу

Застосування тієї або іншої конструкції визначається типом і розмірами літака, місцем розташування шасі на літаку, кінематикою прибирання й випускання шасі, а також габаритами, відведеними для розміщення шасі в прибраному положенні.

Балкова схема шасі є найбільш простою за конструкцією й компактною (рис. 3.8).

На рис. 3.9 і 3.10 зображено балкові носові стояки шасі, що прибираються за потоком і проти потоку (у площині **ух**). Стояки закріплені шарнірно й фіксуються спеціальним замком або упором.

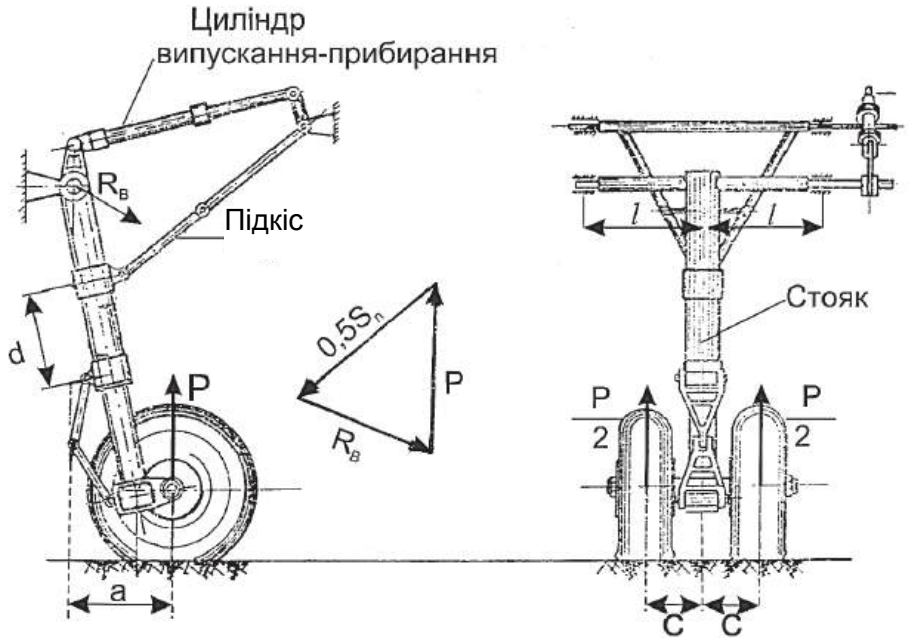


Рис. 3.9. Підкосно-балковий стояк шасі літака

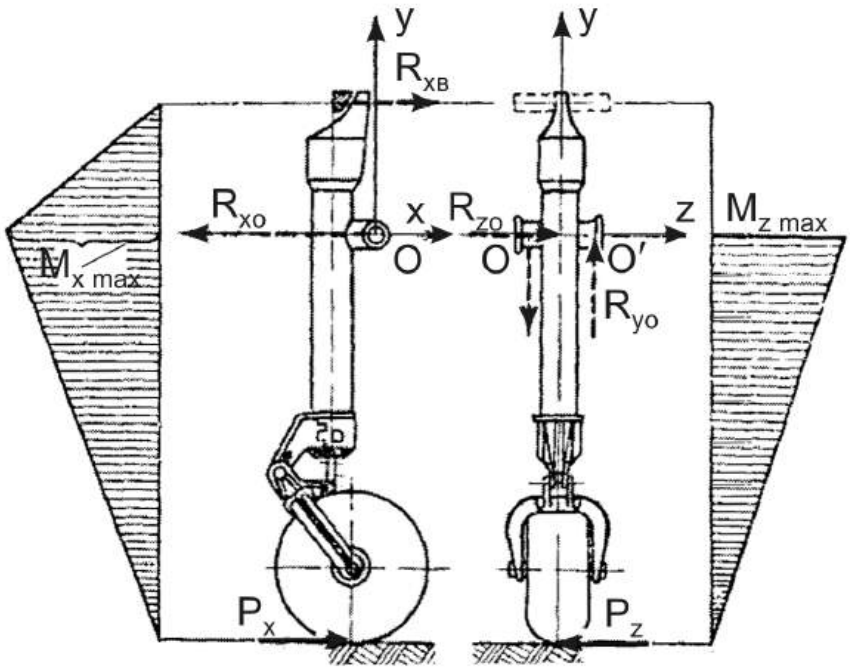


Рис. 3.10. Епюри згинальних моментів у стояку балкового типу

У площині **yx** стояки працюють як двохопорні балки, у площині **yz** – як консольні балки, затиснені у вузлі навішення.

Якщо висота шасі є великою, то консольний стояк виходить важким через навантаження великими згинальними моментами $\mathbf{M_z}$ і $\mathbf{M_x}$. Щоб зменшити згинальні моменти $\mathbf{M_z}$ і $\mathbf{M_x}$, стояк іноді підкріплюють підкосами (рис. 3.11): лобовим – у площині **yx** і бічними – у площині **yz**.

На літаку стояк кріпиться за допомогою траверси, що може бути шарнірною або жорстко зв'язаною зі стояком. У цій схемі траверса складається із двох частин, шарнірно з'єднаних зі стояком і бічними підкосами.

Елементи траверси у площині **yz** працюють на вигин і на розтяг. Бічні підкоси навантажуються осьовими силами.

Від дії лобового навантаження стояк працює на поперечний вигин (у площині **yx**) як двохопорна балка, а траверса навантажується вигином у площині **xz**.

Підкосні стояки широко застосовуються, тому що вони мають відносно невелику масу, а їх габарити лише незначно є більшими від габаритів консольно-балкових стояків.

Фермове шасі являє собою сукупність стрижнів − просторову ферму, до якої прикріплено опорні елементи (колеса, лижі). Стрижні ферми при всіх видах навантажень працюють на розтяг-стиск, тому шасі, виконане за такою КСС, є найбільш легким.

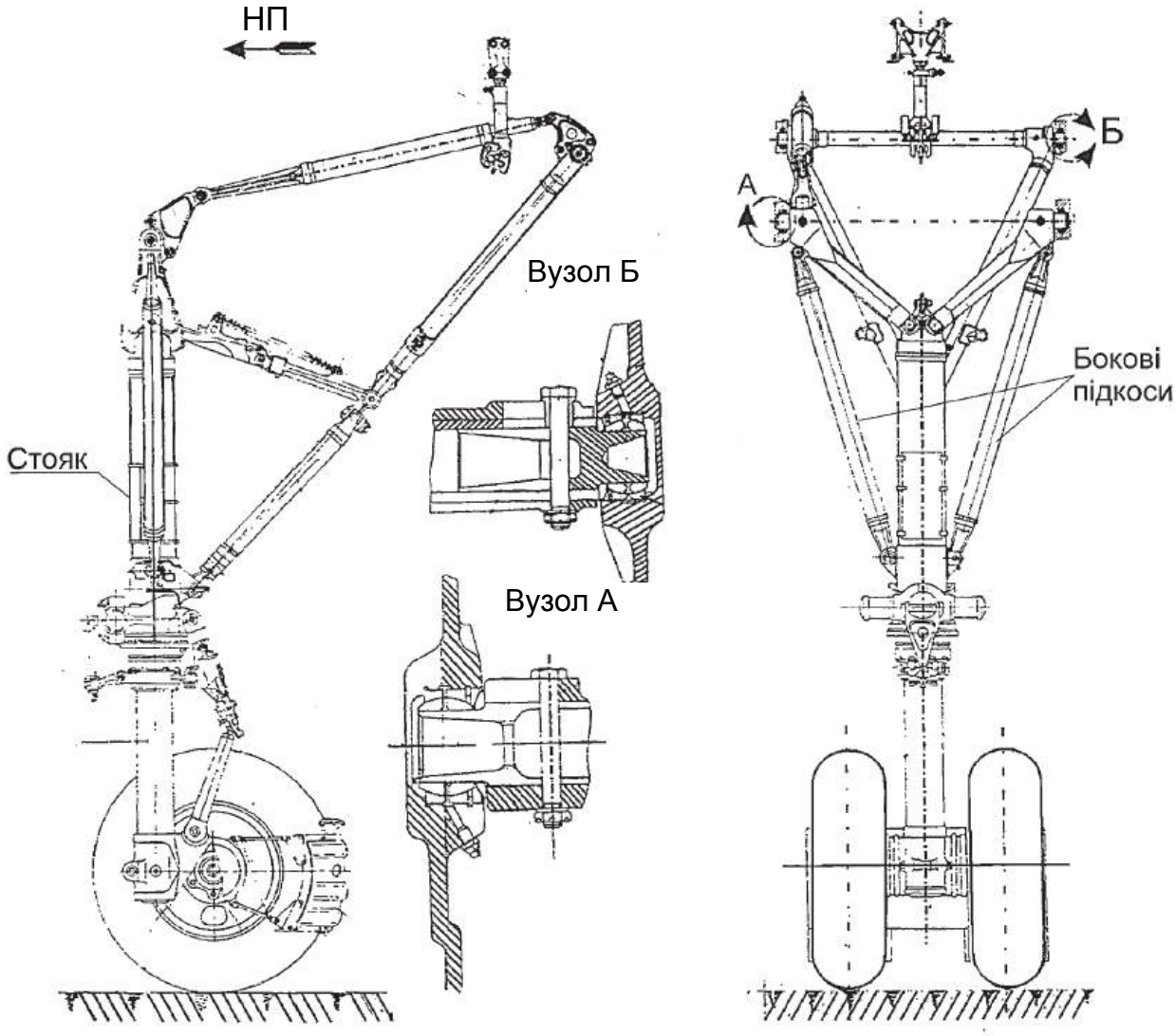


Рис. 3.11. Основні конструктивні елементи стояка шасі підкосно-балкового типу

Одним із прикладів фермового шасі є так зване пірамідальне шасі, утворене трьома стрижнями з вершинами біля колеса. Елементами такого шасі є амортизаційний стояк, задній підкіс і бічний підкіс. На рис. 3.12 зображено конструктивну схему фермового шасі літака Ан-2 і конструкцію його основних вузлів I–IV і з'єднань.

Стояки фермової схеми є найбільш легкими, тому що їх силові елементи − стрижні − працюють на розтяг-стиск. Однак фермове шасі через труднощі його прибирання застосовується порівняно рідко.

Такі схеми зазвичай використовуються на вертольотах і тихохідних літаках, коли шасі в польоті не прибирається.

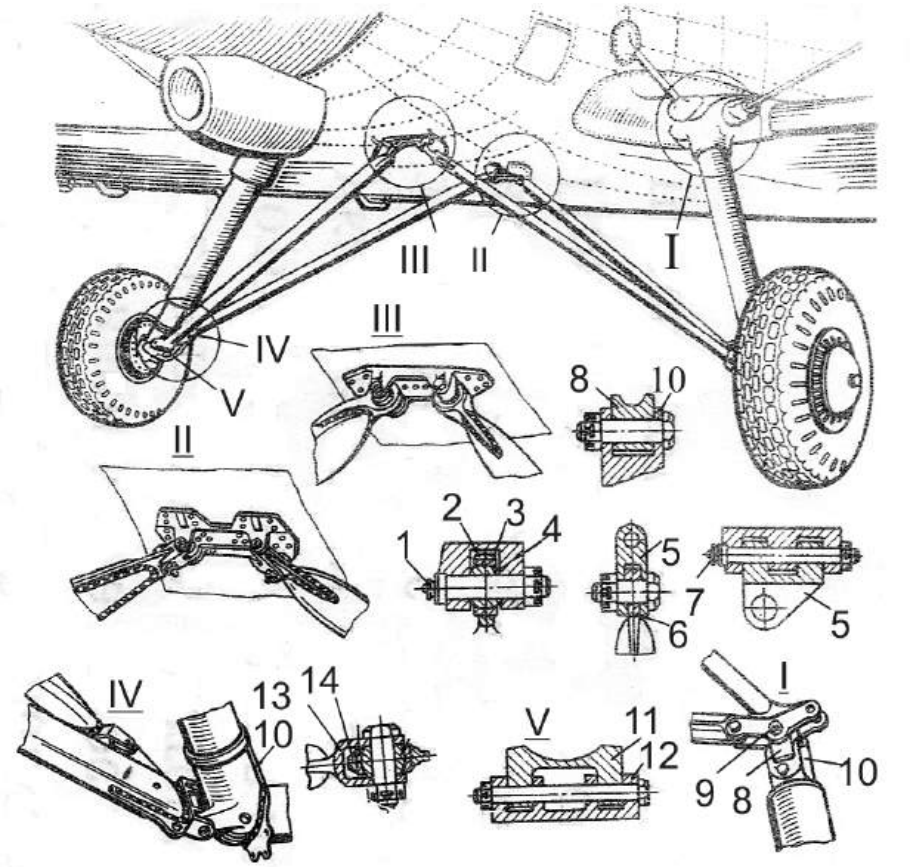
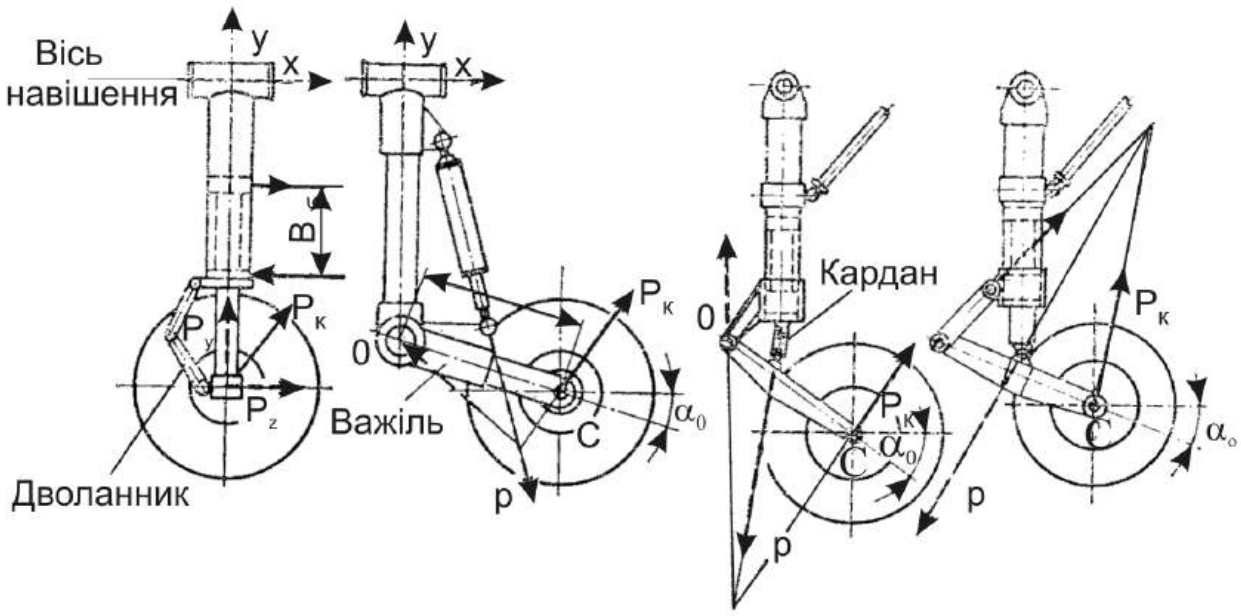


Рис. 3.12. Шасі фермової конструкції літака Ан-2:
I − вузол кріплення до крила амортизатора; II − вузол кріплення задніх підкосів до фюзеляжу; III − вузол кріплення передніх підкосів до фюзеляжу; IV − вузол кріплення заднього підкоса до переднього підкоса; V − вузол кріплення півосі до переднього підкоса; 1, 7, 9 – спецмаслянки;
2 − верхнє вушко підкоса; 3, 15 − обойми;
4, 16 – кульові вкладки; 5, 8 − кардани; 6 − вушко підкоса;
10 − вилка амортизатора; 11 − вушко півосі;
12 − гребінка підкоса; 13 − вилка заднього підкоса;
14 − вушко переднього підкоса

3.3. Типи стояків шасі за формою розташування на них опорних елементів

На багато параметрів шасі істотно впливає форма кріплення опорних елементів до їх стояків.

При цьому розрізняють такі види стояків: телескопічні, коли колесо закріплено безпосередньо на штоку амортизатора; важільні, коли колесо закріплено на одному важелі; напівважільні, коли колесо закріплено на стояку за допомогою двох важелів (рис. 3.13).



а *б* *в* *г*

Рис. 3.13. Стояки шасі з різними схемами навішування колеса:
а – телескопічний; *б* – важільний з виносним амортизатором;
в – важільний із середньостояковим амортизатором; *г* – напівважільний

У телескопічному стояку (рис. 3.14) колеса закріплено безпосередньо на штоку амортизатора. Такий стояк амортизує навантаження, що діють тільки вздовж його осі. Від сил, нормальних до осі стояка, амортизатор не обтискується. Унаслідок цього лобовий удар сприймає вигин стояка, і на конструкцію передаються великі навантаження. Щоб покращити роботу амортизатора, телескопічні стояки іноді встановлюють під деяким кутом до вертикалі (уперед на 12°…15°).

Передавання крутного моменту від штока до циліндра здійснюється за допомогою дволанника (див. рис. 3.13, *а*).

У стояках з важільним підвішенням коліс навантаження, що діють у площині колеса, приводять до повертання важеля відносно осі шарніра й обтиснення амортизатора. Таким чином, важільні стояки, на відміну від телескопічних, здатні амортизувати ударні навантаження, напрямлені під кутом до осі стояка.

Розрізняють стояки з виносним (рис. 3.15) і внутрішнім (див. рис. 3.13, *в*) амортизаторами, а також важільне шасі без стояка (рис. 3.16).

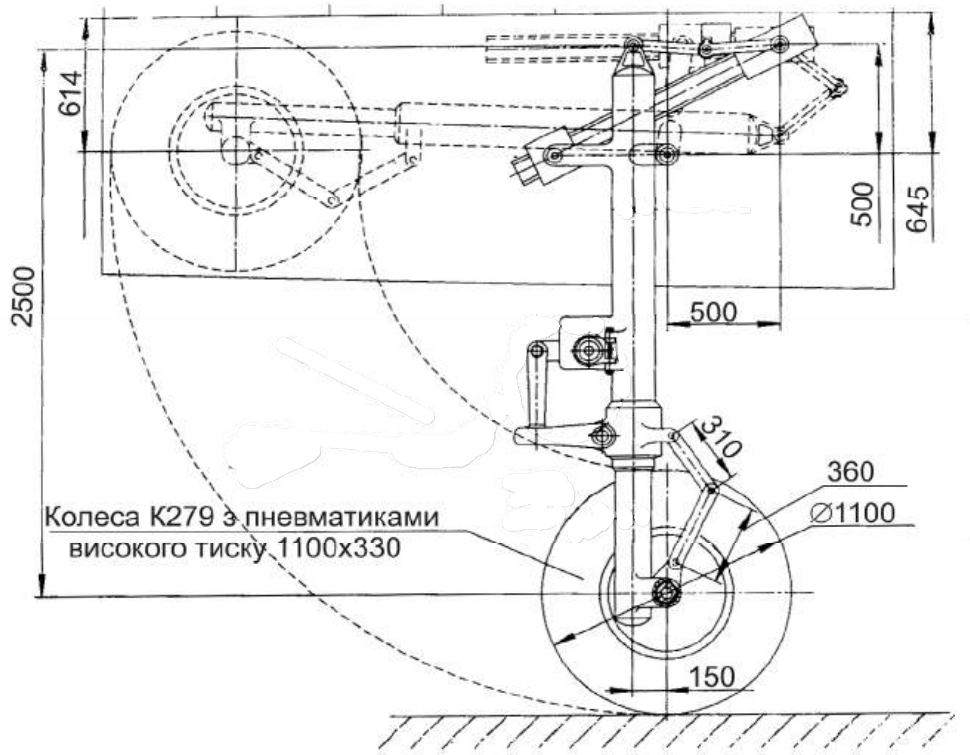


Рис. 3.14. Телескопічний стояк важкого транспортного літака та його конструктивні елементи

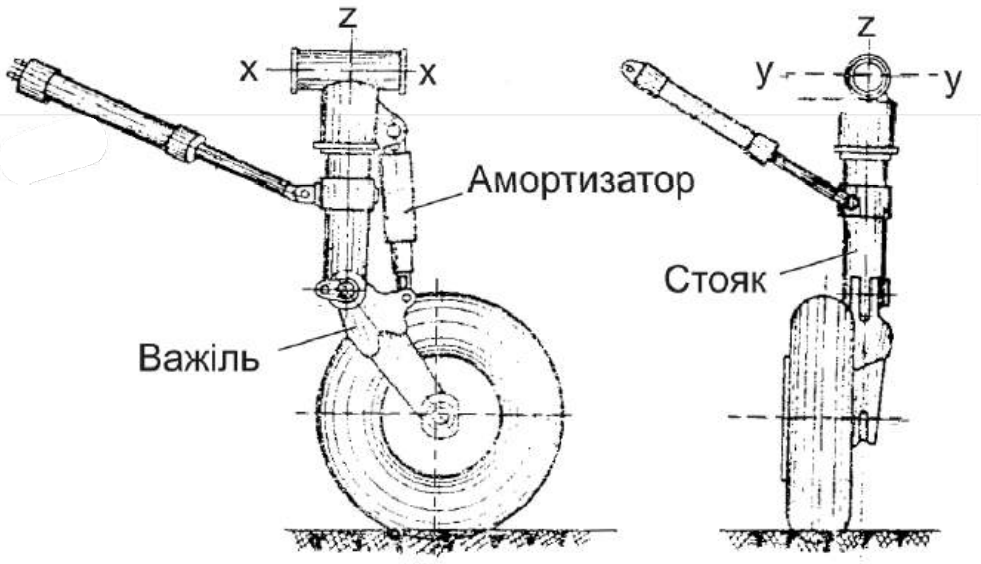


Рис. 3.15. Важільне шасі з виносним амортизатором

Шарнірне кріплення амортизатора забезпечує для нього більш вигідні умови роботи, тому що в системі шасі він зазнає лише осьових деформацій. Тут не відбувається вигинання амортизатора, що запобігає можливості вивертання штока з поршнем із циліндра, зменшує

тертя в буксах, сприяє більш надійній роботі ущільнення й дає можливість зменшити відносну відстань між буксами. Крім того, при такій схемі шасі зменшуються зусилля й від горизонтальних компонентів зовнішніх сил, що значно покращує прохідність літака під час його руху по нерівному аеродрому.

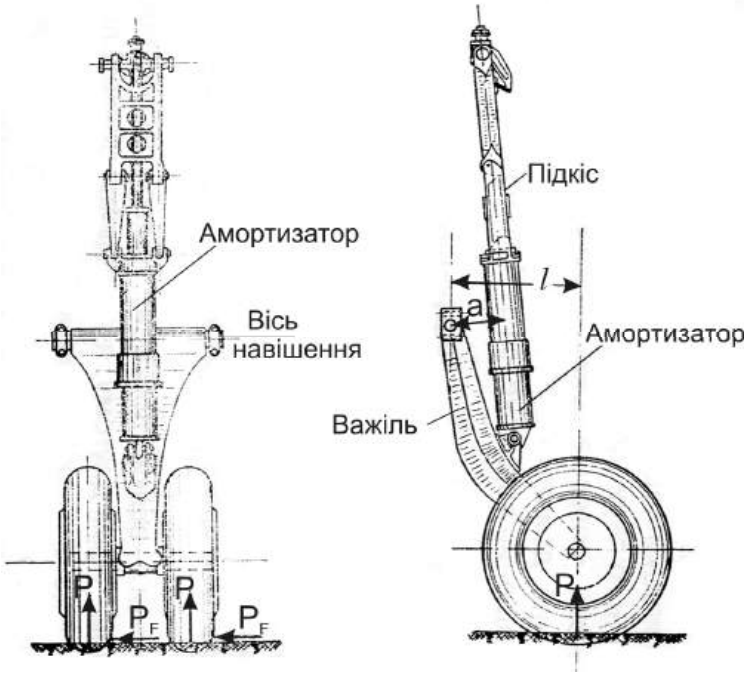


Рис. 3.16. Важільне шасі без стояка

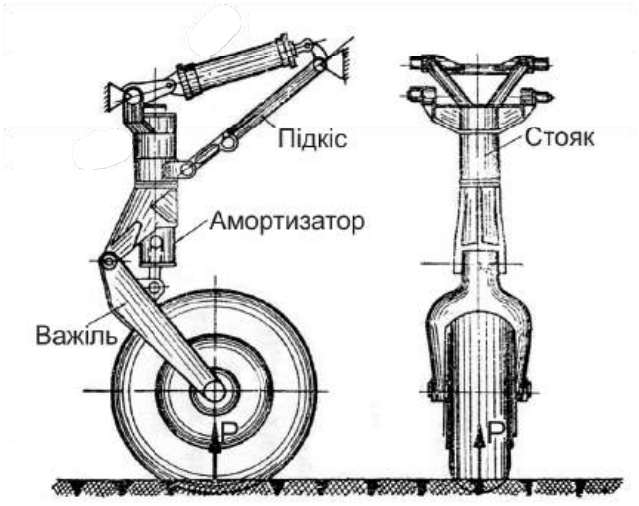


Рис. 3.17. Важільне шасі з внутрішнім амортизатором

У тому випадку, коли амортизатор є самостійним елементом (див. рис. 3.15 і 3.16), шток і його циліндр працюють на осьові зусилля, не зазначаючи вигинання.

У важільних стояках із внутрішнім амортизатором (рис. 3.17) останній працює на поперечне вигинання. Умови роботи ущільнення в такому амортизаторі гірші, ніж у схемах з виносним амортизатором. У них допускають меншу величину тиску зарядження, а отже, вони мають більший хід і більшу довжину. Разом з тим такий стояк за поперечними габаритами є більш компактним, ніж стояк з виносним амортизатором.

Основними параметрами важільного стояка шасі є довжина важеля, початковий кут нахилу важеля до горизонту α_o (див. рис. 3.13, *б*–г). Величину α_o вибирають так, щоб основні навантаження на шасі були перпендикулярними до осі важеля. Бажано, щоб $\alpha_o = 30°…45°$, однак за умовами компонування й кінематики прибирання шасі цього не завжди вдається зробити.

Серед важільних стояків виділяють так звані напівважільні стояки (див. рис. 3.13, *г*). Їх характертерною особливістю є те, що другий кінець основного важеля, на якому розміщено колесо, кріпиться не жорстко (як у важільній схемі), а шарнірно до перехідної рухомої ланки, що має шарнірне кріплення на обох кінцях (рис. 3.18). Сенс такого конструктивного рішення зводиться до зменшення бокових сил, що діють на шток амортизатора.

З огляду на те, що амортизатор починає працювати тільки після подолання сил тертя в буксах, напівважільні стояки мають найбільш "м'яку" амортизацію.

Недолік важільних стояків полягає у складності конструкції та більших, ніж телескопічних стояків, габаритах і масі.

На основних опорах літака застосовують стояки як з виносним, так і з внутрішнім амортизатором, на носових опорах − тільки стояки з внутрішнім амортизатором, які дають можливість досить просто забезпечити повертання колеса відносно вертикальної осі стояка.

У багатьох випадках опорним елементом стояка шасі є багатоколісний візок.

Стояки з багатоколісними візками (рис. 3.19, 3.20) застосовуються на важких літаках для зменшення навантаження на одне колесо й підвищення прохідності літака по аеродрому.

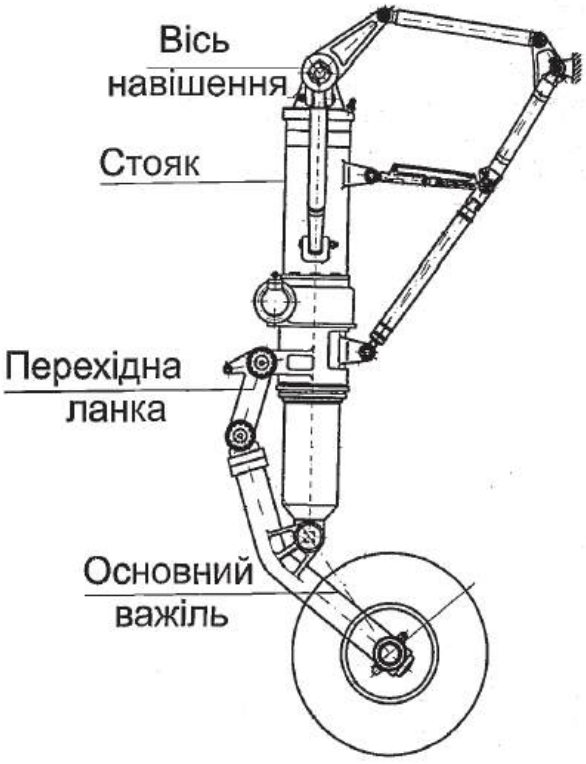


Рис. 3.18. Напівважільна схема підвішення колеса на передньому стояку шасі

Використання багатоколісних візків сприяє також підвищенню енергоємності гальм і запобігає небезпеці аварії через зривання або проколювання одного із пневматиків. Такі стояки мають менші масу й габарити, ніж одноколісні, здебільшого завдяки використанню коліс невеликого діаметра.

Стояки з такими візками мають 4–8 коліс. Ці стояки зазвичай виконують за підкісною схемою. Раму візка кріплять до стояка шарнірно, що зменшує нерівномірність навантаження коліс під час руху по нерівному ґрунту й запобігає вигинанню стояка в місці кріплення візка. Перед посадкою необхідного положення відносно стояка візку надає стабілізувальний (зазвичай повітряний) амортизатор. Коли шасі прибирається, стабілізувальний амортизатор працює як жорстка тяга, а під час руху по ґрунту він не перешкоджає повертанню візка відносно осі його підвішення. Іноді стабілізувальний амортизатор виконує функцію демпфера (гасника) самоколивань візка під час галопування літака, які можуть виникнути на деяких режимах руху літака по ґрунту.

Однією з основних вимог до конструкції візка є забезпечення рівномірності навантаження коліс під час руху літака по ґрунту.

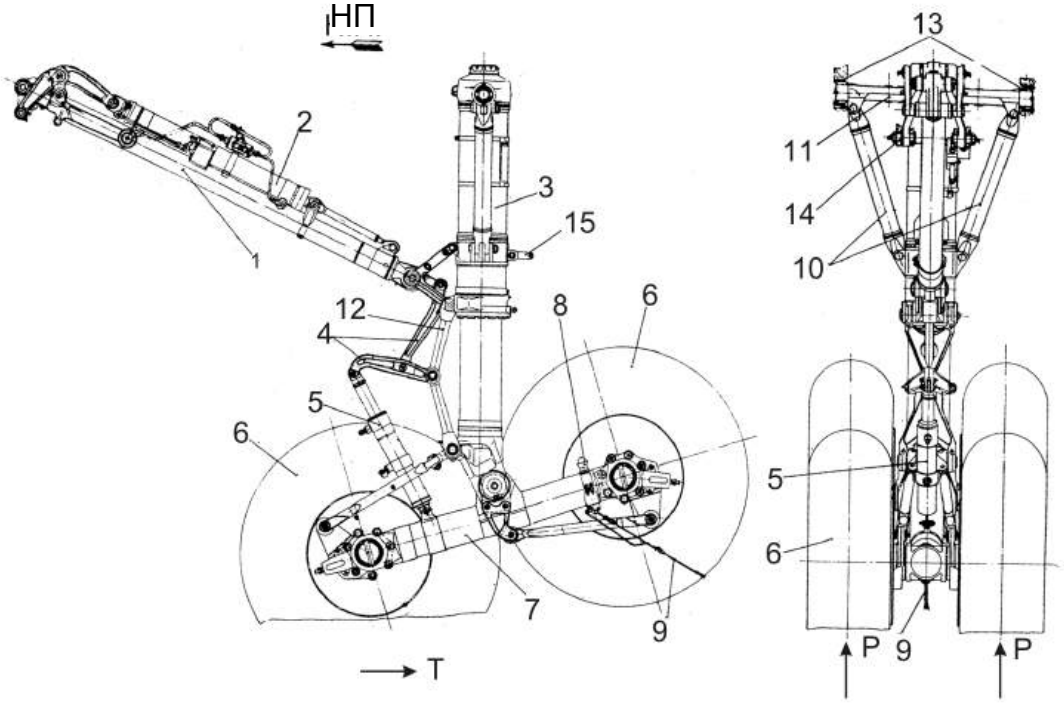


Рис. 3.19. Балково-підкісний стояк шасі з опорними елементами у вигляді чотириколісного візка: 1 − підкіс; 2 − гідравлічний циліндр прибирання й випускання; 3 − амортизаційний стояк; 4 − механізм перекидання візка; 5 − стабілізувальний амортизатор; 6 − гальмівні колеса КТ-97 із шинами розміром 865х280 А; 7 − балка візка; 8 − гумовий упор; 9 − мітелка заземлення; 10 − розкоси; 11 − траверса; 12 − шліц-шарнір; 13 − вузли підвіски амортизаційного стояка; 14 − вузол підвіски підкоса; 15 − петля підвіски основної опори

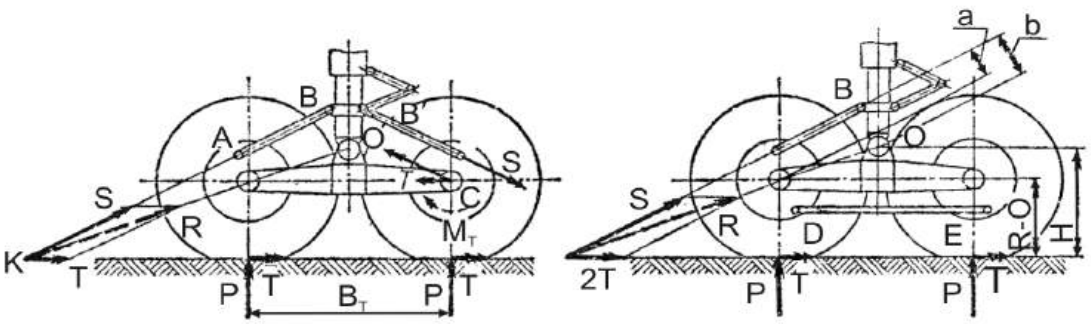
Під час пробігу гальмівні сили тертя **T** коліс об ґрунт прагнуть повернути візок навколо шарніра **O** (див. рис. 3.20). При цьому відбувається перерозподіл навантаження між колесами. Передня пара коліс чотириколісного візка довантажується, а задня – розвантажується силою $\Delta \mathbf{P}$. Це призводить до перевантаження й більш швидкого зношення передніх коліс.

Механізм розвантаження коліс призначений для зменшення перевантаження передніх коліс під час гальмування. У стояках з багатоколісними візками, обладнаними механізмом розвантаження, колеса встановлюють на осях вільно. Фіксацію гальмового барабана колеса від обертання здійснюють ланкою **AB** (рис. 3.21, *а*), шарнірно закріпленою на штоку в точці B.

Коли колеса гальмують, гальмівний момент $\mathbf{M_г}$ реалізується парою сил **S**, прикладених до ланки **AB** і до осі колеса. Зрівноважується він моментом від сил **T** зчеплення коліс з ґрунтом. Рівнодійна **R** сил **S** і **T** проходить через вісь колеса. Візок повертатися не буде, якщо сила **R** проходить через вісь **O** підвіски візка.



Рис. 3.20. Основний стояк шасі літака А-380 з шестиколісним візком



а *б*

Рис. 3.21. Схема роботи механізму розвантаження коліс у візку

Для виконання цієї умови ланку **AB** необхідно розташувати так, щоб її напрямок перетинався з прямою, що проходить через вісь підвіски візка й вісь колеса, у точці **К**, яка лежить на поверхні ґрунту. Аналогічно слід розташувати й компенсувальну ланку **A'B'** задньої пари коліс.

Схему іншого варіанта розвантажувального пристрою зображено на рис. 3.21, *б*. У цьому випадку гальмові барабани передніх і задніх коліс з'єднані стрижнем **DE**, який разом з рамою візка забезпечує передавання гальмівного моменту від задніх коліс на гальмовий барабан передніх коліс. Компенсувальну ланку **AB** зазвичай розміщають біля передніх коліс, тому що при цьому вона працює на розтягання.

Умову рівномірного навантаження коліс можна одержати з рівнянь рівноваги візка (див. рис. 3.21, *б*)

$$\mathbf{Sb} = \mathbf{H}\Sigma\mathbf{T}$$

і важеля

$$\mathbf{Sa} = \mathbf{(R} - \delta\mathbf{)}\Sigma\mathbf{T},$$

де δ − обтиснення пневматика; **R** − радіус колеса; $\Sigma\mathbf{T}$ − сумарна сила тертя коліс об ґрунт.

З цих виразів випливає, що

$$\frac{\mathbf{b}}{\mathbf{a}} = \frac{\mathbf{H}}{\mathbf{R} - \delta}. \qquad (3.29)$$

Недоліками шасі з багатоколісними візками є складність їх конструкції та схеми прибирання, а також погіршення маневреності літака під час руху по ґрунту.

Літаки з великою злітною масою мають велику кількість коліс, особливо на основних опорах шасі. При цьому виникає проблема їх розміщення на стояках. Існує два варіанти вирішення цієї проблеми:

− використання шасі з великою кількістю коліс (або візків) на основних опорах в умовах класичної тристоякової схеми;

− застосування багатоопорного шасі з двома колесами на кожному стояку.

Перший концептуальний варіант є досить поширеним, особливо у важких літаках з низько розташованим крилом (С-5, Б-747, Ил-86 і т.д.).

Другим шляхом іде вітчизняне літакобудування (Ан-22, Ан-70, Ан-124, Ан-225 [6, 7]) (рис. 3.22).

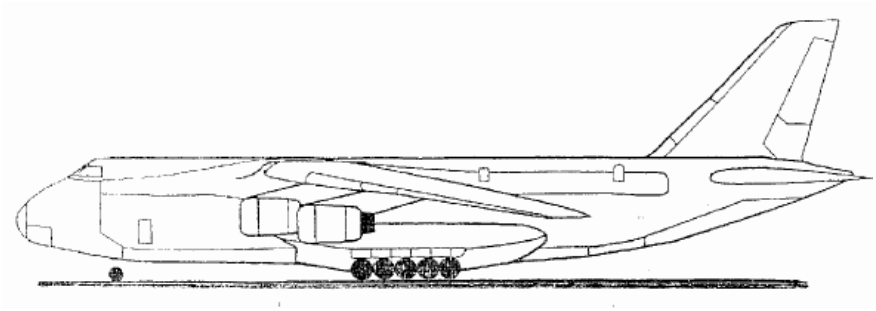


Рис. 3.22. Багатоопорне шасі літака Ан-124

При цьому необхідно зазначити таке:

− багатоколісне шасі з великою кількістю коліс на одному стояку значно збільшує час обслуговування літака на землі, а заміна коліс потребує більшого часу, ніж заміна двигунів;

− велике навантаження на одне колесо не сприймається бетонними плитами сучасних аеродромів; виходить парадокс − літак "ходить" по ґрунту й не "ходить" по бетону;

− якщо колеса розташовані парами одне за одним, то збільшується відстань між переднім і заднім колесами основного шасі, що подовжує розбіг, створює багато проблем під час посадки, коли землі торкається тільки задній ряд коліс і погіршується керованість літака на рулінні. Розташування коліс поруч різко збільшує міделя обтічників шасі й опір руху по ґрунту.

Ці проблемні питання й багато інших вирішуються завжди застосуванням багатоопорного шасі (рис. 3.23).

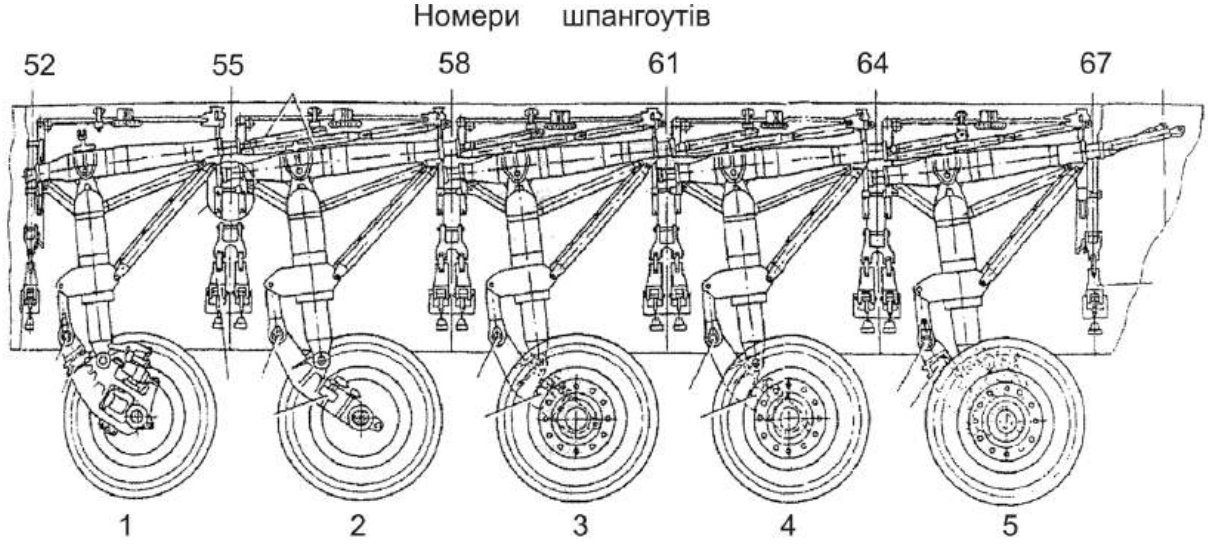


Рис. 3.23. Основні опори шасі літака Ан-124
(1-й і 5-й ряди − самоорієнтовні опори)

Як бачимо, в основних опорах шасі літака Ан-124 використано по п'ять напівважільних стояків на кожному борту, причому два крайні виконано орієнтовними для забезпечення необхідних умов руху цього літака по ЗПС і РД.

Із концептуального аналізу видно, що застосуванням багатоопорних шасі у важких транспортних літаках можна забезпечити необхідні масові характеристики шасі.

Маса комплексу шасі визначається формулою

$$\sum \mathbf{m_k} = \mathbf{m_{ст}} + \mathbf{m_{кол}} + \Delta\mathbf{m_ш} + \mathbf{m_{об}}\,, \qquad (3.30)$$

де $\mathbf{m_{ст}}$ – маса стояків; $\mathbf{m_{кол}}$ − маса коліс; $\mathbf{m_ш}$ − додаткова маса шпангоутів, що сприймають зосереджені сили від стояків шасі; $\mathbf{m_{об}}$ − маса обтічників. Із цього виразу випливає, що при збільшенні кількості опор маса стояків збільшується, а при зменшенні маси коліс зменшується маса шпангоутів фюзеляжу внаслідок більш розосередженого прикладення зусиль. Маса обтічників в обох випадках є приблизно однаковою.

Таким чином, вирішуючи проблему маси багатоопорного шасі, насамперед необхідно шукати шляхи зменшення маси його стояків.

Крім того, застосовуючи багатоопорне шасі, можна забезпечити мінімальну масу конструкції, мінімальний аеродинамічний опір обтічників, технологічність та особливо уніфікацію вузлів і деталей, максимальну живучість і відмовобезпеку, простоту й надійність систем випускання й прибирання.

3.4. Особливості конструктивного виконання передніх опор шасі

Схема шасі літака може бути трьохопорною, двохопорною (велосипедною) й багатоопорною. Особливості конструкцій передніх опор у цих схемах (рис. 3.24) [102] пов'язані з особливостями дії навантажень на опори під час зльоту й посадки літака та його переміщення по аеродрому. Розподіл навантажень між опорами визначається параметрами шасі, центруванням літака, характером і якістю посадок, нерівностями аеродрому, необхідністю подовжити передню опору, щоб збільшити кут атаки під час злітання літака та ін. Причому будь-які відхилення від розрахункових значень можуть призвести до значних змінень навантажень на передню опору. Так, наприклад, для трьох-опорної схеми шасі змінення центрування в можливому для конкретного літака діапазоні може спричинити збільшення навантажен-

ня на пе-редню опору більш ніж удвічі. Це є дуже важливим для пасажирських літаків з розташованою у хвостовій частині силовою установкою і, отже, із великим діапазоном центрувань.

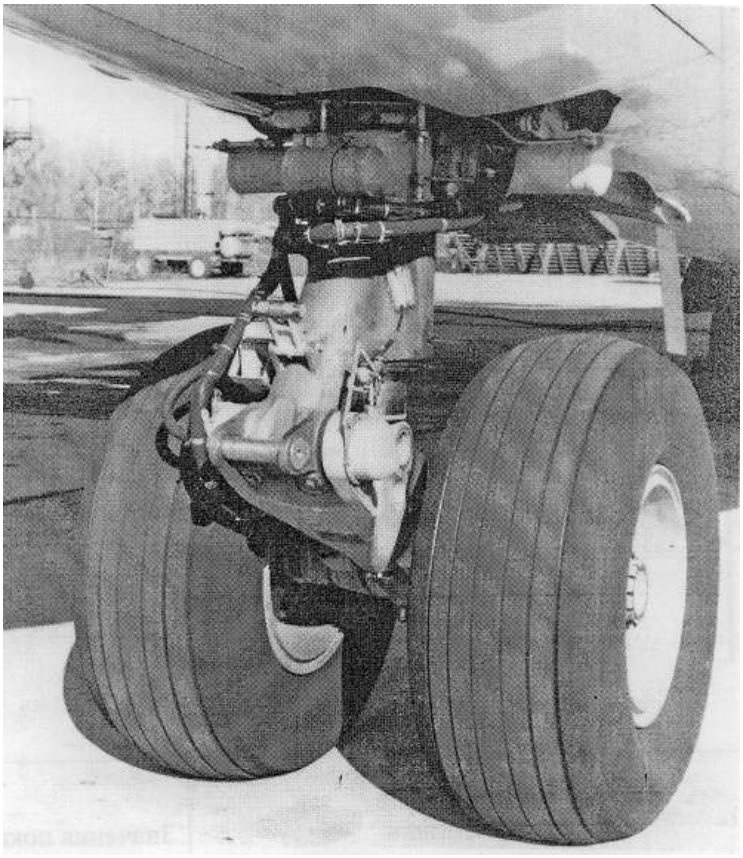


Рис. 3.24. Передній стояк шасі літака Ан-70

Передня опора істотно довантажується й під час гальмування коліс основних опор. Цим обумовлені особливі вимоги до конструкції вузлів кріплення передньої опори й систем передавання навантажень із цих вузлів на силові елементи фюзеляжу, а також до характеристик амортизації. Тут рекомендується збільшувати вертикальне переміщення коліс передньої опори й зменшувати жорсткість амортизації шляхом застосування амортизаторів із двома повітряними камерами або для важких літаків двох передніх стояків із менш жорсткою амортизацією на кожному (рис. 3.25) [13].

Усі передні стояки мають керовані або самоорієнтовні колеса для забезпечення маневреності літака під час переміщення по землі. З цією метою вісь обертання колеса має бути зміщеною назад відносно осі стояка на деяку величину **t** (рис. 3.26), яку називають плечем стійкості. Важіль із колесом під час дії бокових сил повертається навколо вертикальної осі, кут повороту обмежується упорами.

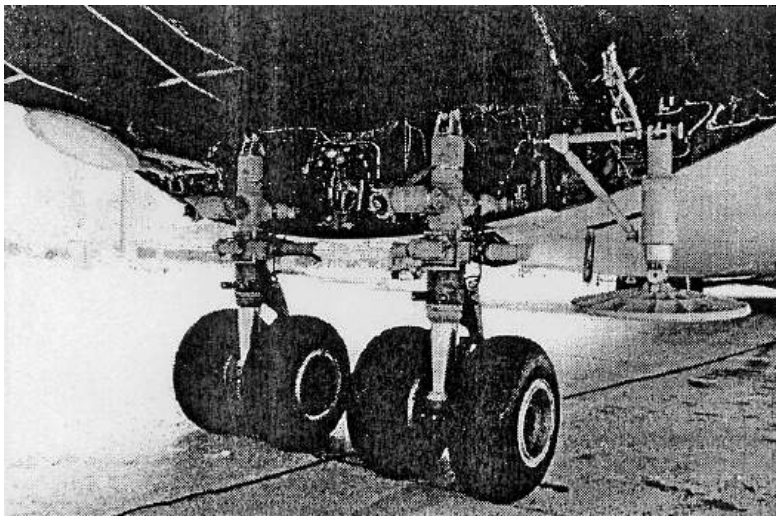
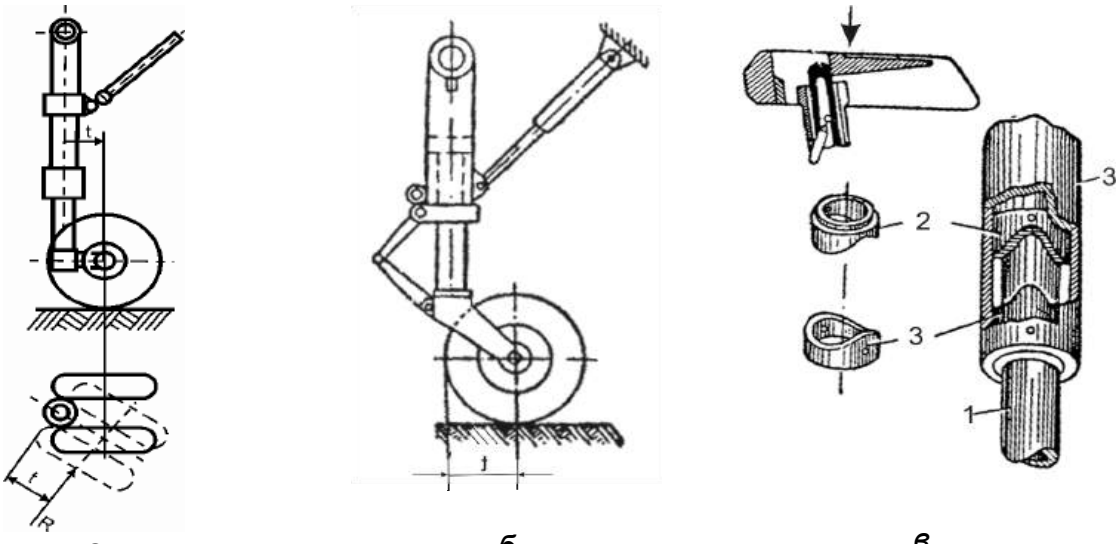


Рис. 3.25. Двостоякова передня опора шасі літака Ан-124
з додатковою вантажною опорою

Передній стояк шасі має механізм повороту й орієнтування, призначенням якого є встановлення важеля й колеса після відриву від землі в лінію польоту (рис. 3.26, *в*). Це необхідно для того, щоб під час випускання ноги перед посадкою площа обертання колеса збігалася з напрямком руху літака і під час прибирання шасі важіль з колесом помістилися у відведений для них відсік. Механізм повороту й орієнтування складається з кулачка 2 – профільованої сталевої втулки, з'єднаної зі штоком 1, яка при повороті колеса повертається разом зі штоком управо й уліво, і сідла 3 – сталевої втулки, з'єднаної з циліндром стояка.



а *б* *в*

Рис. 3.26. Плече стійкості (*а, б*) і механізм повороту й орієнтування (*в*)
у передньому стояку шасі

Під час руху по землі амортизатор обтиснутий, кулачок виходить із сідла і не заважає колесу повертатися навколо вертикальної осі стояка. Під час відриву від землі амортизатор під дією тиску стисненого газу розпрямляється, кулачок "сідає" своєю поверхнею на похилу поверхню сідла і, ковзаючи по ній, розвертає шток і колесо в лінію польоту.

Для підвищення маневреності більшості літаків під час їх руху по землі застосовують кероване колесо передньої ноги. Таке керування використовують у випадку великої частки навантаження, що припадає на передній стояк, і у випадку велосипедної схеми шасі.

На кронштейнах механізму повороту (рис. 3.27) установлено циліндри 2 керування поворотом коліс. Під час ходу штока одного з гідроциліндрів зусилля від нього повертає хомут 3 і зв'язане з ним колесо носового стояка.

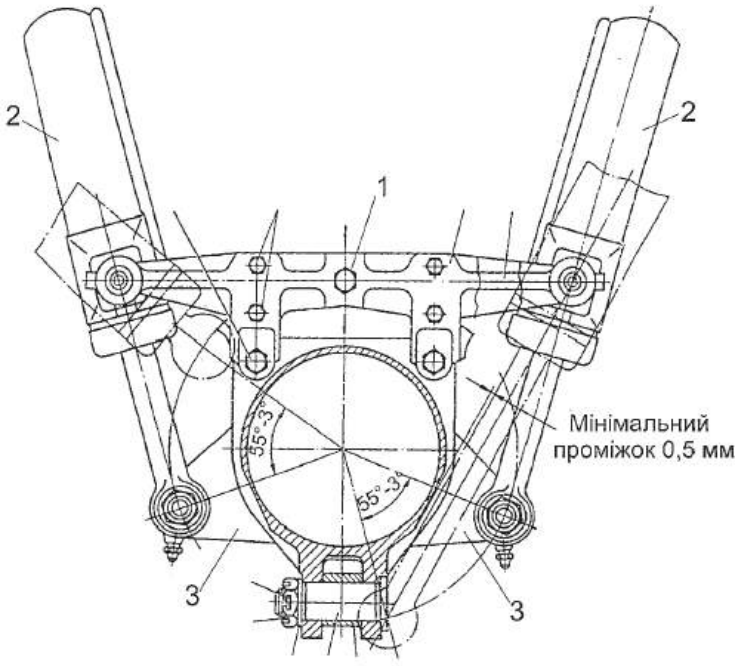


Рис. 3.27. Механізм керування колесом
переднього стояка

Керування гідроциліндрами повороту коліс на розбігу й пробігу літака відбувається від педалей ножного керування. Керування поворотом коліс під час руління відбувається від спеціальних штурвальчиків на пультах керування пілотів. За умов вільного орієнтування коліс (режим повороту коліс вимкнено) описана система працює в режимі демпфірування, тобто, якщо виникли коливання коліс типу "шимі", поворот коліс буде передаватися через ті самі елементи, але вже у зворотному напрямку.

На передніх стояках шасі встановлюють гасник коливань, або демпфер шимі.

Шимі – це коливання переднього стояка шасі (рис. 3.28, *а*), що виникають при деякій критичній швидкості руху по землі. Шимі може призвести до зривання пневматика, сильної тряски, зламу стояка й навіть до катастрофи. Для боротьби з таким процесом збільшують жорсткість стояка, установлюють по два колеса замість одного, що є аналогічним збільшенню жорсткості колеса, збільшують плече стійкості **t** (див. рис. 3.25) і, нарешті, на всі носові стояки встановлюють гідравлічний гасник коливань.

Гасник коливань 8 (рис. 3.28, *б*), який установлено на циліндрі-амортизаторі 1, кінематично (ланками 3–5) зв'язаний з поворотним хомутом стояка і далі через ланку 6 із основним важелем 7 і переднім колесом.

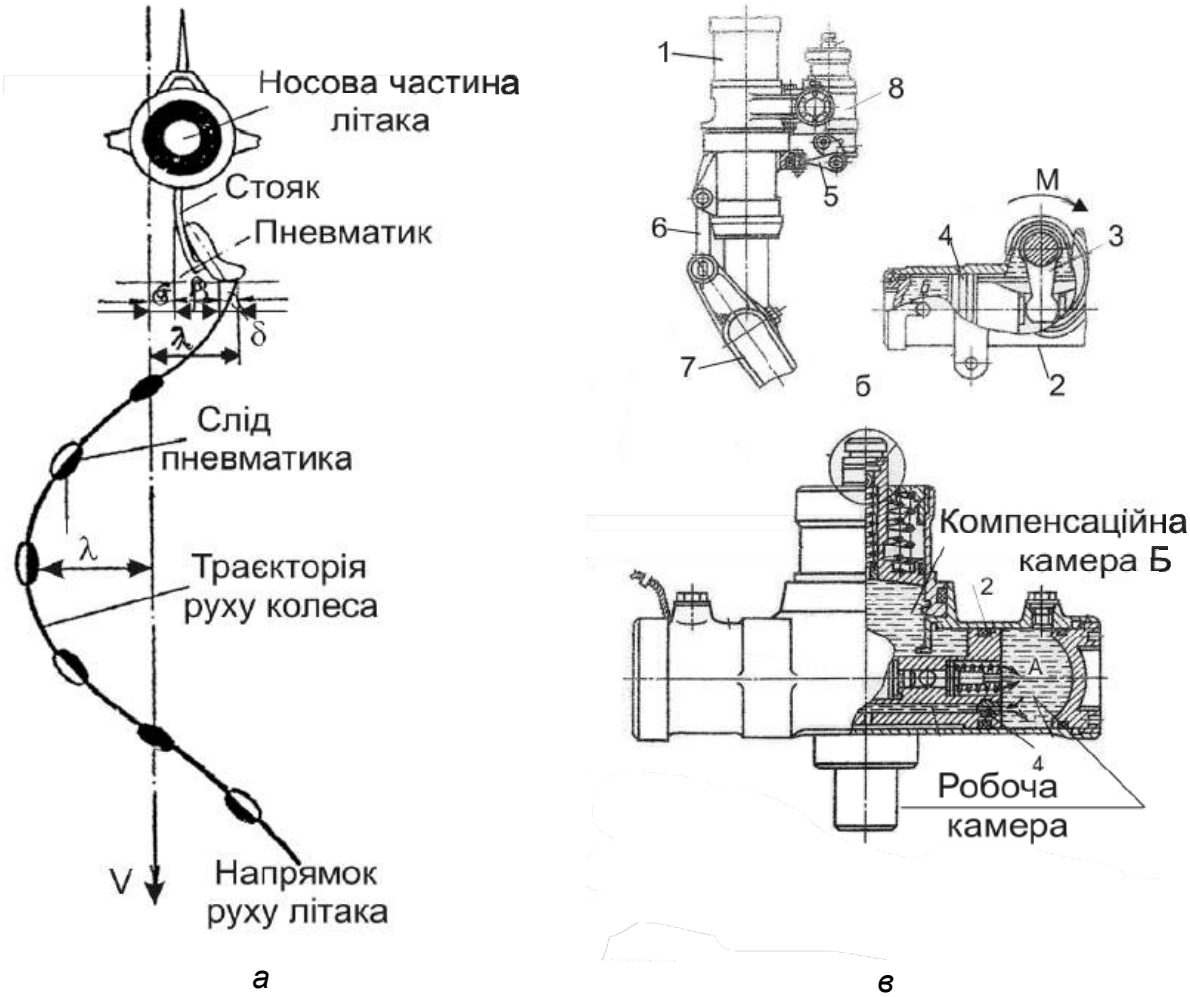


Рис. 3.28. Схема коливань колеса переднього стояка (*а*) і демпфер цих коливань (*б, в*)

Гасник коливань поршневого типу складається з циліндричного корпусу 2, поршня зі штоком 4, що поділяє корпус на дві робочі камери, заповнені робочою рідиною (маслом АМГ-10). Камери з'єднуються наскрізним каналом з жиклерами (пробками з каліброваними отворами діаметром менше 1 мм на обох кінцях каналу всередині поршня). Поршень зі штоком, рухаючись усередині корпусу, переміщає рідину з однієї робочої камери в іншу через жиклери, переборюючи при цьому великий гідравлічний опір. Таким чином, коли виникають коливання, енергія коливної маси (елементів приводу від коліс до демпфера) витрачається на подолання гідравлічного опору під час перетікання рідини й на її нагрівання. Коливання, що почалися, унаслідок цього згасають.

На рис. 3.28, ***в*** зображено ще один різновид демпферів шимі. У корпусі демпфера 2 знаходиться поршень 4, що поділяє корпус на дві робочі камери (**А** і **Б**), заповнені робочою рідиною. Порожнини **А** і **Б** з'єднуються каналом, на кінцях якого вкручено пробки з каліброваними отворами − жиклери. Так само, як і в попередній схемі, під час переміщення поршня й перетікання рідини через жиклери виникають великі гідравлічні опори, на подолання яких витрачається енергія коливань, і вони згасають. Демпфер, зображений на рис. 3.28, ***в***, окрім робочих камер **А** і **Б** має ще й компенсаційну камеру зі своїм поршнем, який під дією пружин підтискає рідину в цій камері, що йде на поповнення витоків рідини з камер **А** і **Б**.

Конструктивне виконання передніх стояків шасі важких транспортних літаків і важких бомбардувальників з велосипедною схемою розташування стояків має характерні особливості.

Так, для транспортних літаків з великою вантажомісткістю, щоб підвищити зручність завантаження через передній і задній вантажні люки (рис. 3.29), стояки шасі роблять такими, які можна укоротити. Це стосується як передніх, так і основних опор. Укорочення опор зазвичай відбувається внаслідок зливання рідини з резервуарів над амортизаторами у спеціальні мірні резервуари.

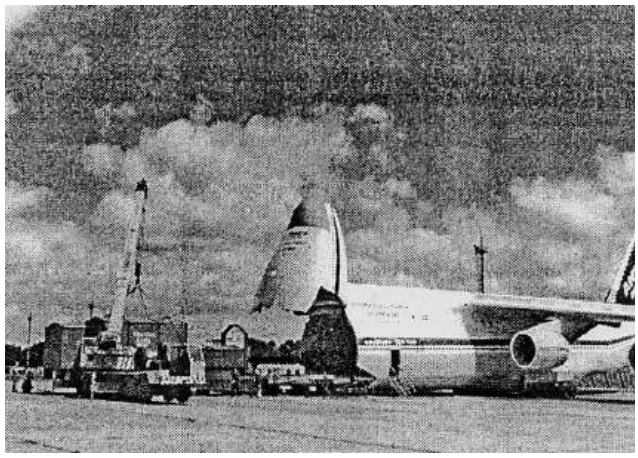


Рис. 3.29. „Присідання” літака Ан-124 на передню вантажну опору

Якщо застосовується велосипедна схема шасі, то передню опору роблять "здиблюваною", щоб збільшити кут атаки крила літака для полегшення його зльоту. Принципова схема такої опори може мати амортизаційний стояк зі змінюваним рівнем заправлення амортизатора рідиною або з'єднання в одному агрегаті амортизаційного стояка й гідроциліндра. Подовження гідроциліндра збільшує загальну довжину передньої опори й приводить до збільшення кута атаки літака на зльоті.

3.5. Навантаження окремих конструктивних елементів стояків шасі

Навантаження окремих конструктивних елементів стояків шасі визначається двома основними факторами: навантаженнями, прикладеними до опорного елемента і зумовленими розрахунковими випадками; конструктивно-силовою схемою самого стояка та формою підвіски опорного елемента.

Епюри навантажень окремих елементів, у різних конструктивно-силових схемах шасі досить наочно подано в роботах [30, 37].

У балковій конструкції стояк працює як консольна балка, навантажена крім осьових сил ще й згинальним моментом (рис. 3.30).

За умов грубої посадки силу $\mathbf{P_E}$, прикладену до колеса у вертикальній площині під деяким кутом до осі стояка, можна розкласти на силу $\mathbf{P_1}$, що діє вздовж осі стояка, і силу $\mathbf{P_2}$, що діє перпендикулярно до осі стояка.

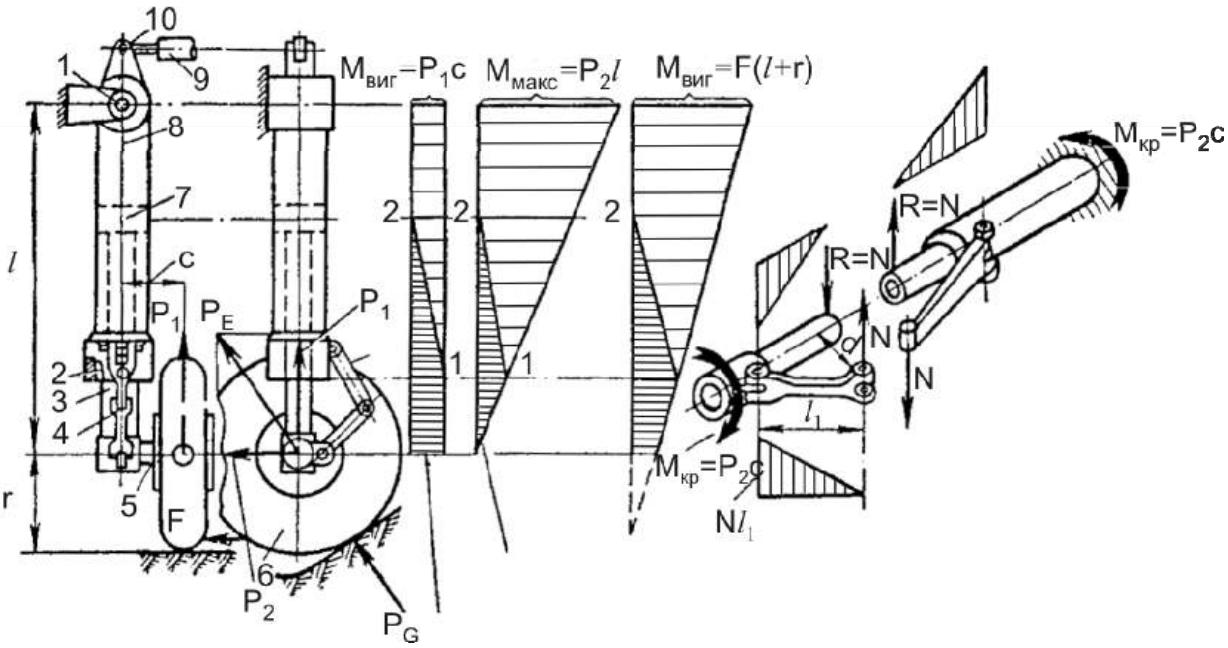
Під дією сили $\mathbf{P_1}$ стояк навантажується осьовими зусиллями й постійним згинальним моментом $\mathbf{P_{1c}}$ (рис. 3.30, *в*). Під дією сили $\mathbf{P_2}$ стояк навантажується моментом $\mathbf{P_{2i}}$ (рис. 3.30, *г*) і прагне повернутися навколо поздовжньої осі від моменту $\mathbf{P_{2c}}$ (рис. 3.28, *е*). Для запобігання цьому повертанню встановлено дволанник 4. Цей конструктивний елемент, який іноді називають шліц-шарніром, забезпечує осьове переміщення штока всередині циліндра під час роботи амортизатора й запобігає повертанню штока й закріпленого на ньому колеса навколо осі стояка (рис. 3.30, *б*, *е*). Крутний момент від сили $\mathbf{P_2}$ через вигин дволанника передається, як це показано на рис. 3.30, *е*, зі штока на циліндр стояка. При цьому на вигин працюють обидві ланки й частина штока на ділянці дволанника:

$$\mathbf{M_{кр}} = \mathbf{P_2 c} = \mathbf{N a}, \tag{3.31}$$

$$\mathbf{N} = \frac{\mathbf{P_2 c}}{\mathbf{a}}. \tag{3.32}$$

Вираз для визначення максимального загального моменту, який сприймають ланки шліц-шарнира, має вигляд

$$\mathbf{M_{виг} = Nl_1}. \qquad (3.33)$$



а *б* *в* *г* *д* *е*

Рис. 3.30. Епюри навантажень елементів стояка шасі балкового типу:
а − вигляд шасі спереду; *б* – вигляд шасі збоку; *в, г, д* – епюри моментів;
е – дія сил і моментів на циліндр, шток і дволанник; 1 − шарнір; 2 − ущільнення;
3 − шток; 4 − дволанник; 5 − піввісь; 6 − колесо; 7 − поршень; 8 − циліндр;
9 – механізм прибирання й випускання; 10 – шарнір

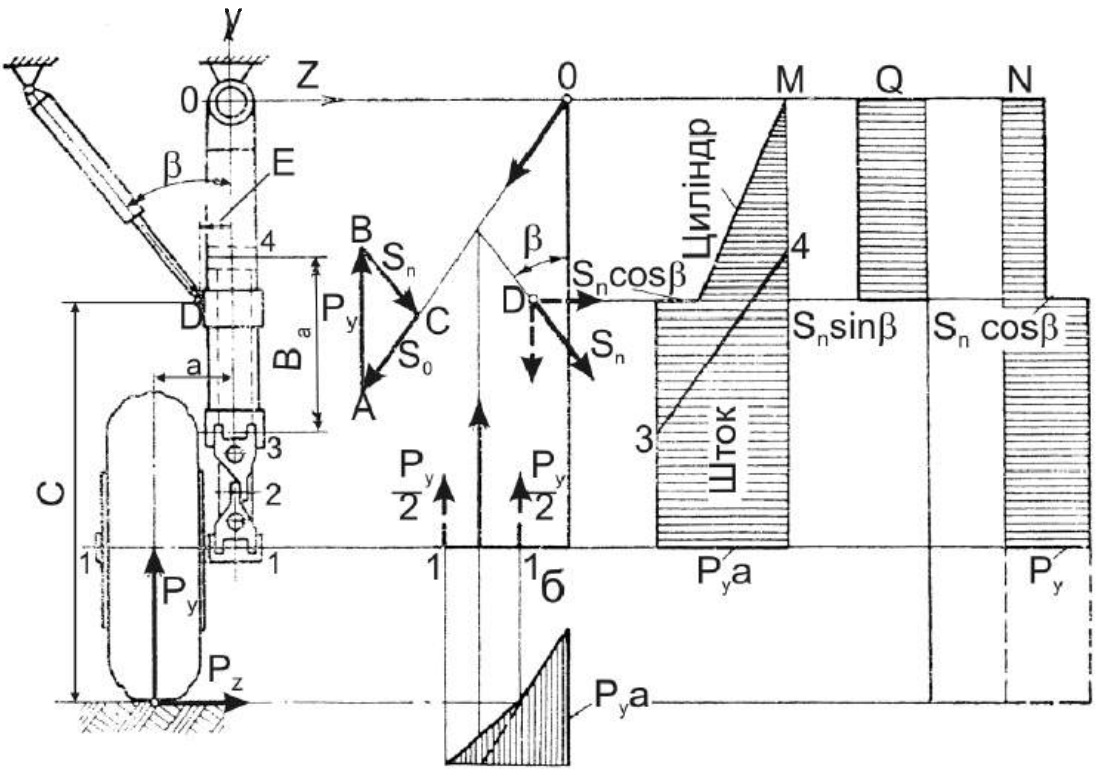
Цей момент передається через вузли кріплення на циліндр, навантажуючи його крутним моментом $\mathbf{M_{кр}}$. Якщо подумки розсікти шток перпендикулярною площиною, що проходить через середній шарнір дволанника, то буде очевидним, що під дією сили **N** відсічені частини штока будуть прагнути зміститися, а оскільки цього зміщення насправді не відбувається, то виходить, що у штоку діють внутрішні реактивні пружні сили **R** і **N**. Ці сили й навантажують згинальним моментом шток і циліндр на ділянці дволанника.

Під час посадки за наявності бокового вітру літак рухається зі знесенням, при цьому виникає бічна сила **F**, що згинає стояк в іншій площині (рис. 3.30, *д*). На епюрах згинальних моментів розподіл навантаження між штоком і циліндром зображено лініями 1–2 (рис. 3.30, *в*–*д*).

Стояк шасі, який зображено на рис. 3.31 у площині **yx**, являє собою консольну балку, затиснену у вузлі **0**, тоді як у площині **yz** – це типова балково-підкісна конструкція.

Розглянемо навантаження елементів стояка такого типу від дії сил $\mathbf{P_x}$, $\mathbf{P_y}$ і $\mathbf{P_z}$ окремо за кожною.

Дія вертикальної сили $\boldsymbol{P_y}$ (рис. 3.31, *б*). Опорні реакції у вузлах **O** і **D** можна визначити графічно, тобто побудовою силового трикутника **ABC**, або аналітично – за допомогою рівнянь рівноваги.



а *б* *в*

Рис. 3.31. Схема навантаження конструктивних елементів балково-підкісного стояка шасі від вертикального зусилля P_y

Епюри **M, Q** і **N** показано на рис. 3.31, *в*. Стрибок в епюрі згинальних моментів $\Delta\mathbf{M} = \mathbf{S_n}\cos\beta$ пояснюється тим, що вузол **D** не лежить на осі стояка. Поперечна сила дорівнює горизонтальній складовій сили, що діє в підкосі: $\mathbf{S_n}\sin\beta$.

Шток амортизатора можна розглядати як двохопорну балку, що обпирається на циліндр у точках 3 і 4. Тому епюра **M** для штока є постійною до точки 3, а далі зменшується до нуля в точці 4.

Епюру згинальних моментів для півосі 1–1’ кріплення колеса показано на рис. 3.31, *в*.

Дія бічної сили $\boldsymbol{P_z}$ (рис. 3.32, *а*) реакцію стояка у вузлах **O** і **D** визначено графічно (силовий трикутник **A'B'C**). Від сили $\mathbf{P_z}$ стояк працює на поперечний вигин і стиск.

На рис. 3.32, *а* показано епюри **M, Q** і **N** від дії сили $\mathbf{P_z}$.

У загальному випадку, якщо вісь стояка утворює деякий кут з вертикаллю (у площині **yx**) або колесо має винесення відносно його осі, то сила $\mathbf{P_z}$ спричиняє також крутіння стояка.

Дія лобової сили $\boldsymbol{P_x}$ (рис. 3.32, *б*) приводить до поперечного вигинання й крутіння консольної балки, затисненої у вузлі **O–O'**. Епюри **M** і **Q** побудовано окремо для штока й циліндра. Передавання крутного моменту від штока до циліндра амортизатора здійснюється за допомогою дволанника 1–2–3.

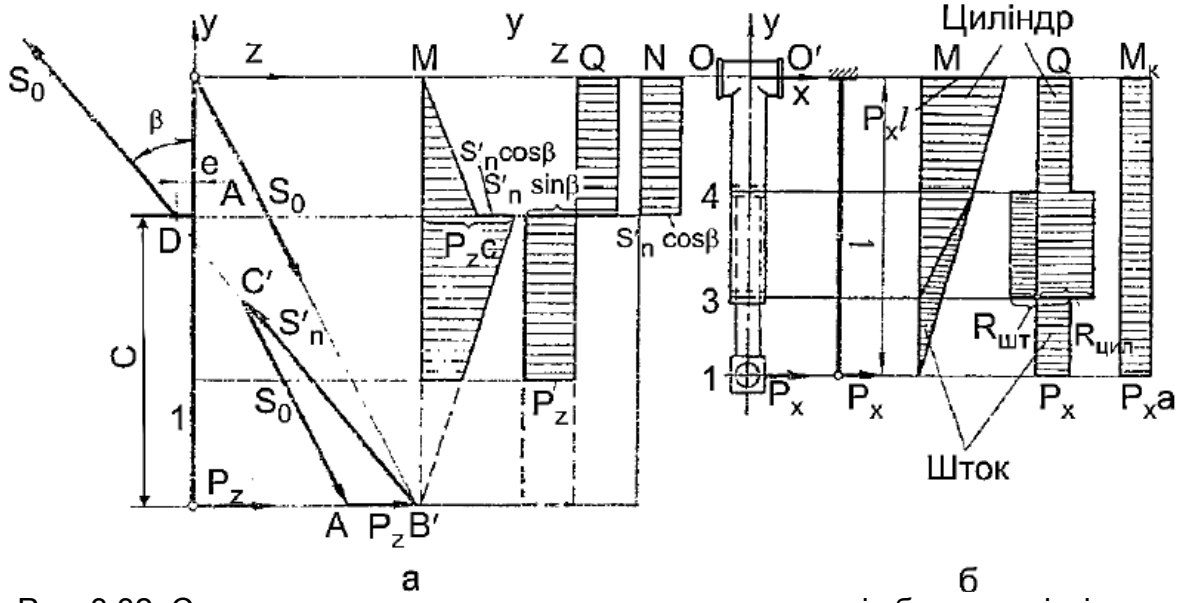


Рис. 3.32. Схема навантаження конструктивних елементів балково-підкісного стояка шасі від зусиль P_z (*а*) і P_x (*б*)

Щоб виявити навантаження штока й циліндра, подумки розсічемо стояк площиною, що є перпендикулярною до його осі й проходить через шарнір 2 (рис. 3.33).

У вузлі діє сила $\mathbf{T} = \dfrac{\mathbf{M_к}}{\mathbf{d}}$, де **d** – відстань від вузла 2 до осі стояка. З умови рівноваги відсіченої частини знаходимо, що в перерізі штока діє поперечна сила **Q = T**.

Елементи траверси й шток працюють на поперечний вигин. Згинальний момент ланки 1–2

$$\mathbf{M_{1\text{-}2} = Tl_{1\text{-}2}}.$$

Згинальний момент ланки штока в перерізі 1

$$\mathbf{M_{шт1} = Tl_{1\text{-}2}\cos\gamma_{1\text{-}2}},$$

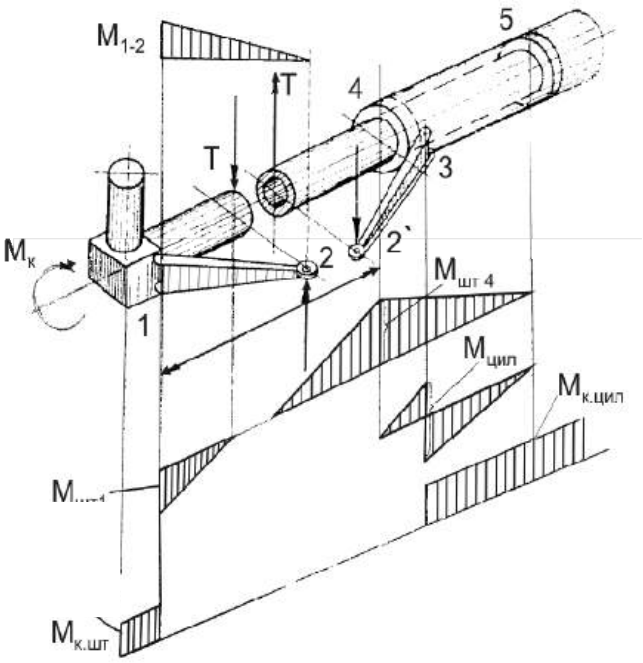


Рис. 3.33. Схема навантаження штока й дволанника від крутного моменту, прикладеного до стояка телескопічного типу

у перерізі 4

$$M_{шт4} = T(l_{1-4} - l_{1-2}\cos\gamma_{1-2}),$$

де γ_{1-2} – кут між віссю штока й ланкою 1–2.

Згинальний момент, переданий на циліндр,

$$M_{цил} = T\,(l_{2-3} - l_{1-2}\cos\gamma_{2-3}).$$

На рис. 3.33 також зображено епюру крутних моментів

$$M_{к.шт} = M_{к.цил} = P_z a.$$

Особливості навантаження конструктивних елементів у стояках з важільною підвіскою колеса розглянемо на прикладі стояка з виносним амортизатором (рис. 3.34) під дією вертикального P_y і бічного P_z навантажень.

У площині **xy** (рис. 3.34, *а*) стояк являє собою консольну балку, затиснену у вузлі 6. Навантажується вона від амортизатора в точці 5 силою $S_{ам}$ і від важеля в точці 3 силою R_3. Епюри M_z, **Q** і **N** від дії цих сил зображено на рис. 3.34, *а*.

Стрибок в епюрі згинальних моментів $M_2 = S_{ам}\cos\gamma$ пояснюється наявністю ексцентриситету **c** у вузлі 5. Оскільки в цьому прикладі підкіс-підйомник розташований у площині **yz**, то зусилля в підкосі $S_п$ не впливає на характер епюр.

У площині **yz** (рис. 3.34, *б*) стояк можна розглядати як шарнірно обперту балку з консоллю. Від сили P_y у вузлі 3 на стояк передається момент $P_y a$. Епюри **Q** і M_x для цього випадку зображено на рис. 3.34, *б*. Стрибок в епюрі згинальних моментів $\Delta M_X = S_{пy}\cos\beta$.

Навантаження й зрівноваження стояка від дії бічної сили $P_г$ показано на рис. 3.34, *б*.

Важіль 1–3 працює на поперечний вигин і крутіння. Зовнішніми навантаженнями для нього є сили P_y і **P**. Від дії сили **P** важіль працює у своїй площині як балка, шарнірно обперта у вузлах 3, 2, і з площини – як консольна балка, затиснена у вузлі 3. Реакції важеля R_3 і $S_{ам}$ у площині **xy** можна визначити графічно (рис. 3.34, *г*).

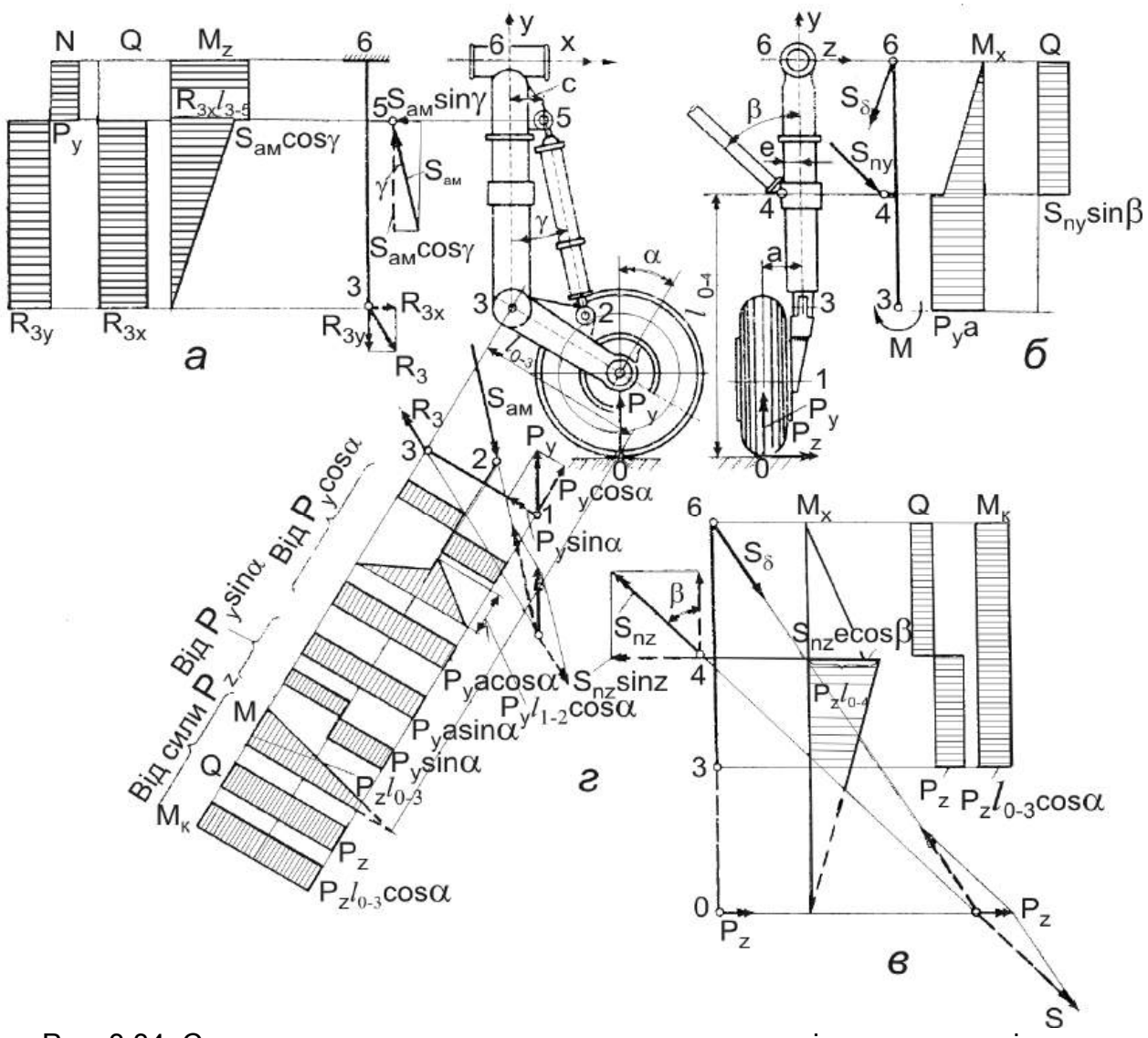


Рис. 3.34. Схема навантаження конструктивних елементів стояка з важільною підвіскою колеса: *а* – епюри N, Q, M_z у проєкції УОХ; *б* – епюри Q, M_x у проєкції УОZ; *в* – епюри Q, M_x, M_z від сили P_z; *г* – епюри Q, M_x, $M_к$ від сил P_y, P_z

Щоб спростити побудову епюр, силу $\mathbf{P_y}$ зазвичай розкладають на складові з двома напрямками: уздовж осі важеля $\mathbf{P_y\sin\alpha}$; перпендикулярно до неї $\mathbf{P_y\cos\alpha}$. Від дії $\mathbf{P_y\cos\alpha}$ важіль працює на поперечний вигин у своїй площині й на крутіння ($\mathbf{M_к = P_y a\cos\alpha}$). Від сили $\mathbf{P_y\sin\alpha}$ важіль працює на розтяг (стиск) і вигин з його площини ($\mathbf{M = P_y a\sin\alpha}$) як консольна балка, затиснена в точці 3.

Від сили $\mathbf{P_z}$ важіль також працює на поперечний вигин з його площини й крутіння.

Довантаження силових елементів стояка часто відбувається залежно від особливостей кріплення до нього опорного елемента – колеса (рис. 3.35).

Як видно з цього рисунка, найбільш коротку опору при рівних умовах (однакових діаметрах коліс і стоянкових навантаженнях на опору) можна отримати за схемами, зображеними на рис. 3.35, *а, г*. Однак стояк у цьому випадку від сил $\mathbf{P_y}$ і $\mathbf{P_x}$, прикладених до колеса, буде додатково навантажуватися згинальним $\mathbf{M_{зг} = P_y a}$ і крутним $\mathbf{M_к = P_x a}$ моментами. У схемах, зображених на рис. 3.35, *б, в*, опори є довшими, однак вони не зазнають вигинання від сили $\mathbf{P_y}$ й крутіння (плече $\mathbf{a = 0}$). Однак велика ширина опори ускладнює її прибирання, особливо в крило. Тому вилкувате кріплення колеса застосовують здебільшого на передніх опорах. Порівняно з іншими видами опор опори зі спареними колісьми мають більш високу прохідність, умови їх прибирання є кращими завдяки тому, що діаметр їх коліс менший. Їх часто застосовують як передні опори.

Таким чином, вибір тієї або іншої схеми кріплення коліс до штока амортизаційного стояка визначається насамперед впливом форми кріплення колеса на габарити опор, кінематикою їх прибирання, а також компонуванням.

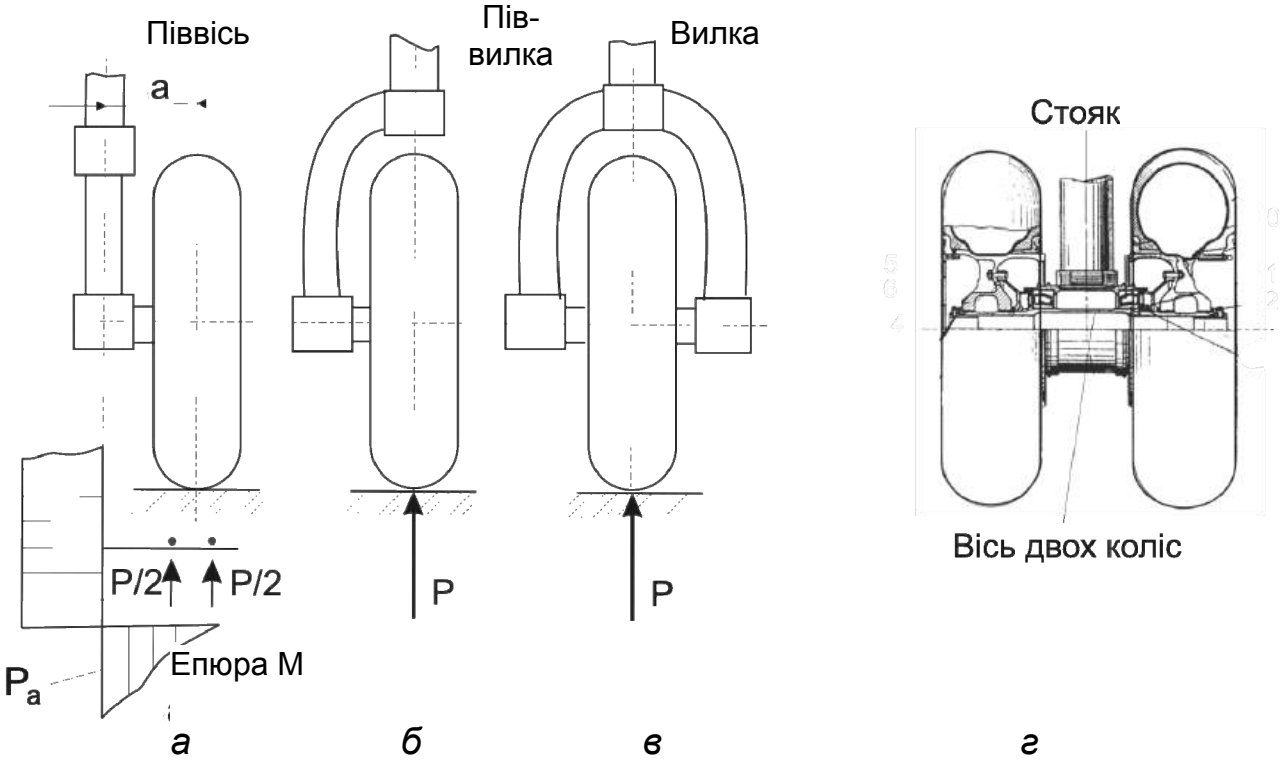


Рис. 3.35. Схема довантаження стояка шасі
залежно від особливостей кріплення колеса:
а – за допомогою консольної півосі; *б* – за допомогою піввилки кріпиться консольна піввісь; *в* – за допомогою вилки з віссю на двох опорах;
г – кріплення двох коліс на консольних півосях на нижньому кінці штока

Зображені на рис. 3.30–3.35 епюри й навантаження (їм подібні) конструктивних елементів є вихідними даними для розрахунку на міцність. Основи й методики цього розрахунку викладено в роботах [9, 16, 31, 35, 37, 79, 98].

За наведеними в цьому розділі матеріалами, методиками й випадками навантаження підбирають конструктивно-силові схеми переднього й основних стояків шасі. А в процесі проєктувального розрахунку можна сформувати в першому наближенні й зовнішню геометрію проєктованого стояка.

Так, наприклад, передній стояк шасі регіонального пасажирського літака, зображений на рис. 3.36, спроєктовано за блоковою схемою.



Рис. 3.36. Комп'ютерний макет переднього стояка шасі регіонального пасажирського літака

Цей кінематичний елемент одночасно є підкосом, що сприймає лобові навантаження, які діють на передній стояк.

Колеса до опори кріпляться за напівважільною схемою, що забезпечує мінімальні сили тертя у внутрішньому амортизаторі.

Конкретні геометричні розміри силових елементів цього стояка визначено з умови, що всі несні деталі й вузли виконано з високоміцної сталі й титанового сплаву, що забезпечує термін експлуатації такого стояка 25 років.

Так реалізуються вимоги щодо вибору конструктивно-силових схем стояків шасі сучасних літаків.

Запитання для самоперевірки

1. Від яких впливів залежать сили, що діють на шасі? Назвіть розрахункові випадки. Чому їх так багато?
2. Як навантажуються стояки шасі у розрахунковому випадку "$E_ш$"?
3. Як навантажуються основні стояки шасі у випадку "$G_ш$"?

4. У чому полягає відмінність навантаження основних стояків з розкрученими й нерозкрученими колесами?

5. Від яких факторів залежить розподіл навантаження між колесами в стояках шасі з опорним елементом у вигляді візка? Яким чином можна забезпечити рівномірність навантаження коліс такого стояка?

6. Назвіть конструктивні схеми шасі залежно від способу сприйняття діючих навантажень.

7. У чому полягають переваги й недоліки фермових стояків шасі?

8. Чому серед конструктивних схем шасі частіше застосовуються підкісно-балкові схеми?

9. Назвіть схеми навішення коліс шасі.

10. У чому полягають переваги й недоліки важільної й напівважільної схем підвіски колеса?

11. У чому полягають особливості передавання зусиль від колеса при різних варіантах важільної схеми підвіски?

12. Як забезпечується передавання крутного моменту від штока до циліндра в телескопічному стояку?

13. Які функції виконує стабілізувальний амортизатор у конструкції шасі з опорним елементом у вигляді візка?

14. У чому полягають переваги й недоліки шасі з опорним елементом у вигляді візка?

15. Яким чином забезпечуються необхідні масові, технологічні й експлуатаційні характеристики багатоопорних шасі?

16. У чому полягають особливості навантаження й роботи передніх стояків шасі та їх конструктивного виконання?

17. Навіщо в носовому стояку мають бути передбачені механізми розвороту й фіксації?

18. Яким чином забезпечується погашення шимі?

19. Для яких цілей застосовують на літаках укорочені й подовжені стояки шасі?

20. Які види внутрішніх зусиль виникають в елементах конструкції стояків шасі під дією зовнішніх навантажень?

21. Яким чином характер навантаження елементів конструкції залежить від конструктивно-силової схеми й схеми закріплення шасі?

Розділ 4. ПРИБИРАННЯ Й ВИПУСКАННЯ ШАСІ

Більшість сучасних літаків виготовляють із висувним шасі, оскільки невисувне шасі під час польоту створює значний лобовий опір, що погіршує льотні характеристики літака.

Виявляється, що вже при швидкості польоту 250 км/год стає вигідним прибирати шасі. Саме це змусило конструкторів перейти до висувного шасі, незважаючи на деяке збільшення його маси, ускладнення конструкції та експлуатації.

Висувне шасі, спроєктоване в 1931 р., уперше було встановлено на літаку ЦАГІ-25, а потім на пасажирському літаку ХАІ-1.

4.1. Вимоги до систем прибирання й випускання шасі

Вимоги до систем прибирання й випускання обумовлені такими нормативними документами [1-6]:

– для цивільних літаків – АП-25, FAR-25, CS-25 і стандартами ISO, FAA, EASA, EUROCAR, PTCA, SAE, ARING;

– для військових літаків – ЗТВ, ТЗ на літак і спеціальними стандартами.

Згідно з вимогами до системи прибирання-випускання за АП-25 мають бути передбачені засоби аварійного випускання шасі в таких випадках:

– при будь-якій можливій відмові в основній системі прибирання;

– при відмові будь-якого гідравлічного, електричного або іншого еквівалентного джерела живлення.

У випадках виконання посадки з незамкненими у випущеному положенні шасі екіпаж має бути забезпечений звуковою сигналізацією, що діє безупинно. Сигналізація має спрацьовувати тоді, коли залишається достатньо часу для того, щоб замкнути шасі у випущеному положенні або виконати заходження на друге коло, а вимикатися тільки після того, як усі стояки шасі у випущеному положенні замкнуться, а стулки шасі будуть закритими.

Систему звукової сигналізації необхідно сконструювати таким чином, щоб можливість хибного або несвоєчасного спрацьовування була виключена, а відмови систем, призначених для заглушення сигналізації про положення шасі або запобігання спрацьовуванню звукової сигналізації, були практично неймовірними.

Система прибирання-випускання має бути оснащена механізмом блокування, що унеможливлює прибирання шасі на землі.

Під час заходження літака на посадку сигналізація про необхідність випускання шасі має спрацьовувати у випадку, коли шасі не ви-

пущене й не зафіксоване у випущеному положенні на передбаченому льотним керівництвом етапі заходження на посадку, у тому числі і в особливих ситуаціях, що належать до практично неймовірних.

Сигналізація має здійснюватися, як мінімум, по двох незалежних каналах.

Відповідно до загальнотехнічних вимог (ЗТВ) замовника під час заходження літака на посадку [1-7, 61-62] конструкція шасі має забезпечувати:

– надійну механічну фіксацію й автоматичне замикання стояків шасі, їх щитків і стулок у прибраному й випущеному положеннях на дозволених для цієї конфігурації літака режимах польоту при експлуатаційних перевантаженнях, а також під час руління й буксирування по землі, у тому числі хвостом уперед (фіксація тиском повітря або рідини не допускається);

– синхронність випускання (прибирання) основних і підкрильних стояків шасі.

Система прибирання шасі має бути оснащена механізмом блокування, що унеможливлює прибирання шасі при обтиснених стояках.

Час прибирання шасі не має бути більшим за 70 % часу розгону літака з моменту початку прибирання шасі після відриву до моменту досягнення дозволеної швидкості польоту з випущеним шасі на форсажному режимі роботи двигунів (при куті тангажу, що є не більшим від кута тангажу в момент відриву) у всьому діапазоні атмосферних умов біля землі, але не має бути більше 15 с.

Для літака з двома й більше двигунами час прибирання шасі не має збільшуватися, якщо один двигун відмовляє під час зльоту.

Прибирання шасі не має призводити до перебалансування, що спричиняє незручності в пілотуванні, втрату швидкості й висоти польоту порівняно з їх значеннями на початку прибирання.

Керування прибиранням й випусканням основних і носового стояків шасі слід здійснювати за допомогою одного важеля, що має фіксовані положення (ПРИБРАНО й ВИПУЩЕНО) і фіксацію в цих положеннях.

Кількість операцій (розстопоріння рукояток, поворот важеля, натиснення кнопок) для прибирання й випускання стояків шасі має бути не більше двох.

Система аварійного випускання стояків шасі має забезпечувати можливість аварійного випускання як усіх стояків шасі, так і окремо переднього стояка.

Кількість операцій (розстопоріння рукояток, відкриття кранів тощо) під час аварійного випускання стояків шасі має бути не більше трьох, кількість перехоплень повітряного вентиля – не більше п'яти.

Енергоємність аварійних систем (ємність балонів, гідроакумуляторів тощо) має забезпечувати надійне двократне виконання в польоті всіх операцій, які обслуговує аварійна система.

У кабіні льотчика мають бути встановлені:

– світлова сигналізація встановлення стояків шасі на замки прибраного й випущеного положень, проміжного положення стояків і незакритого стану стулок;

– світлова й звукова сигналізація, що інформує про невипускання шасі під час заходження на посадку.

На військових літаках обов'язковою, а на цивільних бажаною (якщо для останніх практично не доведено ймовірність повної відмови системи основного й резервного випускання шасі) є наявність механічного випускання й фіксації у випущеному положенні всіх стояків і підтягу, що забезпечують посадку без поломок стулок шасі.

Крім цих вимог системи прибирання-випускання мають забезпечувати:

– мінімальний лобовий опір;

– незначний зсув центра мас літака під час прибирання шасі;

– максимальну щільність заповнення внутрішніх відсіків деталями шасі після прибирання;

– простоту й надійність кінематичної схеми механізму прибирання й випускання шасі;

– надійну фіксацію шасі у випущеному й прибраному положеннях, також сигналізацію;

– строгу послідовність спрацьовування агрегатів кінематичних схем (наприклад, під час випускання має бути така послідовність дій: відкрити замки прибраного положення стулок, відкрити стулки, відкрити замки прибраного положення шасі, випустити стояки шасі, поставити шасі на замки випущеного положення й закрити стулки);

– світлову, механічну й звукову сигналізацію положення шасі.

Оснащення світлової сигналізації повинно мати:

– жовті й зелені лампочки на приладовій дошці – на кожний стояк своя жовта та своя зелена лампочка, жовті засвічуються при проміжному положенні стояків, зелені – при випущеному їх положенні; для контролю за справністю лампочок є кнопка, під час натискання на яку всі лампочки засвічуються;

– білі плафони в зоні стояків (їх бачить керівник польоту на аеродромі);

– два світлових табло "Випусти шасі", які засвічуються, якщо льотчик не випустив шасі під час надходження застережних сигналів.

4.2. Схеми розташування й прибирання-випускання опор літака

Залежно від призначення й компонування літака, наявності необхідних об'ємів у крилі або фюзеляжі для розташування прибраного шасі вибирають найбільш прийнятні схему прибирання й випускання опор літака й місця розташування їх у прибраному стані.

Існує велика кількість способів прибирання-випускання шасі [23, 30, 37, 69]. Носові опори прибираються в передню частину фюзеляжу, а головні опори – у крило, у крило й фюзеляж, у фюзеляж, у гондоли двигунів або в спеціальні гондоли.

Схеми прибирання основних стояків шасі значно залежать від загальних параметрів літаків, тому існує велика кількість різних схем. Усі схеми прибирання основних стояків можна розбити на три групи (рис. 4.1):

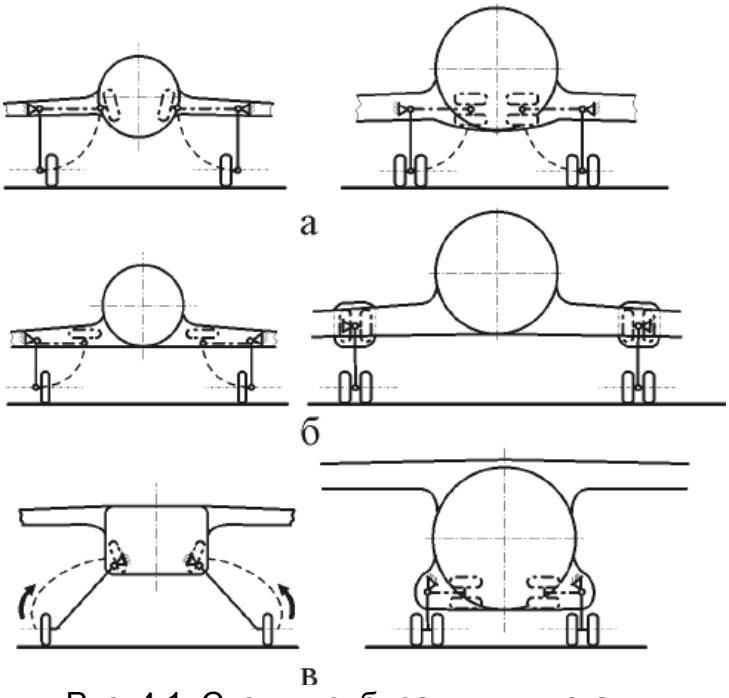


Рис. 4.1. Схеми прибирання-випускання основних стояків шасі:
а – колеса прибираються у фюзеляж;
б – шасі прибирається в крило;
в – шасі прибирається у фюзеляж

а) основні стояки прикріплені до крила, а прибираються частково в крило (стояки) і частково у фюзеляж (колеса або візки);

б) основні стояки прикріплені до крила і прибираються в крило (або в гондоли, розташовані під крилом);

в) основні стояки прикріплені до фюзеляжу і прибираються у фюзеляж.

Усі ці схеми використовуються і на легких, і на важких літаках.

Схеми, зображені на рис. 4.1, *а*, є придатними для легких літаків з нижнім і середнім розташуванням крила.

Для важких літаків ці схеми доцільно застосовувати лише в тому випадку, коли літак має нижнє розташування крила (низькоплан). За такими схемами основні стояки шасі прибираються на багатьох пасажирських літаках.

Схеми, які зображено на рис. 4.1, *б*, застосовуються здебільшого на літаках із нижнім і середнім розташуванням крила. Ці схеми потре-

бують застосування коліс порівняно невеликих розмірів. У цьому випадку навіть у тонке крило надзвукового літака можна прибрати стояк з багатоколісним візком (наприклад, надзвуковий бомбардувальник B-58 "Хаслер", США – 8-колісний візок; надзвуковий пасажирський літак Boeing- 2707-300 – 12-колісний візок).

Схеми, які зображено на рис. 4.1, *в*, застосовуються для літаків із верхнім розташуванням крила. Але існують легкі літаки з середнім розташуванням крила, основні стояки шасі яких прибираються за цією схемою (наприклад, винищувач F-104 "Старфайтер", США). Важкі літаки з такою схемою прибирання основних стояків мають бути оснащені спеціальними обтічниками з боків фюзеляжу, у які прибираються шасі (щоб забезпечити необхідну колію шасі й не займати великого об'єму у фюзеляжі).

4.2.1. Прибирання стояків основних опор шасі в крило за його розмахом

Прибирання стояків шасі в крило за його розмахом у напрямку від фюзеляжу є дуже складним, оскільки в міру віддалення від площини симетрії літака товщина крила зменшується (рис. 4.2, *а*). Зменшення колії при такій схемі призводить до нестійкості літака під час пробігу й ускладнень під час руління за допомогою гальм.



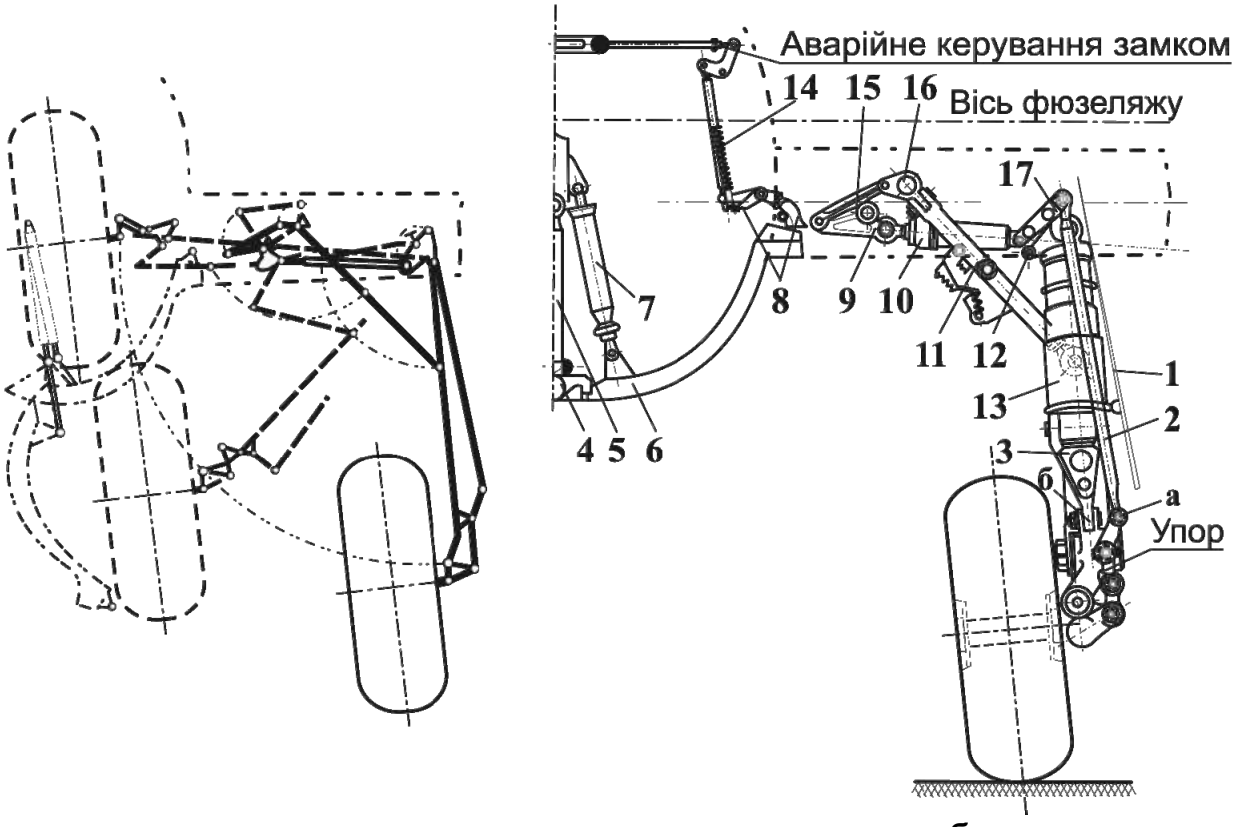
а *б* *в* *г*

Рис. 4.2. Схеми прибирання основних опор шасі в крило за його розмахом: *а* – прибирання опор у крило в напрямку від фюзеляжу; *б* – прибирання опор у крило в напрямку до фюзеляжу; *в* – прибирання опор у крило і фюзеляж; *г* – прибирання опор у крило і фюзеляж з поворотом коліс

Через застосування тонких крил на сучасних літаках прибрати основні опори шасі в крило за його розмахом у напрямку від фюзеляжу практично неможливо.

Частіше, особливо в літаках невеликих розмірів, опори шасі прибираються в крило за його розмахом у напрямку до фюзеляжу (рис. 4.2, *б–г*). У тих випадках, коли через малу товщину крила неможливо розташувати колеса у його внутрішній порожнині, їх розташовують у фюзеляжі. Для більш раціонального використання внутрішніх об'ємів фюзеляжу конструктори застосовують схему прибирання шасі з поворотом коліс (рис. 4.2, *г*). В останньому випадку конструкція опори ускладнюється й збільшується її маса.

Для прикладу на рис. 4.3 зображено кінематичну схему прибирання основного стояка шасі з розташуванням колеса у фюзеляжі у вертикальній площині. При такій схемі колесо підвішується до стояків на спеціальних важелях. Стояк з рідинно-газовим амортизатором кріпиться до крила за допомогою шпинделя й бічного складного підкоса. Привід прибирання складається з гідравлічного підйомника 10, підкоса 11, поворотних важелів 9, 16 і 17, ланок 12 і 15, тяги 2 і важільної передачі, змонтованої знизу на стояку. Також до складу системи входять: 1 – щиток; 2 – тяга; 3 – дволанник; 4 – кронштейн; 5 – підкіс; 6 – стулка; 7 – підйомник стулки; 8 – замок стулки;13 – амортизатор; 14 – привід до замка стулки.



а *б*

Рис. 4.3. Кінематична схема прибирання основної опори шасі в крило й фюзеляж (*а*) та його конструктивне рішення (*б*)

Під час прибирання стояка рух штока підйомника передається поворотному важелю 9 і важелю, прикріпленому до головки циліндра амортизатора.

Під час прибирання колесо не змінює свого положення, що забезпечується кінематикою тяги, шарнірно з'єднаної з поворотним важелем 17 і важільною передачею, змонтованою на стояку.

Під час обтиснення амортизатора тяга і важільна передача не діють на вісь колеса через те, що шарнір **а** розташований на одній осі із шарніром **б**.

Основні опори, розташовані в крилі, зазвичай компонуються в прибраному положенні в нішах між лонжеронами. Попереду переднього лонжерона можна розташувати опору тільки в однолонжеронній конструкції крила і за умов великої товщини передньої частини профілю.

Місце вузлів кріплення стояків шасі до крила визначається умовами одержання необхідного кута винесення колеса γ відносно центра мас літака (рис. 4.4). Основними недоліками цих схем є трудність розміщення в крилі паливних баків. Компенсація великих вирізів у крилі й фюзеляжі для ніші шасі й вимушене змінення силового набору крила в його кореневій частині – усе це спричиняє збільшення маси конструкції й ускладнює технологію виробництва.

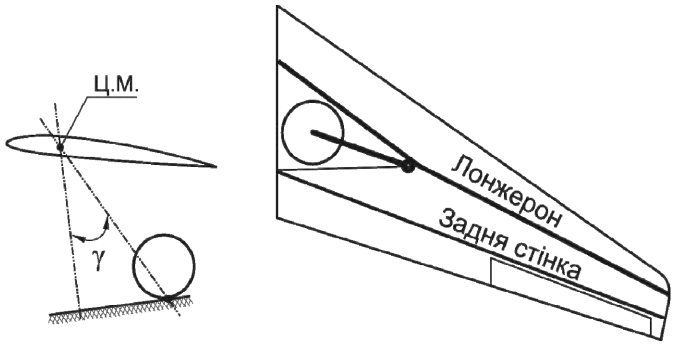
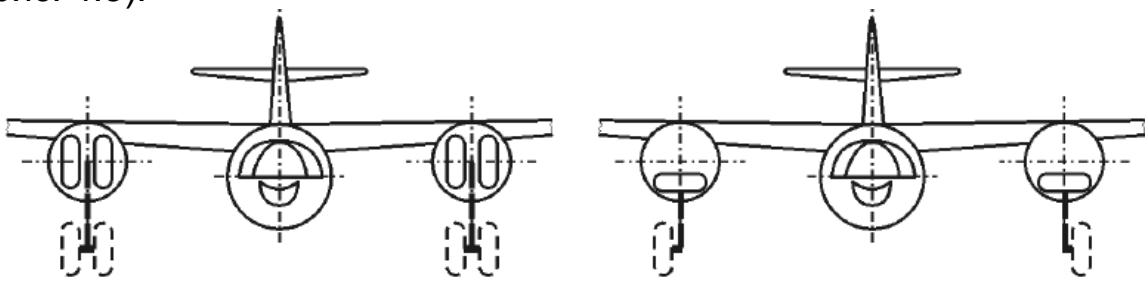


Рис. 4.4. Положення точки навішення основного стояка в крилі з урахуванням необхідного кута γ

4.2.2. Прибирання основних опор шасі по хорді крила

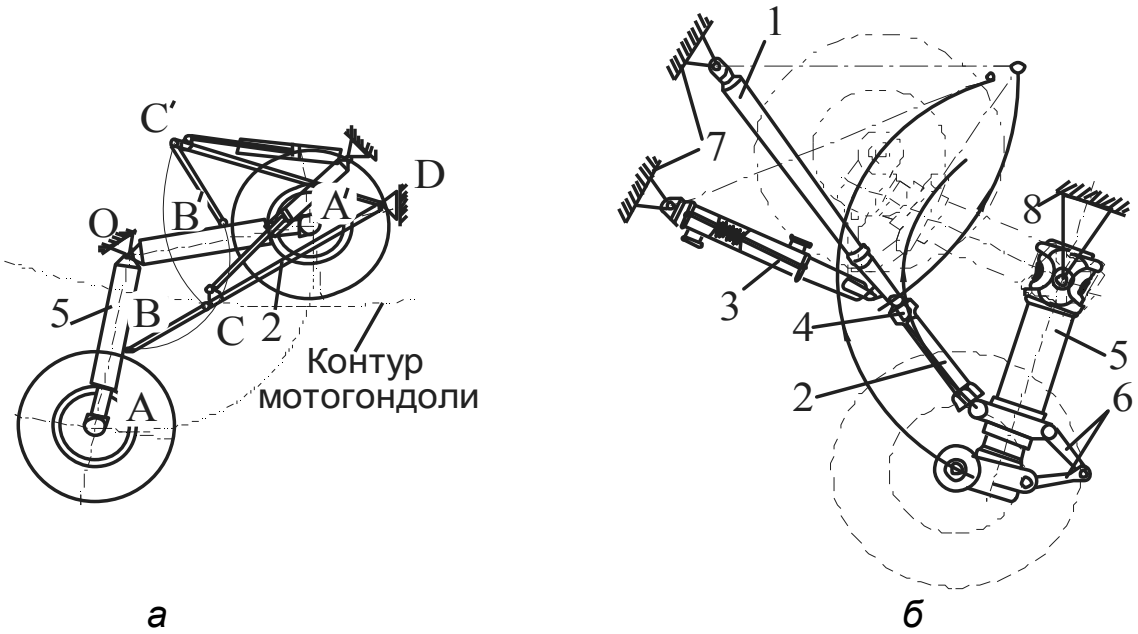
Прибирання опор шасі в напрямку хорди крила широко застосовується для літаків із двома й більше двигунами, розташованими на крилі. У цьому випадку опори шасі зазвичай прибираються в гондоли (рис. 4.5).



а *б*

Рис. 4.5. Схема розміщення основних опор літака в мотогондолах на крилі: *а* – з двома колесами на стояку; *б* – з одним колесом на стояку

Рухи під час прибирання шасі можуть здійснюватися як уперед, так і назад по хорді крила (рис. 4.6).



а *б*

Рис. 4.6. Прибирання основних опор: *а* – назад по хорді крила; *б* – уперед по хорді крила; 1, 2 – верхні й нижні ланки складного підкоса; 3 – підйомник; 4 – карданне з'єднання; 5 – амортизаційний стояк; 6 – дволанник; 7 – вузли на передньому лонжероні; 8 – вузол на задньому лонжероні

Циліндр випускання-прибирання (рис. 4.6, *а*) кінематично зв'язаний підкосом зі стояком, який обертається відносно осі підвіски **О**. Під час прибирання опори шарнір В переміститься по дузі **ВВ′** у положення **В′**, вісь колеса **А** – у положення **А′**, шарнір **С** – по дузі **СС′** у положення **С′**.

Положення підкоса визначається положенням точок **С** і **В'**. Точка **С** – точка перетину дуг **ДС** і **ВС.**

При прибиранні основних опор шасі в мотогондоли двигунів важко одержати оптимальну ширину колії шасі, тому що в цьому випадку вона залежить від діаметра гвинтів і відстані між двигунами.

За умов компонування двигунів у кореневій частині крила із двох боків фюзеляжу або позаду на фюзеляжі, коли внутрішній об’єм крила зайнятий паливними баками, доцільно під крилом робити гондоли для ніш шасі. У цьому випадку можна одержати оптимальну ширину колії шасі, тому що вона не буде залежати від відстані між двигунами.

Прибирання основних опор шасі в передню або задню частину гондоли залежить від таких факторів (рис. 4.7):

– наявність вільного об’єму в гондолі для ніші шасі;

– оптимальне місце встановлення вузла навішення стояка для одержання необхідного кута γ при малій довжині опори;

– допустимий діапазон переміщення центра мас літака вперед або назад.

Прибирання шасі вперед є більш доцільним, тому що при відмові в системі випускання стояк може бути поставлений на замок випущеного положення силою потоку, що набігає.

Маса основних опор літака й гондоли сприяє розвантаженню крила в польоті.

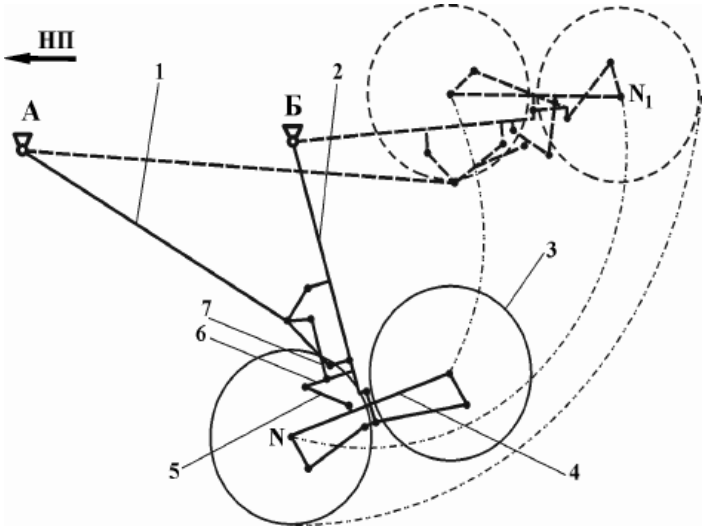


Рис. 4.7. Прибирання основної опори шасі в спеціальну гондолу назад по хорді крила

4.2.3. Прибирання основних опор шасі у фюзеляж літака

Прибирання шасі у фюзеляж застосовується в тих випадках, коли основні стояки розташовані на фюзеляжі. Така схема прибирання є характерною для літаків із верхнім розташуванням крила [13].

У великих транспортних літаках з верхнім розташуванням крила й нижнім центруванням основні короткі опори літака кріпляться до нижніх бічних частин шпангоутів фюзеляжу. Щоб збільшити ширину колії шасі, вузли кріплення стояків можна встановлювати на додаткових балках фюзеляжу, закритих капотами, або в бічних нішах, що є розширеннями нижньої частини фюзеляжу. Прибирання основних опор літака відбувається поперек фюзеляжу з поворотом візків у напрямку стояка шасі й без повороту коліс (рис. 4.8).

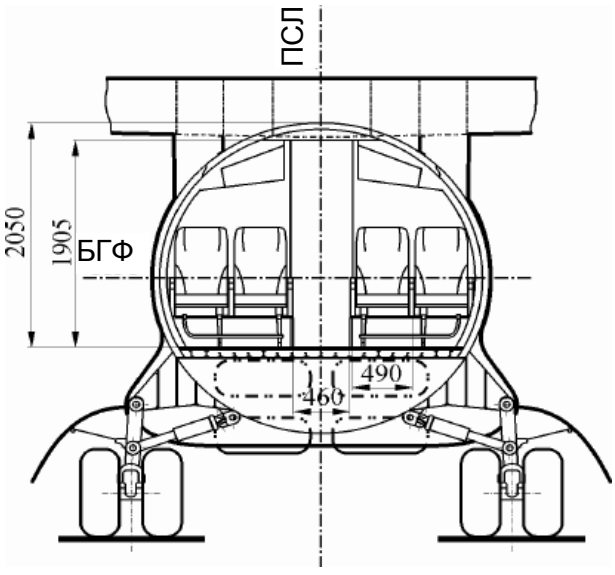
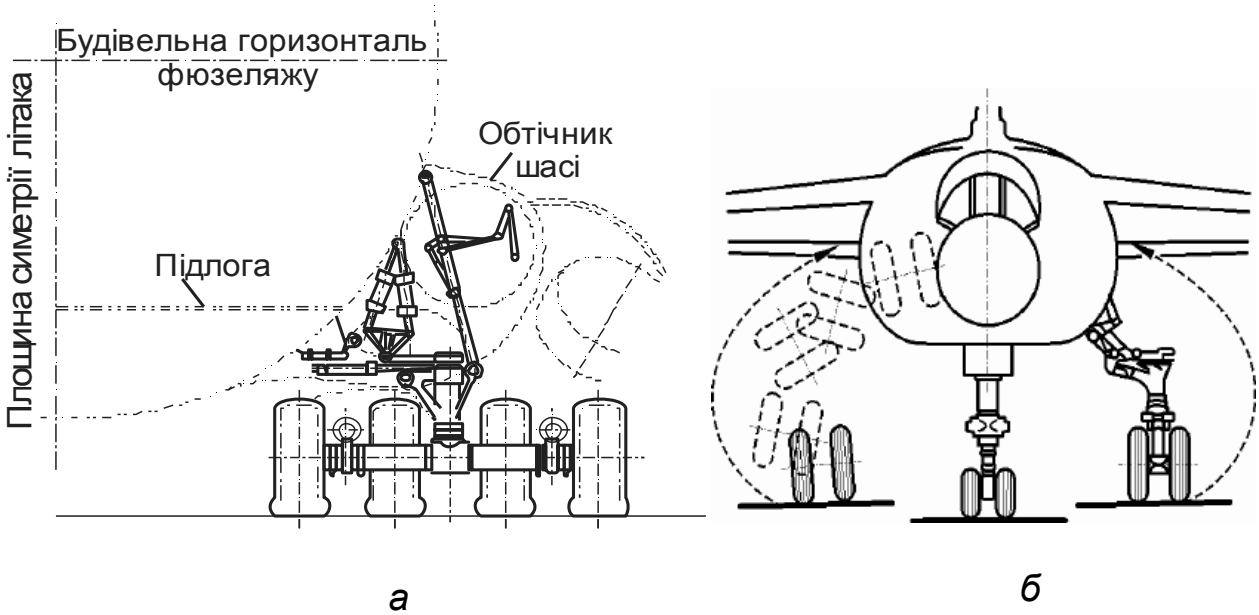


Рис. 4.8. Схема розташування основних стояків шасі у фюзеляжі без розвороту коліс

У багатьох випадках прибирання основних стояків шасі в нижній частині фюзеляжу є неможливим. У такому випадку основні стояки хоча й кріпляться

до силового шпангоута фюзеляжу (рис. 4.9, *а*), але прибираються в спеціальну гондолу, яку називають обтічником шасі.



а *б*

Рис. 4.9. Схеми прибирання основних опор шасі у фюзеляж:
а – літака С-5А в спеціальну гондолу з поворотом осі коліс на 90°;
б – багатоцільового винищувача "Супер Міраж"

Широкого застосування набула й схема прибирання основних опор уперед або назад у бічні гондоли фюзеляжу. Механізм прибирання й випускання опор при такій схемі може бути досить простим і мати порівняно невелику масу, якщо стояки одного ряду кінематично зблоковані й приводяться в рух одним силовим циліндром.

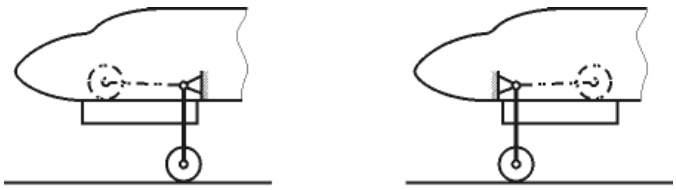
На літаках з верхнім розташуванням крила невеликого розмаху, що мають задовільну поперечну стійкість під час руху по землі з невеликою шириною колій шасі, основні опори літака можна розташовувати в прибраному положенні безпосередньо в фюзеляжі.

Вибираючи подібну схему шасі, необхідно враховувати, що його кінематику спроєктовано таким чином, щоб стояки й колеса під час прибирання не перешкоджали зовнішнім підвісам (снаряди, бомби, паливні баки тощо). Як виконується ця вимога, можна бачити на прикладі французького літака "Супер Міраж" F-1 (рис. 4.9, *б*). Завдяки кінематиці прибирання основних стояків шасі нижня поверхня фюзеляжу цього літака залишається вільною, що дає можливість підвішувати вантажі як під крилом, так і під фюзеляжем. Ця кінематична схема шасі є дуже складною, має багато шарнірних з'єднань, які під час експлуатації є недостатньо надійними. Та за певних умов ця схема є єдино можливою.

4.2.4. Особливості прибирання носових стояків шасі

Схеми прибирання носових стояків шасі порівняно прості. На більшості літаків вони прибираються в передню частину фюзеляжу рухом уверх і вперед, та досить поширеним є і спосіб прибирання рухом уверх і назад (рис. 4.10).

Інші схеми прибирання носових стояків застосовуються дуже рідко. Таким винятком є, наприклад, англійський пасажирський літак ДН-121 «Трайдент», носовий стояк якого зміщений від площини симетрії фюзеляжу на 610 мм уліво й прибирається повертанням уверх і вправо.



а *б*

Рис. 4.10. Основні схеми прибирання носових стояків шасі:
а – проти польоту; *б* – за польотом

У більшості випадків передня опора прибирається вперед для підвищення надійності її аварійного випускання в польоті, тому що в цьому випадку необхідно відкрити тільки замок прибраного положення, і стояк випаде з ніші під дією сили ваги і силою аеродинамічного опору встановиться на замок випущеного положення. Іноді, коли потребується велика база шасі (відстань від осі головних коліс до переднього) або носова частина фюзеляжу зайнята устаткуванням, застосовується схема прибирання передньої опори шасі назад від осі підвіски стояка. У цьому випадку необхідним є додаткове резервування в системі випускання шасі для підвищення надійності.

Таким чином, переважає схема короткої передньої опори шасі (рис. 4.11), більша частина якої і циліндр випускання-прибирання розташовані в ніші, а замок прибраного положення утримує стояк поблизу його центра мас. Якщо в польоті діють перевантаження, стояк й вузол підвіски навантажуються незначними силами.

У випущеному положенні передню опору шасі утримують кульковий замок підйомника й гідрозамок, навантаження на підйомник під час стоянки і руху літака по землі можуть бути значними, унаслідок чого знижується надійність опори й термін її експлуатації.

У тих випадках, коли застосовується передній стояк з великою висотою, його виконують телескопічно з подовженням у верхній частині у вигляді фермових підкосів, і прибирається він у напрямку за потоком.

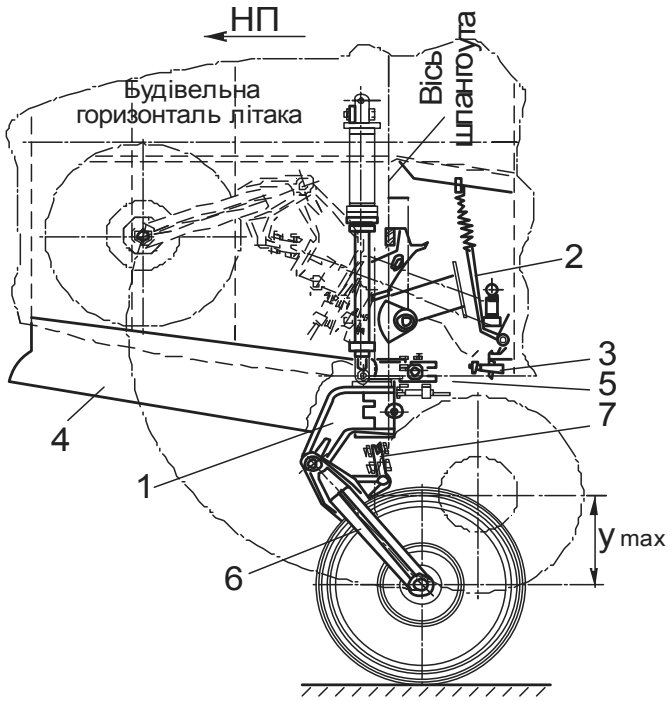


Рис. 4.11. Прибирання носового стояка літака-винищувача проти напрямку потоку й уверх: 1 – різець стояка; 2 – підйомник; 3 – замок, що фіксує ногу в прибраному положенні; 4 – бічні стулки; 5 – гасник коливань колеса (демпфер); 6 – вилка-важіль; 7 – сережка; $У_{max}$ – максимальне обтиснення стояка

Підйомник кріпиться до важелів стояка й підкоса. Під час прибирання опори шасі використовується сила від циліндра-підйомника, що діє на стояк від штока і на підкіс.

У прибраному положенні навантаження від стояка передається на замок верхнім його упором, тому в польоті стояк навантажується значним згинальним моментом від сили ваги колеса й важеля, а елементи конструкції замка зазнають безперервного впливу великих змінних навантажень. Це призводить до зниження довговічності й надійності елементів опори в процесі експлуатації літака.

4.3. Кінематичні схеми прибирання й випускання шасі

Відповідно до теорії механізмів і машин кінематичні схеми прибирання і випускання шасі являють собою чотириланковий шарнірний механізм із приєднаними до нього двоповідковими механізмами для забезпечення незмінності геометрії силових схем і процесу прибирання-випускання.

Згідно з класифікацією Асура – Артоболевського за кінематичними властивостями висувних шасі всі схеми їх прибирання-випускання можна поділити на чотири групи [69]. На схемах, які зображено на рис. 4.12–4.16, вузли кріплення шасі до планера позначено арабськими цифрами, механізми прибирання-випускання – великими літерами, а замки, що забезпечують геометричну незмінність силової схеми, – словом "замок".

Кінематичні схеми першої групи, які зображено на рис. 4.12, *а-в*, мають такі характерні особливості:

– геометрична незмінність силової схеми у випущеному положенні забезпечується нульовими стрижнями із замками або замками,

що заміняють нульові стрижні;

– механізми прибирання й випускання не є силовими стрижнями силової схеми.

Характерною рисою шасі цієї групи є те, що навантаження, які діють на замки випущеного положення, є малими порівняно з навантаженнями, які діють на складені підкоси, оскільки замки сприймають зусилля в напрямку нульових стрижнів. Унаслідок цього схеми цієї групи не були поширеними в початковий період створення висувного шасі,тому що тоді не було ще механічних замків, які б надійно працювали під значними навантаженнями.

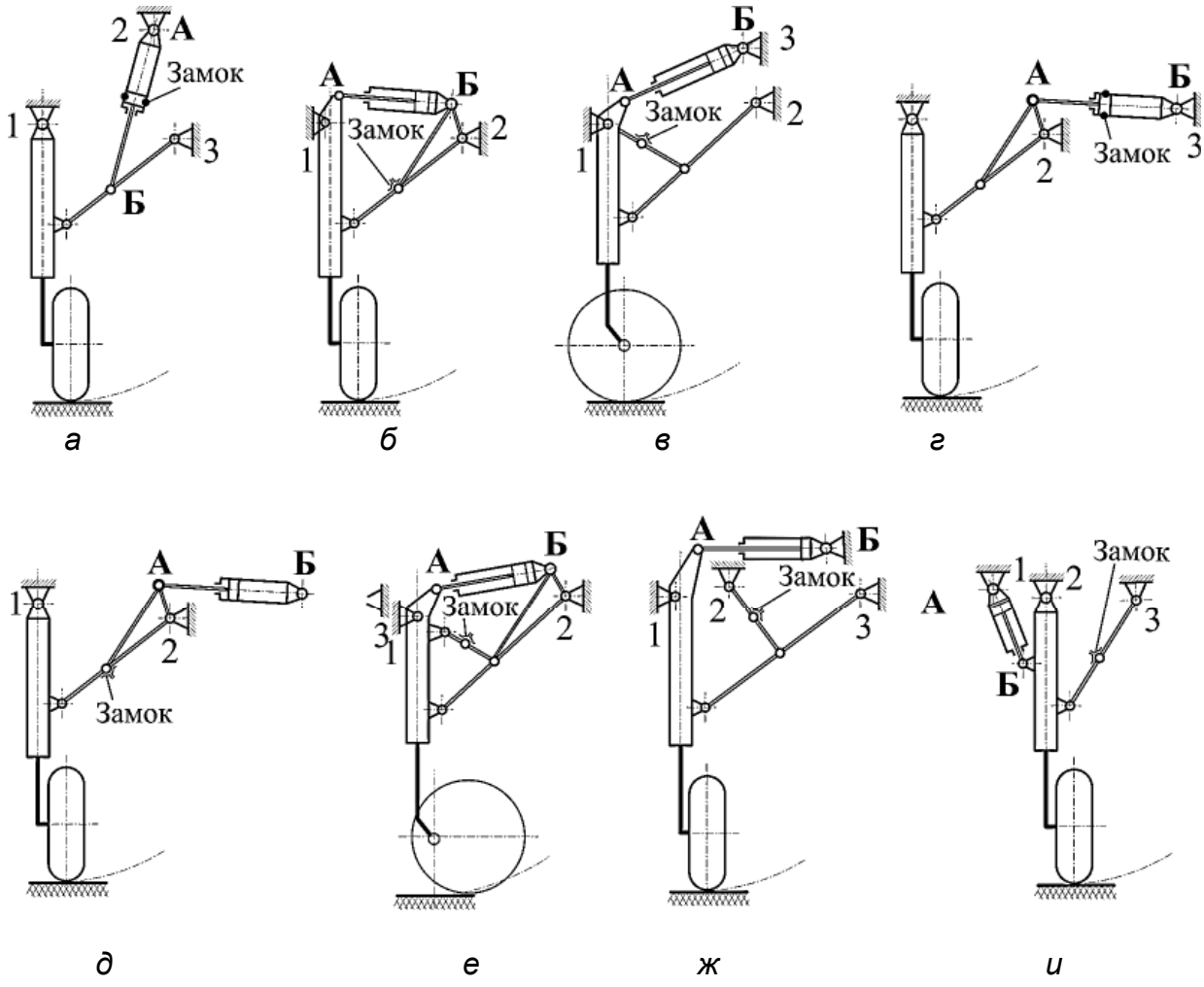


Рис. 4.12. Кінематичні схеми шасі першої групи [69]

Схеми першої групи є досить різноманітними унаслідок комбінацій силових елементів, вузлів та їх взаємного розташування й відрізняються одна від одної масою й об’ємом, який займають у прибраному положенні.

Схеми, зображені на рис. 4.12, *г, д*, застосовуються рідко через певні недоліки:

– збільшення маси шасі через наявність великої кількості вузлів кріплення шасі до планера;

– об'єм, який займає шасі з такою схемою в прибраному положенні, є більшим від об'єму, який займається при інших схемах цієї групи;

– збільшення маси конструкції через перерозмірність гідравлічної системи внаслідок значного змінення зусилля, що створюється силовим циліндром у процесі прибирання;

– збільшення маси конструкції через складність визначення точного розрахункового зусилля, що сприймається силовим циліндром під час навантаження шасі (це зусилля залежить від деформацій силових елементів і вузлів, а також спрацьовування у процесі експлуатації).

Серед показаних на рис. 4.12 схем є схеми з такими перевагами:

– зусилля, що створюється механізмом прибирання й випускання, змінюється незначно (зі збільшенням моменту сил ваги відносно шарніра 1 збільшується й плече сили механізму прибирання-випускання); кількість вузлів є найменшою, завдяки чому зменшується маса;

– шасі в прибраному положенні розташоване компактніше й займає менший об'єм.

У практиці створення шасі поширення набули й схеми другої групи (рис. 4.13), геометрична незмінність силової схеми яких у випущеному положенні забезпечується застосуванням силових замків.

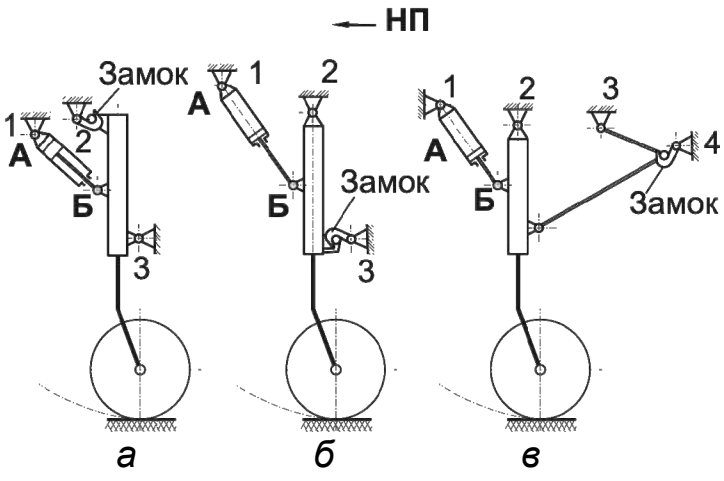


Рис. 4.13. Кінематичні схеми шасі другої групи [69]

Силові замки кріплять балку або силові підкоси шасі безпосередньо до конструкцій літака, а механізми прибирання й випускання не є силовими стрижнями силової схеми.

За схемами другої групи створено конструкції носової й головних опор шасі на багатьох літаках марок Ил і Миг. Схеми цієї групи характеризуються невеликими об'ємами в планері, які займають шасі.

Кінематичні схеми третьої групи (рис. 4.14, *а, б*) мають такі особливості:

– геометрична незмінність силової схеми у випущеному положенні забезпечується механічними замками, які встановлено в механізмах прибирання й випускання;

– механізми прибирання й випускання є силовими стрижнями силової схеми.

Шасі цієї групи мають багато істотних переваг перед конструкціями інших груп:

– найменша кількість силових елементів (усього два – підкісні балки й силовий циліндр, підкіс, що є одночасно механізмом прибирання й випускання);

– найменша кількість шарнірів (три);

– найменша кількість вузлів (три);

– захищеність силових механічних замків від впливу зовнішніх несприятливих факторів (піску, пилу, води, льоду тощо);

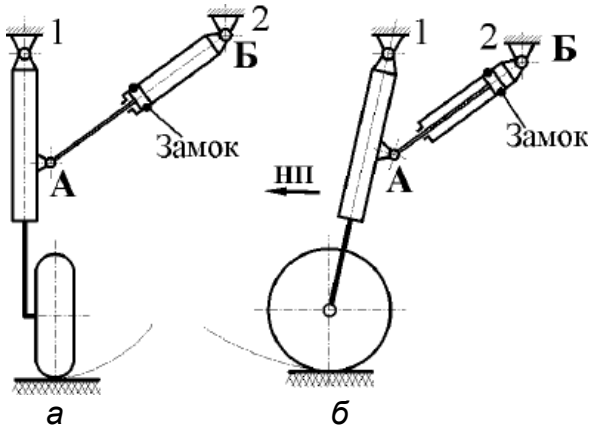


Рис. 4.14. Кінематичні схеми шасі третьої групи [69]

– найменша маса конструкції завдяки більш точному визначенню розрахункових зусиль, що діють в елементах схеми і відсутності впливу на розрахункову силову схему деформацій і проміжків у вузлах і шарнірах;

– можливість у деяких випадках резервування силового механічного замка в циліндрі гідравлічним замком;

– високий ступінь надійності конструкції завдяки невеликій кількості деталей і невеликій трудомісткості профілактичних робіт під час експлуатації.

Загальним недоліком кінематичних схем третьої групи є великі розміри гідравлічної системи внаслідок значного змінення зусилля, що створюється силовим циліндром у процесі прибирання.

У кінематичних схемах четвертої групи (рис. 4.15, *а–г*) геометричну незмінюваність силової схеми у випущеному положенні забезпечують такими самими способами, що й у конструкціях першої, другої й третьої класифікаційних груп.

Схеми цієї групи застосовують на літаках, шасі яких мають велику висоту. Однак слід ураховувати, що у цьому випадку має місце обваж-

нення конструкції, тому що поділ підкісної балки на дві частини приводить до збільшення кількості шарнірів, вузлів і силових елементів.

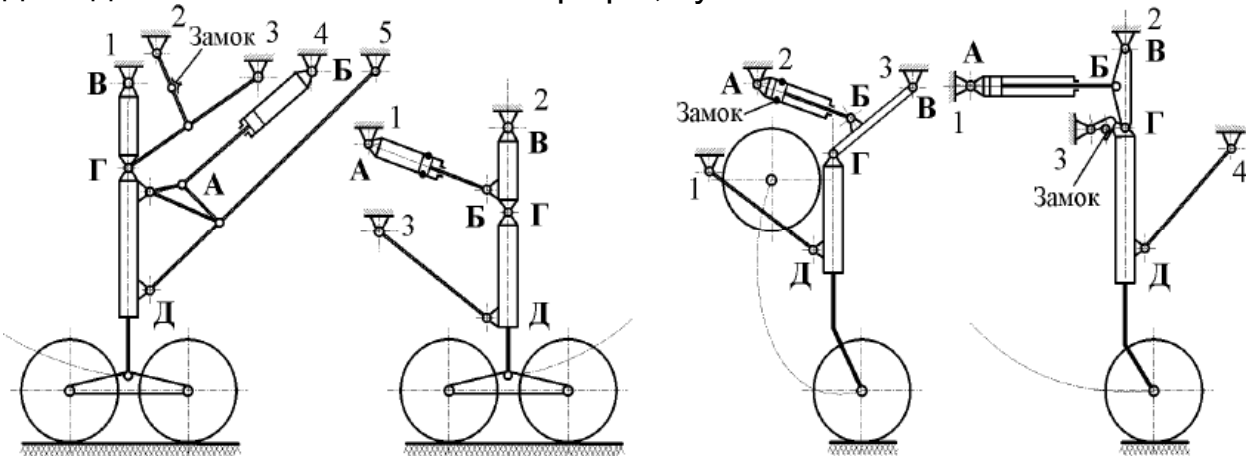


Рис. 4.15. Кінематичні схеми шасі четвертої групи [69]

4.3.1. Моделі проєктувальних розрахунків у кінематичних схемах шасі

Кінематика прибирання й випускання шасі має забезпечувати виконання таких вимог [3, 23]:

1. Тривалість прибирання й випускання шасі літака ($\mathbf{t_{приб}}$ і $\mathbf{t_{вип}}$) має задовольняти загальним технічним вимогам замовника або вимогам технічного завдання. Величини $\mathbf{t_{приб}}$ і $\mathbf{t_{вип}}$ залежать від типу літака та його злітно-посадкових швидкостей.

2. Швидкість повороту стояка (протягом заданого проміжку часу) має спочатку плавно збільшуватися, а потім плавно зменшуватися до моменту безударного встановлення на замок прибраного положення.

Для простоти конструкції системи прибирання рух стояків необхідно передбачати таким, що здійснюється в одній площині без складних поворотів.

Виконання цих вимог можна забезпечити в процесі проєктувальних кінематичних розрахунків, до яких належать:

– визначення переміщень, швидкостей і прискорень під час прибирання шасі аж до встановлення прибраного стояка на замок;

– визначення зусиль і моментів, що виникають у кінематичних елементах стояка зі зміненням кута нахилу в процесі прибирання.

Методику таких розрахунків для курсових проєктів досить наочно подано в роботі [23].

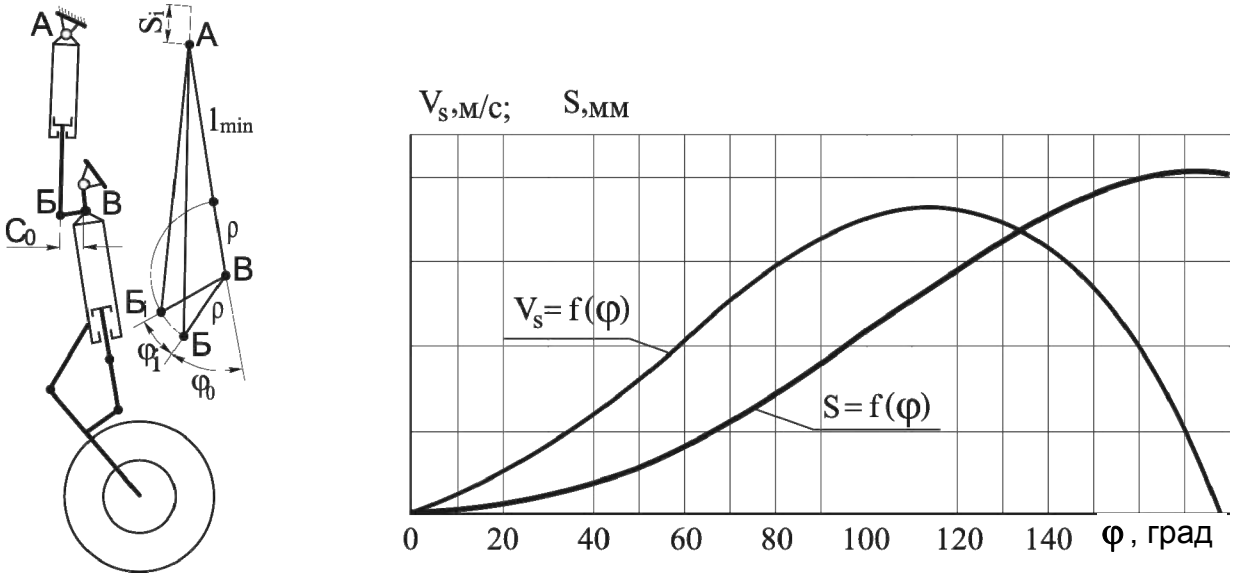
Визначальним фактором кінематики стояка шасі під час прибирання й випускання є залежність переміщення штока підйомника **S** від кута повороту φ відносно осі повороту стояка (у точці **А**) (рис. 4.16):

$$S = f(\varphi). \qquad (4.1)$$

Від характеру змінення цієї функції залежать величини швидкості й прискорення прибирання-випускання стояків шасі.

Шляхом диференціювання виразу (4.1) за кутом φ одержимо залежність $\frac{dS}{d\varphi} f(\varphi) = V_S(\varphi)$ (рис. 4.16, *б*).

Щоб зменшити величини інерційних сил від мас стояка й колеса під час установлення опори літака на замки прибраного й випущеного положення, необхідно знати, що характер змінення графіка $S = f(\varphi)$ є близьким до прямих ліній. Оптимально виконуються ці умови при повороті важеля БВ від $\varphi_0 = 40°…50°$ до $\varphi_{max} = 130°…150°$ (рис. 4.16, *а*).



а *б*

Рис. 4.16. Кінематична схема (а) і графіки залежності переміщення й швидкості руху від кута повороту φ (*б*)

Зазвичай системи піднімання й випускання шасі забезпечують рівномірне за часом подання рідини в силовий циліндр (підйомник). Таким чином, швидкість переміщення штока підйомника V_S є величиною постійною або близькою до такої. В ескізному проєктуванні можна брати $V_S = const$.

Функцію $S = f(\varphi)$ можна побудувати й графічним шляхом: накреслити кут **АБВ** (див. рис. 4.16, *а*) у великому масштабі, задавшись вісьмома-десятьома значеннями кута повороту φ важеля **БВ**.

4.3.2. Визначення зусиль і моментів у кінематичних елементах під час прибирання шасі

Під час прибирання й випускання шасі в польоті на опору діють гравітаційна сила стояка й колеса, інерційні сили від мас цих частин опори, сила, що передається від підйомника, аеродинамічні сили й сили тертя в підшипниках.

Вихідними даними для розрахунку динаміки руху опори є таке:

– вибрана схема кінематики прибирання;

– маси колеса й стояка шасі;

– максимальні швидкості польоту під час прибирання й випускання шасі;

– тривалість процесу прибирання й випускання.

Під час ескізного проєктування літака маса стояка й коліс шасі має бути визначена до розрахунку кінематики. За відсутності цих даних в окремих випадках можна користуватися статистичними матеріалами й емпіричними формулами для визначення таких мас.

Сумарну масу шасі $\mathbf{m_ш}$ можна виразити через її відносну величину $\overline{\mathbf{m}}_\mathbf{ш}$ і злітну масу літака $\mathbf{m_{зл}}$, користуючись табл. 4.1 [9]:

$$m_ш = \overline{m}_ш m_{зл} \qquad (4.2)$$

Таблиця 4.1

Залежність $\overline{\mathbf{m}}_\mathbf{ш}$ і $\overline{\mathbf{m}}_\mathbf{пер.оп}$ від злітної маси $\mathbf{m_{зл}}$

$\mathbf{m_{зл}}$	<20	20…40	11…150	>150
$\overline{\mathbf{m}}_\mathbf{ш}$	0,05…0,04	0,05…0,04	0,45…0,035	0,04…0,032
$\overline{\mathbf{m}}_\mathbf{пер.оп}$	0,25…0,20	0,20…0,13	0,13…0,10	0,13…0,10

Розраховуючи рух опори літака в процесі прибирання й випускання в польоті, розглядають окремо силу від маси стояка з його рухомими агрегатами й силу від маси коліс. Відповідно до цього маса основних опор літака

$$\mathbf{m_{осн.оп} = m_{осн.ст} + m_{осн.к}},$$

а маса передньої опори

$$\mathbf{m_{пер.оп} = m_{пер.ст} + m_{пер.к}},$$

де $\mathbf{m_{осн.ст}}$ і $\mathbf{m_{пер.ст}}$ – маси основного й переднього стояків;

$\mathbf{m_{осн.к}}$ і $\mathbf{m_{пер.к}}$ – маси основних і передніх коліс.

Зазвичай маси коліс, підібраних до шасі, мають бути відомими. За відсутності цих даних можна користуватися статистичними матеріалами [38]:

– $\mathbf{m_{осн.к} = (0{,}55…0{,}60)m_{осн.оп}}$ для двоколісного стояка основної

опори літака;

– $m_{осн.к}$ = (0,46…0,50)$m_{осн.оп}$ для чотириколісного стояка основної опори літака;

– $m_{пер.к}$ = (0,18…0,22)$m_{пер.оп}$ для стояка передньої опори.

Загальне рівняння моментів, що діють на стояк шасі під час його прибирання (уперед), має такий вигляд:

$$M_G + M_{аер} - M_{тер} \pm J_o \frac{d^2\psi}{dt^2} - P_п C = 0, \qquad (4.3)$$

де M_G – момент від гравітаційних сил; $M_{аер}$ – момент від аеродинамічних сил; $M_{тер}$ – момент від сили тертя; $P_п$ – сила дії підйомника; C – плече сили $P_п$; J_o – інерція колеса і стояка.

Розглянемо окремо компоненти цього виразу.

Сили мас та інерційні сили, прикладені до центра мас стояка й колеса, створюють моменти відносно осі обертання стояка. У розрахунках визначаються центри мас стояка, колеса або колеса з важелем, а для багатоколісної опори літака обчислюють центри мас усього візка.

Щоб визначити моменти від гравітаційних сил, обчислюють величини плечей стояка $a_i = r\sin\psi_i$ і $b_i = R\sin\psi_i$ (рис. 4.17). Зазвичай початкові кути відліку повороту стояка різні, але для подальшого розрахунку зручно визначати моменти для тих же кутів, які беруть для знаходження аеродинамічних моментів.

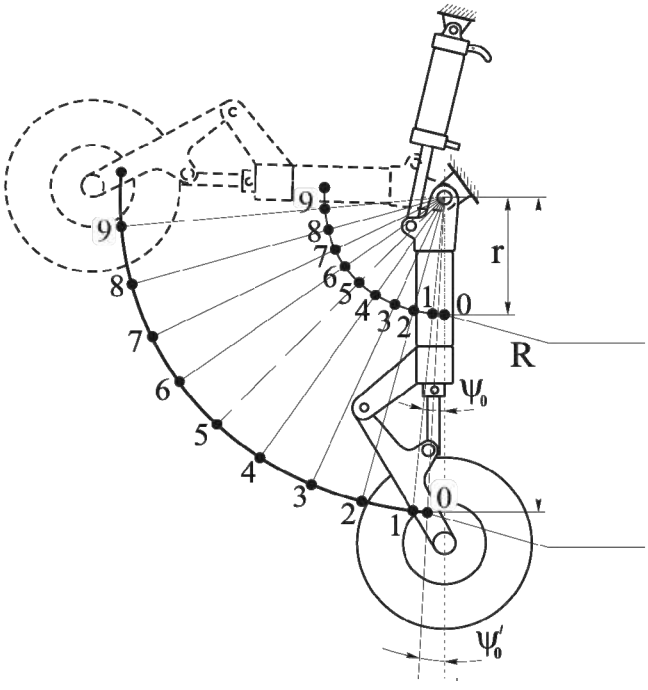


Рис. 4.17. Моделювання моментів від гравітаційних сил, що діють під час прибирання шасі

Моменти від маси стояка $m_{ст}$ і коліс $m_к$ визначають за формулами

$$M_{ст} = n_y^e m_{ст} a_i, \qquad (4.4)$$

$$M_к = n_y^e m_к b_i, \qquad (4.5)$$

де n_y^e – експлуатаційне перевантаження, що діє на літак у польоті в неспокійному повітрі (при дії вертикальних потоків) [3].

Оскільки a_i і b_i залежать від кута Ψ_i, то за допомогою виразів (4.3) і (4.4) неважко одержати величини гравітаційних моментів залежно від кута прибирання, тобто $M_i^e = f(\Psi i)$.

Опір стояка шасі обертанню в процесі його прибирання й випускання здійснюють сили тертя в рухомих з'єнаннях елементів конструкції (табл. 4.2).

Таблиця 4.2

Матриця значень моментів від гравітаційних сил під час прибирання шасі

$\psi_{пов}$	ψ_1	ψ_2	…	ψ_9
$a_i = r_{sin\psi i}$, м				
$b_i = R_{sin\psi i}$, м				
$M_{iст} = n_y^e m_{ст} a_i$, кг·м				
$M_{iк} = n_y^e m_к b_i$, кг·м				

Момент від сил тертя

$$M_{тер\,i} = \sum_{1}^{n} P_{iтер} \frac{d_i}{2}, \qquad (4.6)$$

де d_i – діаметр обертової осі в шарнірі; $P_{iтер} = \mu_{тер} P_i$ – сила тертя; P_i – сумарна сила, що діє на вузол обертання; $\mu_{тер}$ – коефіцієнт тертя у вузлі повертання (див. розд. 7).

Якщо тривалість прибирання й випускання шасі менше 10 с або кінематика механізмів спричиняє різке змінення кутових швидкостей повороту стояка, то в цих випадках виникають значні інерційні сили мас стояка й колеса:

$$J = J_{ст} + J_к; \quad J_{ст} = m_{ст} r^2_{ст}; \quad J_к = m_{ст}\, r^2_к. \qquad (4.7)$$

Залежність (4.7) можна виразити через момент інерційних сил:

$$J \frac{d^2\psi}{dt^2} = P_n C - M_G - M_{аер} + M_{тер}. \qquad (4.8)$$

Згідно з роботою [24] величину $\frac{d^2\psi}{dt^2}$ можна подати в такому вигляді:

$$\frac{d^2\psi}{dt^2} = \frac{V_S^2 S''(\psi)}{[S'(\psi)]^3}. \qquad (4.9)$$

Значення $S'(\psi)$ і $S''(\psi)$ можна взяти з графіків (див. рис. 4.16, *б*), побудованих для кінематичної схеми, яка розраховується.

Крім гравітаційних сил, сил тертя й інерції на стояк із колесом діють і сили аеродинамічного опору, що складаються із сил опори $\Delta p_{оп.аер}$, стояка $\Delta p_{ст.аер}$, агрегатів $\Delta p_{агр.аер}$, щитка опори літака $\Delta p_{щ.аер}$, підйомника $\Delta p_{п.аер}$ та інших елементів. Загальний вираз для сили аеродинамічного опору має вигляд

$$p_{аер} = \Delta p_{аер.к} + \Delta p_{аер.ст} + \Delta p_{аер.агр} + \Delta p_{аер.щ} + \Delta p_{аер.п}, \quad (4.10)$$

$$\Delta p_{аер.к} = nC_{хк}S_{мід.к}q, \quad (4.11)$$

де $C_{хк}$ = 0,24…0,3 – коефіцієнт лобового опору колеса за напрямком потоку повітря в площині обертання колеса; $S_{мід.к}$ – площа міделя колеса, перпендикулярна до напрямку потоку повітря, якщо на стояку встановлено не одне, а два спарених колеса або візок з колесами, тоді в розрахунку за площу $S_{мід.к}$ необхідно брати контурну площу всіх коліс разом з їх візком або віссю; q – швидкісний напір, $q = \frac{\rho_o V^2}{2}$ при ρ_o = 0,125 кг·с^2/м^4; V – швидкість прибирання або випускання шасі.

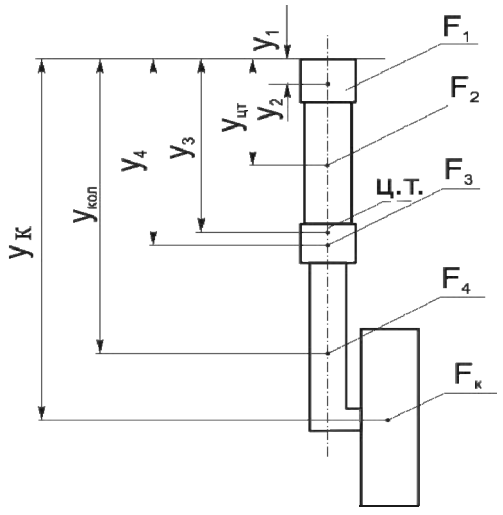
Величину швидкості прибирання й випускання шасі задають у технічних умовах на проєктування шасі. Якщо її не задано, то можна користуватися наближеними статистичними даними: для пасажирських літаків V_{max} < 600 км/год, $V_{вип} = V_{приб}$ = 300 км/год; для літаків з близькозвуковими швидкостями польоту $V_{вип} = V_{приб}$ = 400 км/год; для надзвукових літаків $V_{вип} = V_{приб}$ = 450…500 км/год.

Опір стояка шасі, що входить у вираз (4.10), визначається співвідношенням

$$\Delta p_{аер.ст} = C_{хст}S_{мід.ст.розр}q, \quad (4.12)$$

де $S_{мід.ст.розр}$ – проєкція площини міделя стояка та його агрегатів на площину, перпендикулярну до напрямку потоку повітря в процесі прибирання й випускання шасі.

Для зручності розрахунку всю довжину стояка поділяють на окремі ділянки (рис. 4.18), що мають неоднакові діаметри й різні додаткові елементи конструкції (вузли, трубопроводи, штуцери тощо), що збільшують опір, а потім усе підсумовують.



а

Кут повороту стояка $\psi_{пов}$	ψ_1
$F_{мід.ст.розр}$, м^2	
$P_{аер.ст}$, кг	
$P_{аер.к}$, кг	
$M_{аер.ст.} = P_{ст.аер.ст}y_{ст}$, кг·м	
$M_{к.} = P_{аер.к}y_к$, кг·м	
$M_{аер} = M_{аер.ст} + M_{аер.к}$, кг·м	

б

Рис. 4.18. До визначення моменту аеродинамічних сил, що діють на стояк з колесом: *а* – кінематична схема стояка; *б* – розрахункові величини

Аеродинамічний опір циліндра-підйомника

$$\Delta p_{\text{аер.п}} = C_{\text{хп}} S_{\text{пмід}} q \qquad (4.13)$$

визначають аналогічно опору стояка з урахуванням положення площі його міделя відносно потоку повітря. Розраховують тільки елементи конструкції опори літака, що виступають з ніші.

Аеродинамічний опір агрегатів опори, щитка стояка й стулок закриття ніші розраховують зазвичай із використанням коефіцієнта опору $C_x = C_{\text{хпл}} = 1{,}2$.

Значення зусиль і моментів, що діють на стояк й колесо від аеродинамічних сил опору, заносять спочатку в таблицю (див. рис. 4.18), а потім разом зі значеннями сил і моментів, що виникають від сил гравітації, подають у вигляді сумарної графічної залежності (рис. 4.19).

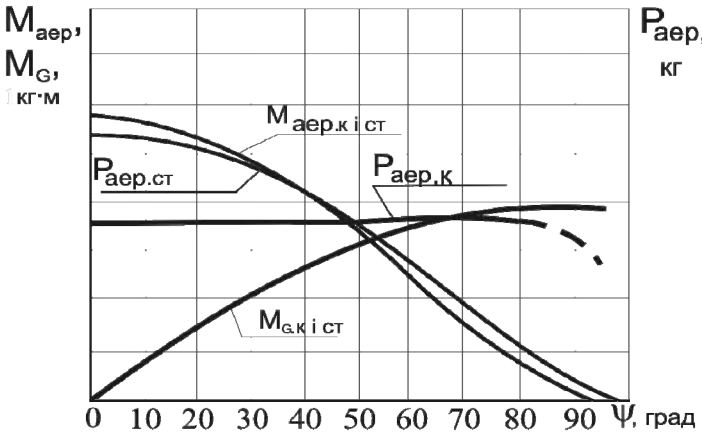


Рис. 4.19. Змінення сил і моментів, що діють на стояк шасі під час його прибирання

Наведені на рис. 4.19 залежності є, своєю чергою, вихідними даними для проєктування циліндрів випускання й прибирання шасі.

4.4. Системи випускання-прибирання та їх реалізація на прикладі шасі літака Ан-72

Систему прибирання-випускання призначено для прибирання, випускання і фіксації стояків у крайніх положеннях, а також для відкривання й закривання стулок у процесі випускання й прибирання.

Колеса основних опор перед прибиранням автоматично підгальмовуються.

На літаку Ан-72 передбачено аварійне випускання шасі з подальшим закриванням стулок відсіків основних опор.

При відмові електросистеми крани керування прибиранням-випусканням можна увімкнути вручну, натиснувши відповідну кнопку на крані.

На випадок відмови гідросистеми на літаку передбачено механічне випускання стояків шасі.

Електросистема керування прибиранням шасі блокується, якщо амортизатори стояків основних опор на землі є обтиснутими.

4.4.1. Випускання й прибирання шасі літака Ан-72

Система випускання-прибирання літака Ан-72 [76] складається з гідравлічної системи основного керування прибиранням-випусканням, гідравлічної системи аварійного випускання стояків і закриття стулок, виконавчих органів системи і електросистеми керування електромагнітними кранами гідросистем основного й аварійного керування прибиранням-випусканням.

Система основного керування прибиранням-випусканням шасі (рис. 4.20) живиться від загальної лінії нагнітання лівої гідросистеми й забезпечує таке:

– прибирання всіх стояків шасі з автоматичним підгальмовуванням коліс основних опор;

– відкривання й закривання стулок відсіків основних опор;

– випуск амортизаційного стояка носової опори.

Схема цієї системи складається з чотирьох ліній: лінії прибирання шасі, лінії відкривання стулок відсіків основних опор, лінії закривання стулок відсіків основних опор і лінії випускання носової опори.

Командними органами системи основного керування прибиранням-випусканням є електромагнітні крани 55 і 58 (ГА142/1). Керують краном 55 вручну за допомогою перемикача «ШАСІ», який розташовано в кабіні екіпажу. Увімкнення крана 58, послідовне подавання робочої рідини від кранів 55 і 58 до відповідних ліній здійснюється електросистемою автоматично.

Система аварійного випускання стояків і закривання стулок живиться від загальної лінії нагнітання правої гідросистеми й забезпечує таке:

– випускання всіх стояків шасі;

– закривання стулок відсіків основних опор.

Схема цієї системи складається з двох ліній: лінії випускання стояків шасі й лінії закривання стулок відсіків основних опор.

Позначення на рис. 4.20 відповідають позначенням в Інструкції до літака Ан-72.

Командним органом системи аварійного керування випусканням є електромагнітний кран 59 (ГА163Т). Керують краном за допомогою перемикачів «ВИП. ШАСІ» і «ЗАКР. СТУЛОК», що забезпечує послідовне подавання робочої рідини до відповідних ліній.

Системи основного й аварійного керування прибиранням-випусканням з’єднані з виконавчими органами системи через відповідні човникові клапани.

Виконавчі органи, призначені для прибирання, випускання і фіксації стояків, а також стулок відсіків основних опор, являють собою механізм прибирання-випускання основних опор (рис. 4.21).

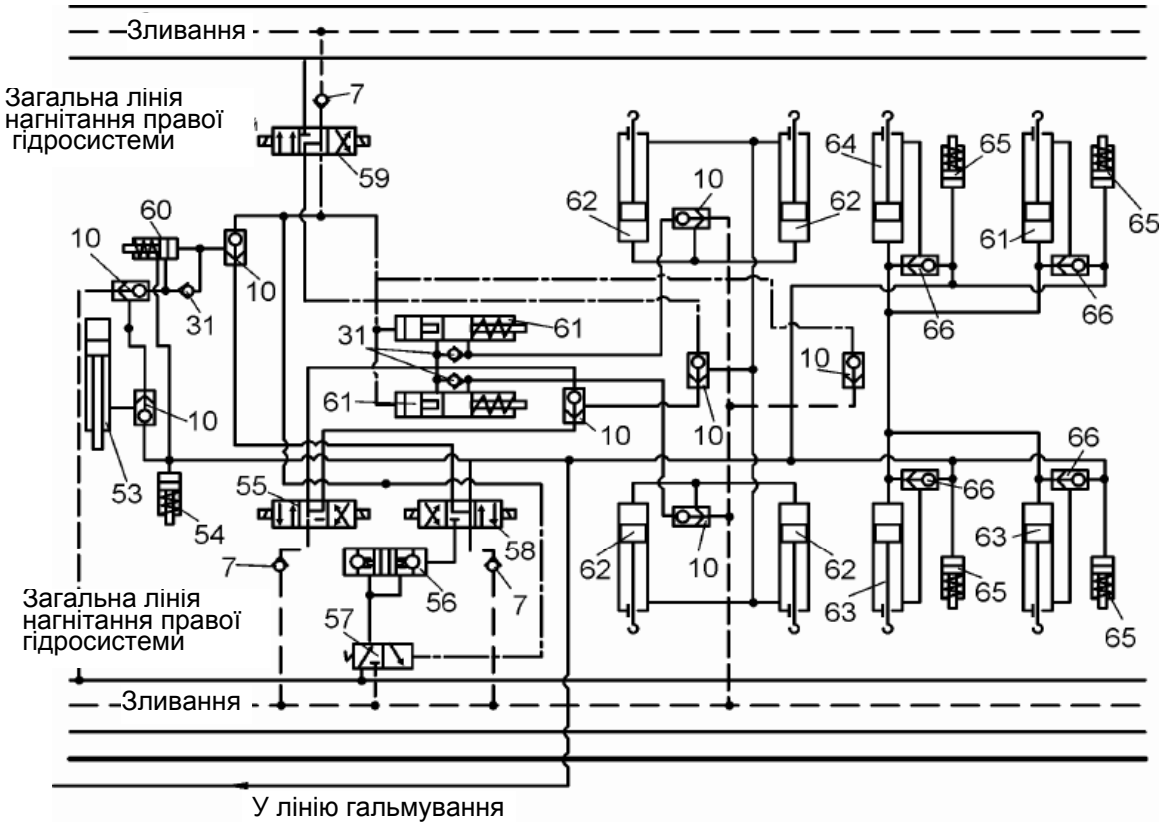


Рис. 4.20. Схема гідравлічної системи прибирання-випускання шасі: 7 – зворотний клапан; 10 – човниковий клапан; 31 – зворотний клапан; 53 – гідроциліндр прибирання-випускання стояка носової опори; 54 – гідроциліндр замка випущеного положення стояка носової опори; 55 – електромагнітний кран ГА142/1 керування стулками; 56 – гідрозамок; 57 – клапан відімкнення; 58 – електромагнітний кран ГА142/1 прибирання шасі й випускання носової опори; 59 – електромагнітний кран ГА163Т аварійного випускання шасі й аварійного закриття стулок; 60 – гідроциліндр замка прибраного положення стояка носової опори; 61 – гідроциліндр керування замками стулок; 62 – гідроциліндр керування стулками; 63 – гідроциліндр прибирання й випускання стояка лівої основної опори; 64 – гідроциліндр стояка правої основної опори; 65 – гідроциліндр прибирання й випускання стояка правої основної опори; 66 – човниковий клапан

Виконавчі органи, призначені для прибирання, випускання і фіксації стояка, а також для приведення в рух стулок ніші носової опори, являють собою механізм прибирання-випускання носової опори

Механізм прибирання-випускання основних опор (див. рис. 4.21) є складовою частиною системи прибирання-випускання шасі і складається з чотирьох гідроциліндрів прибирання-випускання стояків, двох гідроциліндрів керування замками стулок, чотирьох замків стулок, чотирьох гідроциліндрів керування стулками, чотирьох замків випущеного положення стояків з гідроциліндрами керування, тросової проводки й тяги керування малими стулками.

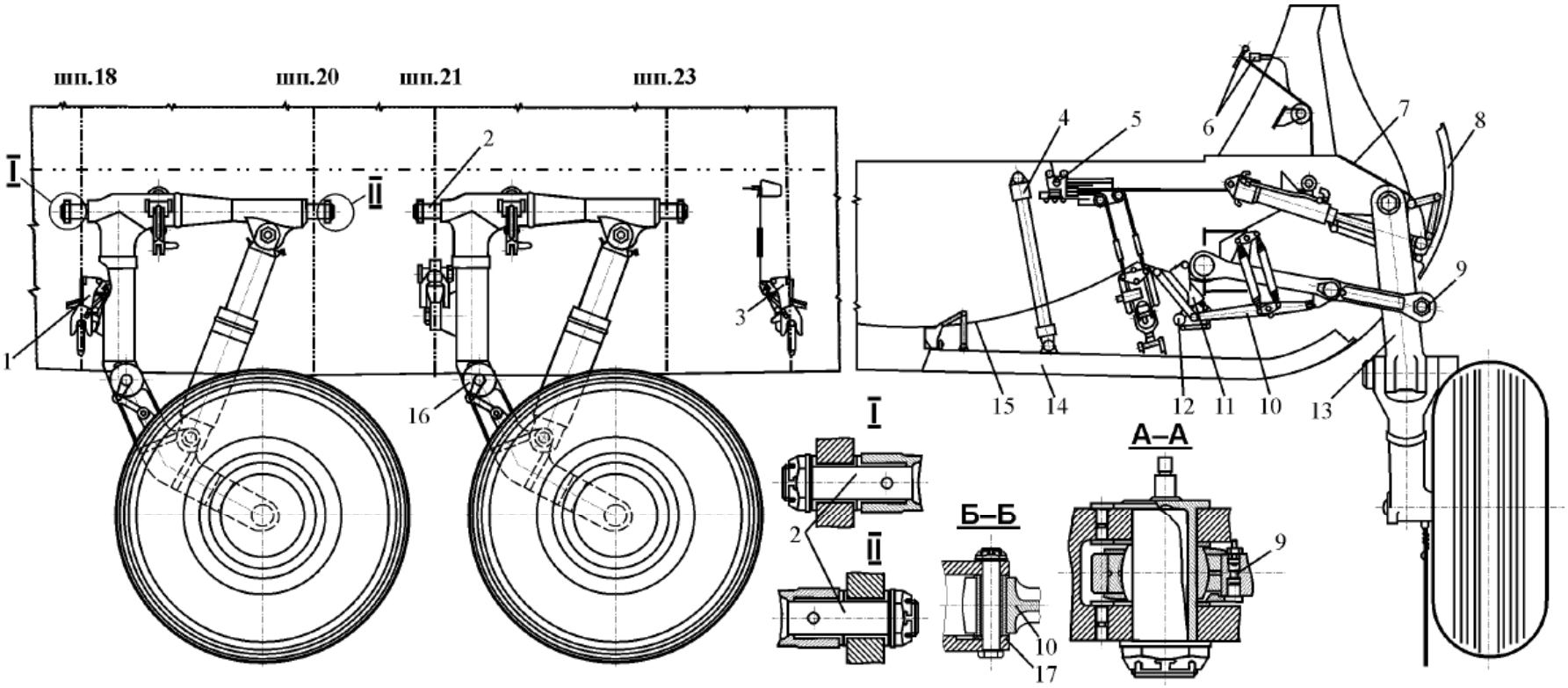


Рис. 4.21. Стояки основних опор шасі літака Ан-72: 1, 3 – замки стулок; 2 – цапфи; 4 – гідроциліндр приводу стулок; 5 – гідроциліндр відкривання замків стулок; 6 – ручки; 7 – гідроциліндр прибирання-випускання стояка; 8 – мала стулка; 9 – складаний підкіс; 10 – замок випущеного положення ; 11 – гідроциліндр замка випущеного положення; 12 – блок мікроперемикачів МК 13-48; 13 – амортизаційний стояк; 14 – велика стулка; 15 – балка шпангоута; 16 – блок мікровимикачів БМ-6; 17 – ексцентрикова втулка

Гідроциліндри керування прибиранням-випусканням стояків кріпляться у відсіках основних опор (рис. 4.22). Кожний стояк керується окремим гідроциліндром.

Гідроциліндри керування замками стулок, призначені для відкривання замків перед прибиранням й випусканням основних опор, розташовуються у відсіку основних опор справа й зліва в області шпангоутів 20 і 21 праворуч і ліворуч.

Кожний гідроциліндр закріплено до балок підлоги вантажної кабіни двома болтами.

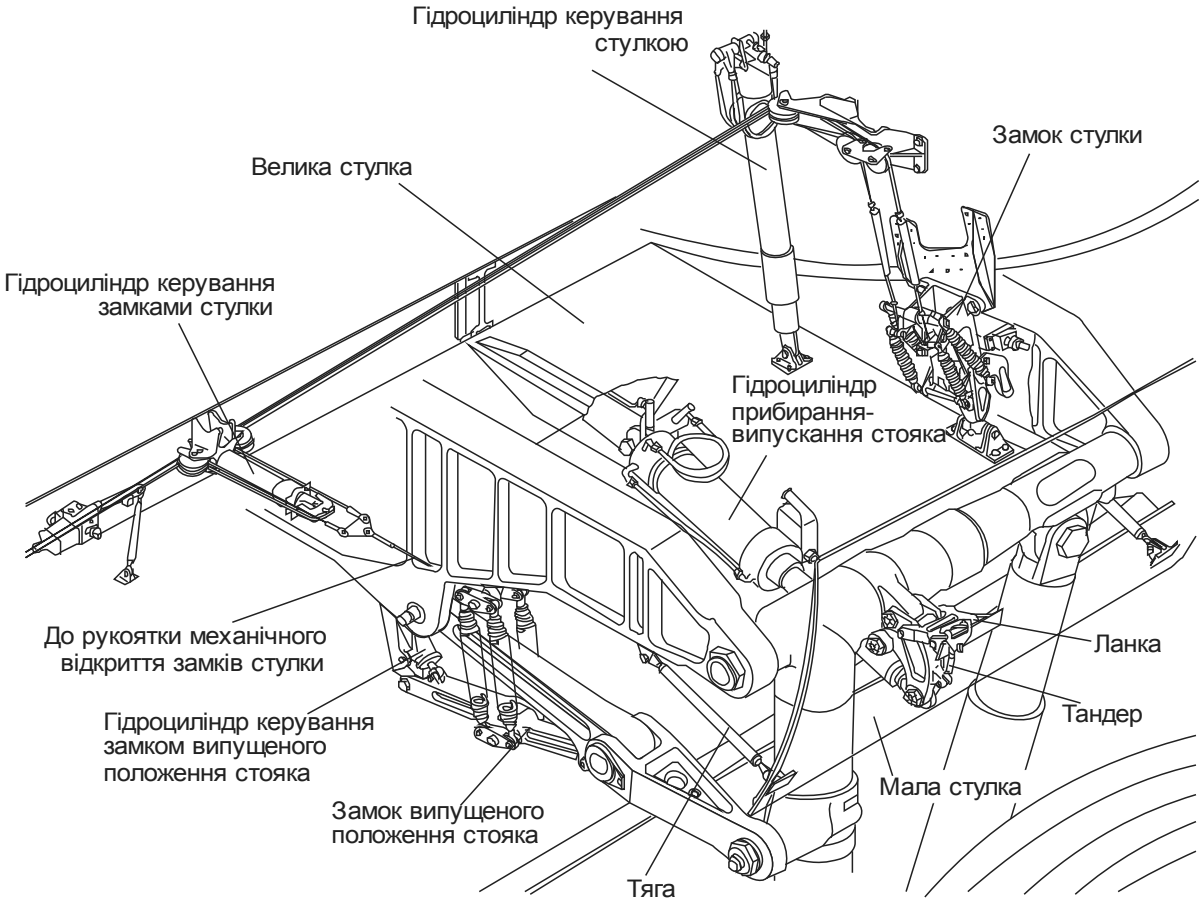


Рис. 4.22. Механізм випускання й прибирання основної опори

Замки стулок установлені в нижній частині шпангоутів (по два на кожному шпангоуті). Кожна пара замків (ліва й права) фіксує відповідно більші ліву й праву стулки в закритому положенні. Кожний замок закріплено трьома болтами до низинки шпангоута.

Гідроциліндри керування стулками, призначені для відкривання й закривання великих стулок відсіків основних опор, кріпляться до нижніх частин низинок шпангоутів. Кожна велика стулка керується двома гідроциліндрами.

Тросову проводку виконано з тросу марки КСАН-3,5 і прокладено від гідроциліндрів керування замками стулок до замків стулок. Трос проходить по роликах, виготовлених із алюмінієвого сплаву Д16Т. По цих же роликах проходить відгалуження троса від рукояток механічного відкривання замків стулок. У місцях приєднання до замків троси мають регульовані наконечники, призначені для змінення величини їх натяжіння.

Малі стулки кріпляться за допомогою тяг з регульованими наконечниками до шпангоутів 18, 20 і 21, 23 (див. рис. 4.21).

Зі стояком основної опори мала стулка з'єднується за допомогою ланки, що кріпиться до приклепаного до стулки кронштейна. Під час прибирання й випускання стояка стулка переміщається синхронно зі стояком. Положення стулки регулюється тандером.

Механізм прибирання-випускання носової опори (рис. 4.23) є складовою частиною системи прибирання-випускання шасі та її фіксації.

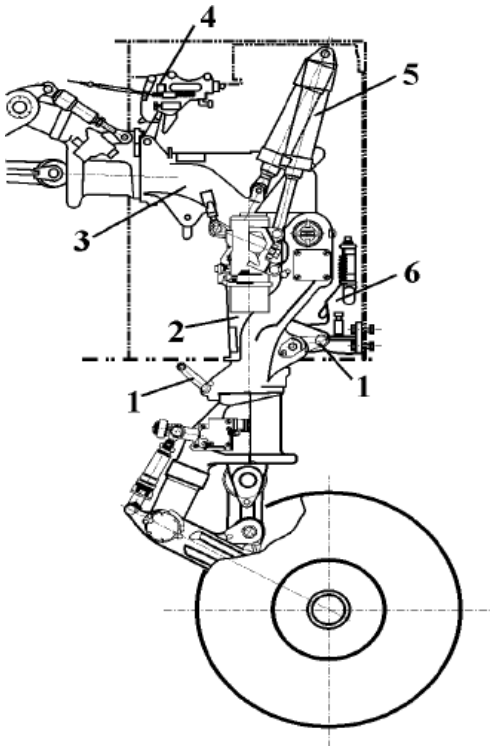


Рис. 4.23. Силові елементи випускання-прибирання передньої опори шасі літака АН-72: 1 – скоба встановлення на замок прибраного положення; 2 – опора у випущеному положенні; 3 – опора в прибраному положенні; 4 – замок прибраного положення; 5 – гідроциліндр прибирання-випускання; 6 – замок випущеного положення; 7 – скоба встановлення на замок випущеного положення

Гідроциліндр прибирання-випускання одним кінцем кріпиться до стояка носової опори, іншим − до кронштейна, установленого на стінці

шпангоута у ніші носової опори.

Замок випущеного положення встановлений на стінці шпангоута в ніші носової опори, а замок прибраного положення − на стелі ніші носової опори.

Коли шасі прибирається, рідина з гідросистеми надходить у гідроциліндр замка випущеного положення і в гідроциліндр прибирання-випускання. Замок відкривається, і опора прибирається до встановлення на замок випущеного положення.

Коли шасі випускається, рідина надходить у гідроциліндр замка випущеного положення, а потім у гідроциліндр прибирання-випускання. Замок відкривається, і опора випускається до встановлення на замок випущеного положення.

Стулки, кінематично зв'язані зі стояком, відкриваються або закриваються під час випускання й прибирання опори.

Механізм керування стулками (рис. 4.24) кінематично зв'язаний з амортизаційним стояком. Його призначення – відкривання й закривання стулок у процесі прибирання й випускання шасі.

Ніша носової опори закривається двома великими, двома середніми й двома малими стулками. Великі й середні стулки закривають нішу при випущеному й прибраному положеннях амортизаційного стояка, малі стулки при випущеному положенні амортизаційного стояка залишаються відкритими. Великі стулки відкриваються назовні, середні й малі – усередину.

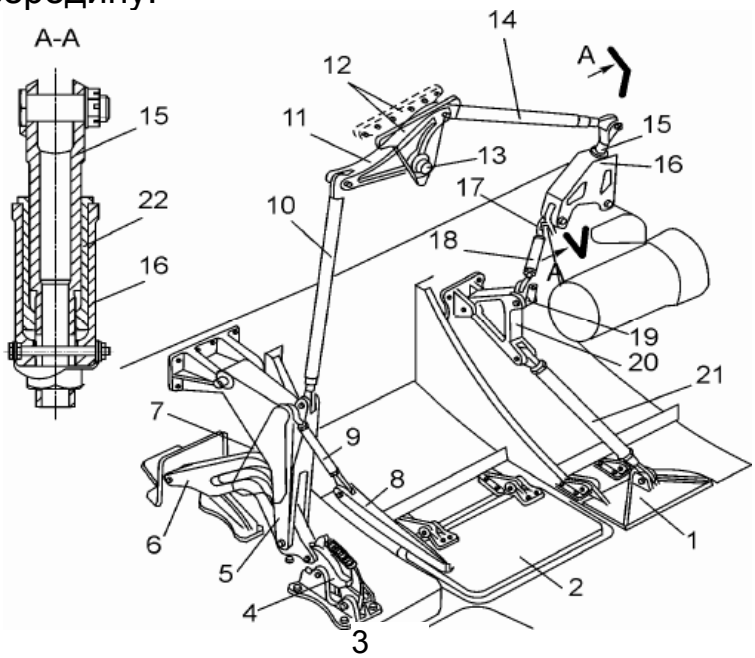


Рис. 4.24. Механізм керування стулками ніші носового стояка шасі:
1 – мала стулка; 2 – середня стулка; 3 – велика стулка; 4 – замок; 5, 16 – важелі; 6 – куліса; 7, 8, 12 – кронштейни; 9, 10, 14, 18, 21 – тяги; 11, 20 – качалки; 13 – вісь; 15 – регулювальний болт; 17 – палець; 19 – ланка; 22 – втулка

Права велика стулка з'єднується з механізмом керування за допомогою замка, призначеного для відкривання стулки, чим забезпечується доступ у нішу носової опори під час обслуговування на землі.

Систему механічного випускання носової опори призначено для механічного відкривання замка прибраного положення носової опори, що дає можливість відкрити стулки носової опори. Відкривають замок вручну за допомогою ручки, установленої в кабіні екіпажу на підпедальній площадці.

4.4.2. Конструктивне виконання циліндрів випускання-прибирання і замків фіксації стояків шасі в крайніх положеннях

У системах випускання-прибирання шасі літака Ан-72 [76] застосовуються такі типи гідроциліндрів:

– випускання й прибирання стояків шасі (рис. 4.25);

– керування стулками (рис. 4.26).

Розглянемо конструктивне виконання циліндра випускання-прибирання стояків шасі (див. рис. 4.25).

Головку з вушком, призначену для кріплення гідроциліндра до корпусу літака, навернено на корпус і законтрено дротом. Гумове кільце з двома захисними шайбами з фторопласту забезпечує герметичне з’єднання головки з корпусом. Між головкою і корпусом установлено розрізну регулювальну шайбу, що забезпечує положення корпусу відносно головки гідроциліндра, необхідне для орієнтування кінцевого вимикача.

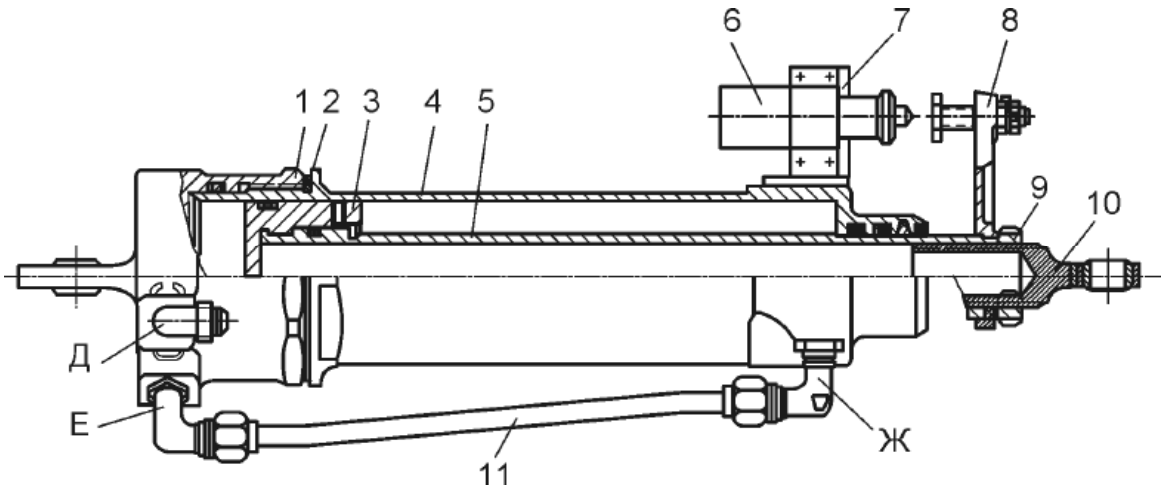


Рис. 4.25. Гідроциліндр випускання-прибирання стояків шасі: 1 – головка; 2 – регулювальна шайба; 3 – поршень; 4 – корпус; 5 – шток; 6 – кінцевий вимикач; 7, 8 – кронштейни; 9 – контргайка; 10 – вушковий болт; 11 – трубопровід

На циліндрі встановлено три штуцери. Штуцер **Д** за допомогою штуцера **Е** і трубопроводу зв'язаний зі штуцером **Ж**. У гнізді бобишки для встановлення штуцера **Ж** змонтовано демпфірувальний пристрій, який являє собою набір дросельних шайб, що перешкоджають вільному протіканню рідини й створюють необхідне демпфірування. Кожна шайба має один калібрувальний отвір. Шайби фіксуються розпірною втулкою з отворами для проходження рідини в штокову порожнину, минаючи демпфірувальний пристрій.

Поршень накручено на шток і законтрено гвинтом. По зовнішній і внутрішній поверхнях поршень ущільнено гумовими кільцями із захисними фторопластовими шайбами. У протилежний кінець штока вкручено вушковий болт для кріплення гідроциліндра до стояків шасі й регулювання довжини штока. В отвір вушка запресовано сферичний підшипник. Положення вушкового болта фіксуются контрувальною шайбою й контргайкою.

У корпусі на внутрішній поверхні напрямної штока проточено чотири кільцеві канавки. У дві з них вкладено по одному гумовому кільцю й по дві захисні шайби із фторопласту, у дві інші – повстяне сальникове кільце й кільце з фторопласту. Гумові кільця з шайбами забезпечують ущільнення гідравлічної порожнини циліндра, а сальникове кільце й кільце з фторопласту захищають ущільнювальний пакет від пилу й бруду.

На гідроциліндрах прибирання-випускання стояків основних опор за допомогою кронштейнів змонтовано кінцеві вимикачі. Кронштейн прикріплено гвинтами до бобишки на корпусі. Кронштейн натискного пристрою, закріплений між торцем штока й контргайкою, орієнтується відносно вушкового болта шліцами штока й контрувальною шайбою. У кронштейн вкручено регулювальний гвинт, що дає можливість регулювати момент спрацьовування кінцевого вимикача.

Гідроциліндри керування стулками мають деякі специфічні ознаки (див. рис. 4.26).

У системі випускання-прибирання шасі літака Ан-72 передбачено встановлення гідравлічних, гідромеханічних і механічних замків.

Гідрозамки призначені для замикання рідини в лініях керування виконавчими механізмами, коли падає тиск на вході в гідрозамок. Під час роботи гідрозамок сполучає від аварійної системи лінію керування виконавчим механізмом із лінією зливання.

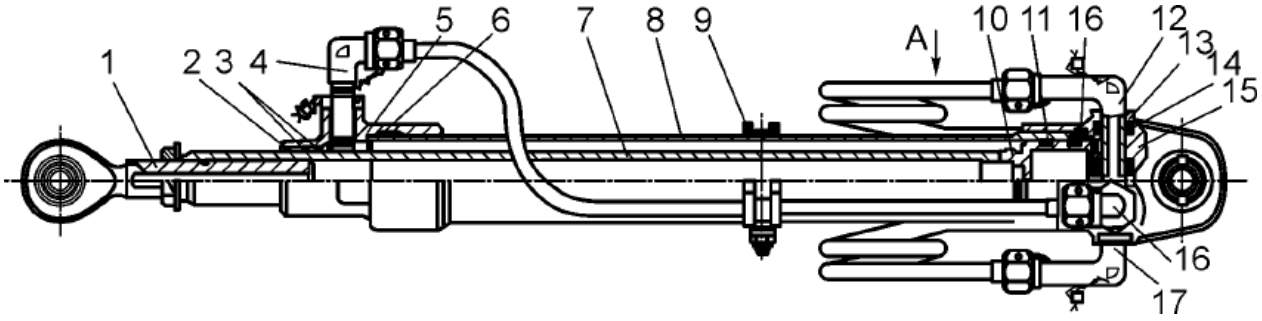


Рис. 4.26. Гідроциліндр керування стулками: 1 – вушковий болт; 2 – фторопластове кільце; 3, 11, 16, 22 – ущільнювальні пакети; 4, 12, 16, 17 – косинки; 5 – напрямна штока; 6–14 – гумові кільця; 7 – шток; 8 – гільза; 9 – хомут; 10 – поршень; 13 – контрувальна скоба; 15 – головка гідроциліндра

Гідромеханічні замки прибраного положення призначено для фіксування стояків шасі в прибраному положенні.

Механічні замки фіксації стулок (рис. 4.27) складаються з корпусу, гака, верхньої і нижньої ланок, важелів і двох пар пружин. До корпусу замка кріпляться напрямна щока і кінцевий вимикач. Шток кінцевого вимикача проходить через отвір усередину корпусу.

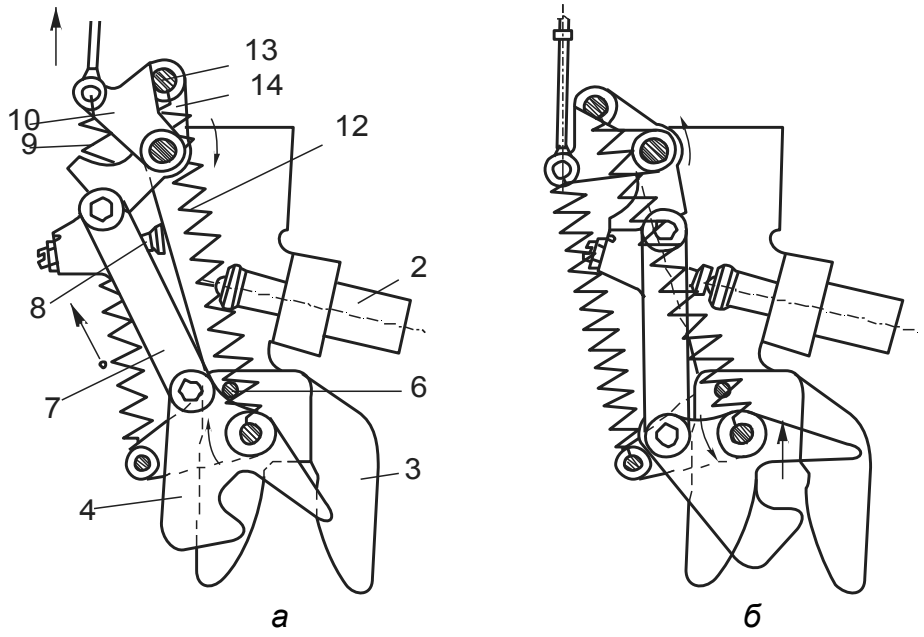


Рис. 4.27. Схема замка стулок у відкритому (*а*) і закритому положеннях (*б*): 1 – корпус; 2 – кінцевий вимикач; 3 – напрямна штока; 4 – гак; 5, 13 – осі; 6 – стопорний болт; 7 – нижня ланка; 8 – регулювальний гвинт; 9, 12 – пружини; 10, 11 – важелі; 14 – верхня ланка

Між стінками корпусу розташовуються гак і верхня ланка, що шарнірно зв'язані між собою за допомогою нижньої ланки. В осьові отвори гака верхньої ланки запресовано металофторопластові втулки.

Вісь гака фіксується від провертання головкою стопорного болта.

Верхня ланка являє собою двоплечову качалку, до одного плеча якої за допомогою осі кріпиться пружина, а до іншого – нижня ланка. На верхній і нижній ланках є упори, що обмежують повертання ланок під час закривання замка. У нижню ланку вкручено гвинт для регулювання моменту спрацьовування кінцевого вимикача.

На одній осі з верхньою ланкою встановлено важелі, до яких кріпляться троси керування відкриванням замка.

До важеля 10 приєднується наконечник троса, що зв'язує замок з гідроциліндром керування, до важеля 11 – трос від рукоятки механічного відкриванням замків.

На осях кріплення наконечників тросів до важелів установлено пружини. Інші кінці пружин закріплено на осі. Фіксація пружин здійснюється шплінтами.

Коли замок гідроциліндра відкривається, зусилля від штока гідроциліндра через тросову проводку передається на важіль 10 (див. рис. 4.27).

Важіль, долаючи натяжіння пружин 9, повертається навколо своєї осі, давить на вісь 13 і повертає верхню ланку.

Верхня ланка тягне за собою нижню ланку, яка, долаючи натяжіння пружин 12, повертає гак 4 до упору в стопорний болт. Замок відкривається й звільняє скобу стулки.

Після проходження віссю 13 нейтрального положення пружини 12 створюють момент, що прагне повернути верхню ланку за годинниковою стрілкою, тим самим утримуючи гак у поверненому (відкритому) положенні при падінні тиску в гідроциліндрі.

Коли стулка закривається, ролик скоби підвіски стулки попадає в зів напрямної штока й давить на хвостовик гака 4. Гак, повертаючись, тягне за собою нижню ланку і, долаючи натяжіння пружин 12, повертає верхню ланку навколо осі. Поворот важеля 10 здійснюється під дією зусилля пружини 9. Після проходження віссю 13 нейтрального положення пружина 12 сприяє повертанню верхньої ланки до встановлення на упор з нижньою ланкою. Замок закривається – скоба стулки фіксується в зіві гака.

Запитання для самоперевірки

1. Якими нормативними документами зумовлені вимоги до систем прибирання-випускання шасі?

2. Призначення та види сигналізації й блокування, які мають бути в системах прибирання-випускання шасі.

3. Як вибирають енергоємність аварійних систем прибирання й випускання шасі?

4. Якою має бути послідовність спрацьовування агрегатів кінематичних схем під час прибирання й випускання шасі?

5. У чому полягають переваги й недоліки різних кінематичних схем основних і носових стояків шасі, що різняться за розташуванням і напрямком прибирання шасі?

6. Назвіть особливості роботи кінематичних схем шасі, коли механізми прибирання й випускання не є силовими стрижнями силових схем стояків, та області їх застосування.

7. У чому полягають переваги кінематичних схем шасі, коли механізми прибирання й випускання не мають механічних замків і є силовими стрижнями стояків?

8. Яким чином можна зменшити величини інерційних сил мас стояка й колеса в момент установлення стояка на замки прибраного й випущеного положень.

9. Опишіть моделі проєктувальних кінематичних розрахунків і процедуру визначення зусиль в елементах стояків шасі під час їх прибирання й випускання.

10. Як забезпечується синхронність прибирання й випускання стояків шасі?

11. Як узгоджується в часі рух елементів конструкції стояків і стулок під час прибирання й випускання?

12. Які типи циліндрів, що працюють під час прибирання, випускання й фіксації стояків шасі, застосовано на літаку Ан-72?

13. Що передбачено в конструкції силового циліндра випускання-прибирання шасі літака Ан-72 для забезпечення його планової роботи?

14. З якою метою в системі випускання, прибирання й фіксації стояків шасі встановлено гідрозамки і які функції вони виконують?

Розділ 5. ОПОРНІ ЕЛЕМЕНТИ В СТОЯКАХ ШАСІ ЛІТАКІВ

Опорні елементи, як і стояки й амортизатори, є одним з основних агрегатів шасі. Їх маса становить приблизно третину від маси шасі, і їх вплив на ресурс шасі є вирішальним, а у випадку аварійних посадок гальма, розташовані в цих елементах, є останньою надією екіпажу.

Як опорні елементи на сучасних літаках найбільшого застосування набули *колеса*, що забезпечують нормальну експлуатацію літаків на ЗПС як зі штучним покриттям, так і з ґрунтовим (ГЗПС) з міцністю ґрунту $\mathbf{q_o}$ = 0,45...0,55 МПа і вище.

Для підвищення прохідності літаків на ґрунтових ЗПС і, головне, під час експлуатації літаків на снігових (льодових) аеродромах застосовують *лижі* з невеликим питомим тиском $\mathbf{q_o}$. Для снігової лижі $\mathbf{q_o}$ = 0,02...0,04 МПа. Для літаків, що базуються на ГЗПС, значення питомих тисків лиж мають бути меншими від допустимого тиску на ґрунт $\sigma_{гр}$.

Човни, поплавки, гідролижі й спеціально спрофільована нижня частина корпусу (фюзеляжу) літака застосовуються як опорні елементи на гідролітаках.

Повітряна подушка під літаком має забезпечувати його прохідність та експлуатацію на маломіцних ґрунтах.

Проєктування опорних елементів з урахуванням вимог, що ставляться до літака, шасі й конкретно до них, є одним з важливих напрямків розроблення конструкцій літаків.

5.1. Вимоги до опорних елементів

Вимоги до авіаційних коліс викладено в ARP 1493 і 1907, AIR 1934, MIL-W-5013, FAR-25 і CS-25 [1–6], звідки випливає, що основним призначенням коліс є забезпечення нормальної експлуатації літака в певному (характерному для конкретного типу літака) діапазоні умов при прийнятних габаритах, масі, надійності й ресурсі шасі.

Щоб виконувалася ця вимога, насамперед необхідно забезпечити прохідність літака, щоб під час його зльоту, посадки й руху по аеродрому з певними міцністю ґрунту $\sigma_{гр}$ і розмірами ЗПС не руйнувалася поверхня ЗПС. При цьому значення коефіцієнта опору руху **f**, що визначається типом опорних елементів, їх питомим тиском на ґрунт і станом поверхні ЗПС (значенням $\sigma_{гр}$), не має перешкоджати зрушуванню літака з місця на власній тязі двигунів і зльоту літака із заданою довжиною розбігу $\mathbf{L_p}$.

Перша умова – умова зрушення літака з місця – визначається співвідношенням між тягоозброєністю літака $\overline{P} = P / G$ і коефіцієнтом **f**: $\overline{P} > 1{,}4f$.

Друга умова визначається співвідношенням $L_р = L_{ЗПС}$. Довжина розбігу $L_р$ залежить від значень коефіцієнта опору руху **f**, тому що його значення й тягоозброєність значною мірою визначають величину прискорення під час розбігу dV / dt і, в кінцевому підсумку, довжину розбігу $L_р$.

Чим менша різниця $P - f$, тим меншим є прискорення під час зльоту dV / dt і більшим значення $L_р$. При значеннях $\overline{P}$, близьких до значення **f**, літак може взагалі не зрушити з місця на власній тязі, не кажучи вже про можливість зльоту з аеродрому з певною довжиною ЗПС. Отже, дуже важливо виконати вимогу, щоб значення **f** вибраного типу опорних елементів у певних умовах експлуатації літака відповідали умові $L_р < L_{ЗПС}$.

Якщо при впливі опорного елемента на ґрунт величина його питомого тиску $q_о$ є більшою від міцності грунту $\sigma_{гр}$, то відбувається проникнення опорного елемента в ґрунт з утворенням колії. Глибина колії $h_к$ буде тим більшою, чим більшою буде різниця між значеннями $q_о$ і $\sigma_{гр}$.

Вимоги до прохідності літака й величин злітної й посадкової швидкостей дають можливість застосовувати колеса певної групи. Для літаків, що експлуатуються на бетонних ЗПС, вибирають пневматики високого й надвисокого тиску. Для літаків, що експлуатуються на ГЗПС, залежно від міцності ґрунту вибирають пневматики низького й наднизького тиску.

Щоб забезпечити надійну й безаварійну експлуатацію літака, параметри й характеристики коліс, що встановлюються на ньому, не мають виходити за межі певних значень [61, 62]:

– $P_{ст.пос}$ – навантаження на колесо при посадковій масі літака;

– $P_{ст.зл}$ – навантаження на колесо при злітній масі літака;

– $P_{м.д}$ – максимально допустиме навантаження на колесо при поглинанні експлуатаційної роботи $A_{екс}$;

– $P_{гр}$ – граничне навантаження на колесо при поглинанні максимальної роботи A_{max};

– P_z – бічне руйнівне навантаження на колесо;

– $P_{дин}$ – максимально допустиме динамічне навантаження на колеса, що встановлюються на носові опори;

– $V_{пос}$ – посадкова швидкість літака;

– $V_{зл}$ – злітна швидкість літака;

– $M_г$ – максимальний гальмівний момент колеса;

– $\mathbf{A_к}$ – кінетична енергія, що поглинається колесом за одну посадку;

– **t** – мінімально допустимий час між посадками;

– **N** – гарантована кількість посадок.

Мінімально допустимий час між посадками встановлюють для того, щоб забезпечити охолодження коліс після гальмування. Особливої значущості цей параметр набуває для літаків, що експлуатуються на місцевих лініях з невеликою тривалістю польоту й невеликими інтервалами між зльотами й посадками. Час остигання негерметичних коліс становить 1,5...2,0 год, а герметичних – ще більше, і це накладає певні обмеження на умови експлуатації літака.

Динамічні навантаження на колеса, що встановлюються на носові опори, визначають за формулами, наведеними в Нормах льотної придатності (НЛП) [62].

Більшість параметрів колеса визначається характеристиками самого літака, його ваговими, компонувальними й експлуатаційними даними. Параметри ж $\mathbf{P_{м.д}}$, $\mathbf{P_{гр}}$ і $\mathbf{P_z}$ можуть бути узгоджені лише після вибору схеми шасі й побудови діаграм роботи колеса й амортизатора при поглинанні експлуатаційної $\mathbf{A_{екс}}$ і максимальної $\mathbf{A_{max}}$ роботи.

Колеса, що установлюються на основні опори шасі, вибирають із сортаменту гальмівних коліс (табл. 5.1). Гальмівні колеса вибирають і для встановлення на носові опори велосипедного шасі. Колеса, призначені для встановлення на носові й хвостові опори, а також на підкрильні стояки велосипедного шасі, зазвичай є негальмівними, і вибирають їх із сортаменту негальмівних коліс. Щоб полегшити ці колеса, їх застосовують без гальм і гальмових сорочок.

Вибираючи колеса під час проєктування, необхідно знати зв'язок кількості коліс, що будуть установлені на опору, із їх масою й злітною масою літака. Із статистичних залежностей, що визначають зв'язок між кількістю коліс, їх масою й злітною масою літака, видно, що збільшення кількості коліс зі збільшенням злітних мас літаків приводить до істотного зменшення маси коліс.

Крім того, збільшення кількості коліс на опорах здебільшого дає можливість:

– зменшити об'єм, який займають колеса в прибраному положенні;

– зменшити міделя об'єму, який займають колеса;

– зменшити вирізи в планері й площини стулок;

– збільшити надійність і живучість шасі.

Визначаючи кількість коліс на опорі, необхідно враховувати компонувальні умови літака, які накладають певні обмеження на вибір, пов'язаний з їх розташуванням в прибраному положенні.

Для колеса правильним є співвідношення $\mathbf{q_o \approx p_o}$ ($\mathbf{p_o}$ – тиск заряджання пневматиків). При $\mathbf{p_o > \sigma_{гр}}$ літак з колісним шасі буде залишати

колію на ґрунті й руйнувати тим самим поверхню аеродрому, роблячи її непридатною для подальшої експлуатації. Річ у тому, що при збільшенні глибини колії $\mathbf{h_к}$, збільшенні кількості колій на поверхні аеродрому й затвердінні закраїн колій підвищується небезпека виникнення великих змінних навантажень на стояки шасі, а також коливань літака під час його руху по такій поверхні. Це може спричинити аварію літака через поломку стояка, особливо якщо він рухається по аеродрому на великій швидкості. При великій глибині колії $\mathbf{h_к}$ збільшується значення **f**, і це може призвести до збільшення $\mathbf{L_р}$ і навіть до того, що літак (з невеликою тягоозброєністю) узагалі не злетить. Отже, однією з вимог до опорних елементів є неруйнування ними поверхні аеродрому. Для колії від коліс допустимим є $\mathbf{h_к} \approx 5…10$ см.

Тиск пневматиків коліс $\mathbf{p_о}$ багатьох сучасних літаків, особливо легких маневрених, що мають малогабаритні колеса з пневматиками високого тиску, є набагато більшим від значення $\sigma_{гр}$ найміцніших ґрунтів. Так, значення $\mathbf{p_о}$ для таких літаків можуть становити 1,5...1,8 МПа і більше, а значення $\sigma_{гр}$ для рідкісного сухого глинистого ґрунту становлять усього 1,0…1,2 МПа, а частіше тільки 0,4…0,7 МПа (для зволоженого ґрунту – до 0,2...0,3 МПа). Тому для експлуатації більшості сучасних літаків потребуються ЗПС зі штучним покриттям.

Опорні елементи використовуються під час зльоту, посадки й руху літака по аеродрому. Різні режими використання опорних елементів потребують змінення в широкому діапазоні значень коефіцієнта опору руху **f**. Цього досягають застосуванням у тих опорних елементах, де це можливо, керування значеннями коефіцієнта **f**. Так, наприклад, використання гальмівних пристроїв у колісному шасі дає можливість одержувати **f** від 0,05...0,10 при вільному котінні коліс по аеродрому зі штучним (бетонним) сухим покриттям ЗПС до 0,5 і більше при гальмуванні коліс. Використовують гальмівні пристрої й для лижі у вигляді костиля або сошника, які, заглиблюючись у ґрунт, збільшують опір руху, але такі пристрої руйнують поверхню аеродрому.

Важливою вимогою до опорних елементів є високі амортизаційні властивості. Разом з амортизаторами опорні елементи сприймають кінетичну енергію літака під час його посадки й руху по нерівному ґрунту. Такі амортизаційні властивості в опорному елементі мають тільки шини коліс.

Колесо має й високий опір бічному руху: $\mathbf{f_{біч}} = 0,7...0,8$, що дуже важливо для збереження прямолінійності руху й подолання знесення. Застосування лиж з поздовжніми ребрами на підошві, човнів-поплавків і корпусів гідролітаків з профільованими днищами дає можливість вирішувати такі самі завдання, але з меншою ефективністю.

Для змінення напрямку руху літака та його поворотів більш при-

датним є колісне шасі з гальмівними пристроями, розташованими в колесах. Літаки з лижним шасі потребують для цього застосування буксирувальних засобів, а літаки на повітряній подушці – додаткового колісного шасі.

Як видно з проведеного аналізу, тільки колесо найбільш повно відповідає різноманітним вимогам, що й пояснює настільки широке застосування коліс як опорних елементів для абсолютної більшості сучасних літаків.

5.2. Підбирання коліс до стояків шасі

Щоб визначити тип і розмір колеса, що встановлюється на опору, слід розглянути наявну номенклатуру коліс, умовно поділену на чотири групи (табл. 5.1).

Таблиця 5.1

Основні групи коліс та їх параметри

Номер групи	Найменування групи	Тиск у пневматиках, Па	Допустима злітно-посадкова швидкість, км/год
I	Наднизького тиску	$(2{,}5\ldots3{,}5)\cdot10^5$	200
II	Низького тиску	$(3{,}5\ldots6{,}5)\cdot10^5$	250
III	Високого тиску	$(6{,}5\ldots10)\cdot10^5$	300
IV	Надвисокого тиску	$10\cdot10^5$	>300

За схемою шасі визначають стоянкове навантаження на одне колесо (рис. 5.1).

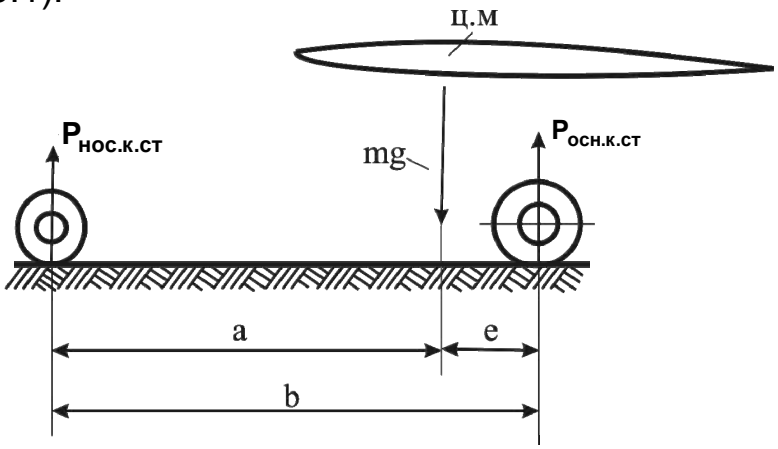


Рис. 5.1. Схема стоянкових навантажень на колеса шасі

Для колеса основної опори

$$P_{осн.к.ст} = \frac{mga}{2bz_o}, \qquad (5.1)$$

для колеса носової опори

$$P_{нос.к.ст} = \frac{mge}{bz_н}, \qquad (5.2)$$

де **m** – розрахункова маса літака;

$z_{нос}$, $z_{осн}$ – кількість коліс на носовій та основній опорах відповідно.

Підбирають колеса згідно з розрахунковими рулільною й злітною масами літака. Тому значення $P_{осн.к.ст}$ і $P_{нос.к.ст}$ визначають як для рулільної, так і злітної маси літака.

Основне колесо підбирають так, щоб стоянкове навантаження, визначене за злітною масою, злітна й посадкова швидкості літаків, а також необхідна енергоємність гальм дорівнювали значенням відповідних величин, наведених у каталозі, або були меншими від них. Якщо фактичні швидкості експлуатації більші за швидкості, зазначені в каталозі, то це призводить до збільшення навантажень на пневматики до їх перегрівання і, як наслідок, до швидкого зношення колеса й різкого зменшення терміну експлуатації. Необхідно також, щоб енергоємність гальм, зазначена в каталозі, була не меншою за потрібну енергоємність. У протилежному випадку можливим буде перегрівання гальм, а отже, і зменшення терміну їх експлуатації.

Якщо стоянкове навантаження $P_{к.ст}$ є меншим за стоянкове навантаження $P_{ст\ max}$, зазначене в каталозі, то за умовою збереження стоянкового обтиснення визначають потрібне значення зарядження пневматика:

$$p_o = p_{o\,max} \frac{P_{к.ст}}{P_{ст\,max}}, \qquad (5.3)$$

де $p_{o\,max}$ – тиск у пневматику, що відповідає $P_{ст\,max}$.

Підбирання носового колеса здійснюють подібно до основного. Відмінність полягає лише в тому, що колесо перевіряють при посадковій масі за динамічним навантаженням $P_{дин}$, яке визначається за стоянковим навантаженням $P_{нос.к.ст}$ з урахуванням додаткового навантаження опори через гальмування коліс:

$$P_{дин} = P_{нос.к.ст} + \frac{Th}{bz_{нос}}, \qquad (5.4)$$

де **T = mj** – інерційна сила, що дорівнює силі тертя коліс; **j** – прискорення гальмування літака під час посадки; **h** – висота шасі.

Навантаження $P_{дин} \approx (1{,}5\ldots2)\ P_{нос.к.ст}$ має бути меншим за відповідне значення, наведене в каталозі.

Колеса підкрильних стояків при велосипедній схемі шасі підбирають виходячи з навантажень, які діють на ці стояки, коли літак здій-

снює поворот або рухається зі знесенням. У випадку повороту (рис. 5.2) на літак діють однакові сили: сила тертя **T**, прикладена до площини контакту й напрямлена вбік; інерційна сила $\mathbf{N = mV^2/r}$, прикладена до ц.м. Від дії пари сил **T, N** виникає зусилля на підкрильний стояк.

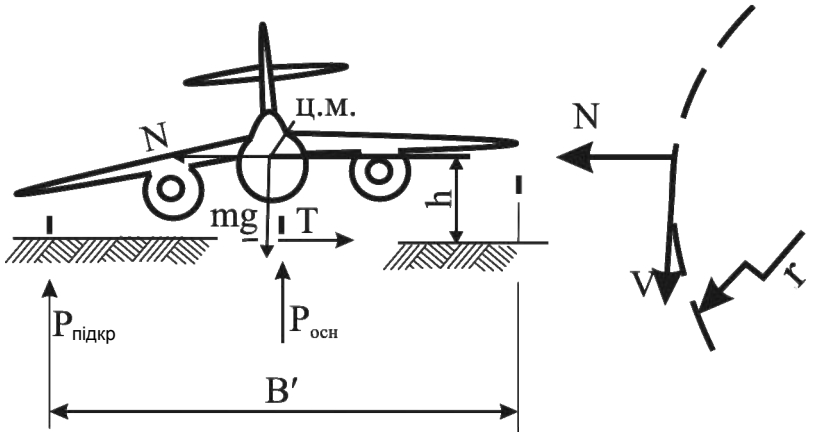


Рис. 5.2. Схема дії бічного зусилля під час розвертання

Навантаження

$$\mathbf{P_{підкр} = \frac{2Nh}{B'}} \qquad (5.5)$$

має бути меншим від максимального допустимого динамічного навантаження на колесо $\mathbf{P_{дин\ max}}$, заданого в каталозі.

Аналогічно визначають зусилля на підкрильний стояк, якщо літак здійснює посадку зі зниженням. У цьому випадку $\mathbf{T = f_{біч}\, m;\ \ N = T.}$

5.2.1. Робота, що сприймається колесом як опорним елементом стояка

У стояках шасі опорні елементи (у тому числі й колеса) першими сприймають зусилля, прикладене до опори:

$$\mathbf{P_к = P_п + P_ш\,,} \qquad (5.6)$$

де $\mathbf{P_п}$ і $\mathbf{P_ш}$ – сили стиснення повітря й шини.

Сила $\mathbf{P_п}$ залежить в основному від тиску зарядження й від об'єму повітря в шині.

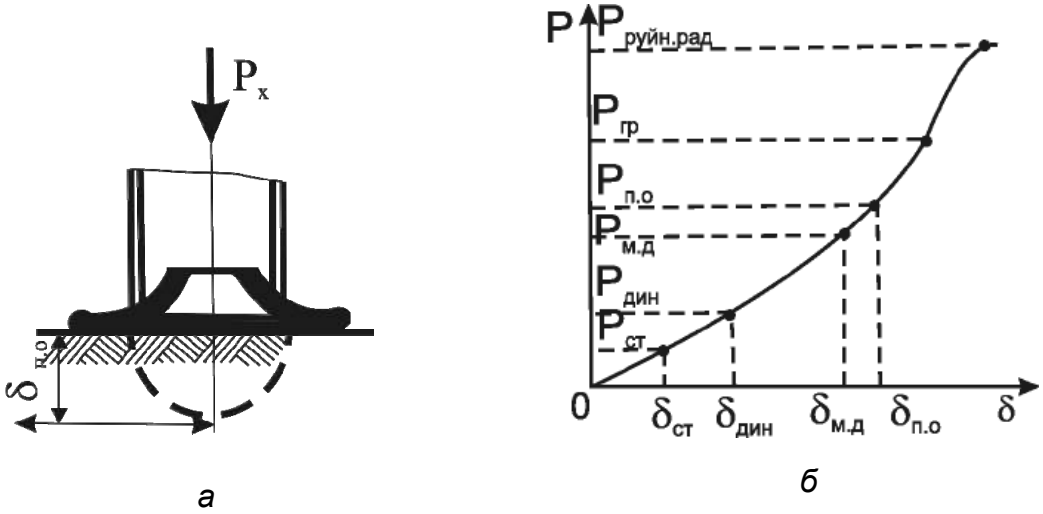
Сила $\mathbf{P_ш}$ при статичному обтисненні становить 10…12 % від $\mathbf{P_п}$.

Зусилля $\mathbf{P_к}$, прикладене до колеса, приводить до його обтиснення на величину δ. Взаємозв'язок між цими величинами називають діаграмою обтиснення колеса (рис. 5.3).

Характерні точки діаграми: $\mathbf{P_{руйн.рад}}$ – руйнівне радіальне навантаження, що відповідає руйнуванню конструкції колеса під час поглинання граничної енергії удару;

– $\mathbf{P_{гр} = 0{,}75P_{руйн.рад}}$ – граничне навантаження, що не становить небезпеки руйнування колеса (гранична робота пневматика $\mathbf{A_{гр}}$; $\mathbf{P_{руйн.рад}}$ і $\mathbf{P_{гр}}$ практично не залежать від початкового тиску $\mathbf{p_o}$ у пневматику);

– $\delta_{ст.зл}$, $\delta_{ст.пос}$ і $\mathbf{P_{ст.зл}}$, $\mathbf{P_{ст.пос}}$ – допустимі значення стоянкового обтиснення й стоянкового навантаження при злітній і посадковій масах.



а *б*

Рис. 5.3. Повне обтиснення пневматика (*а*) і діаграма обтиснення шини авіаколіс (δ) при різній величині діючого навантаження P (*б*)

Інші силові характеристики визначаються навантаженням **P,** відповідним обтисненням δ і значенням $\mathbf{p_o}$:

– $\delta_{п.о}$ і $\mathbf{P_{п.о}}$ – деформація й навантаження при повному обтисненні пневматика (сплющування до обода);

– $\delta_{м.д} = \mathbf{(0{,}95…1{,}0)}\delta_{п.о}$ і $\mathbf{P_{м.}}$ – максимально допустимі обтиснення й навантаження (навантаження, що припадає на колесо одного стояка шасі при поглинанні експлуатаційної енергії удару $\mathbf{A^e}$, має бути не більше $\mathbf{P_{м.д}}$;

– $\delta_{дин} = \mathbf{0{,}55}\delta_{п.о}$ і $\mathbf{P_{дин}}$ – динамічне обтиснення й радіальне динамічне навантаження, що є допустимими для пневматика передньої опори під час дії посадкової маси й сил гальмування.

Різниця між динамічним обтисненням пневматика під час посадки і статичним (повільним) обтисненням змінюється залежно від швидкості навантаження, яке, своєю чергою, залежить від параметрів амортизації і пневматика. Зусилля динамічного навантаження перевищує статичне на 7…10 %. Зазвичай за відсутності дослідних даних про вплив швидкості навантаження на роботу пневматика користуються статичною кривою обтиснення пневматика.

Протягом більшої частини терміну експлуатації пневматик перебуває в умовах стоянкового обтиснення. Щоб забезпечити довговіч-

ність пневматика, значення $\delta_{ст}$ беруть значно меншим за $\delta_{п.о}$, тобто $\delta_{ст} = (0{,}2…0{,}4)\ \delta_{п.о}$.

Робота, яка поглинається пневматиком у процесі навантаження, визначається виразом

$$A_{пн} = \int_{o}^{\delta} P_к d\delta . \qquad (5.7)$$

Ця робота чисельно дорівнює площі, обмеженій кривою на діаграмі, і віссю абсцис (див. рис. 5.3). Оскільки залежність $P_к$ від δ близька до лінійної, роботу шини при обтисненні до $\delta_{м.д}$ приблизно можна визначити за формулою

$$A_{м.д} \approx (0{,}45…0{,}5) P_{м.д} \delta_{м.д}. \qquad (5.8)$$

Основна частина енергії, що сприймається пневматиком під час обтиснення, іде на стискання повітря, і лише незначна частина її – на деформацію шини. Розсіювання енергії при цьому є невеликим.

5.2.2. Барабани авіаційних коліс

Конструктивно авіаційні колеса мають такі основні елементи (рис. 5.4, *а*): 1 – барабан, 2 – пневматик або шину, 3 – гальмівний пристрій.

До конструкцій барабана, шини й гальм ставлять такі вимоги: можливість їх розміщення в необхідній ніші, наявність великого об’єму для розміщення гальм, виконання цих завдань при мінімальній масі з максимальним ресурсом. Забезпечення швидкого й простого знімання шини – також дуже важливе завдання.

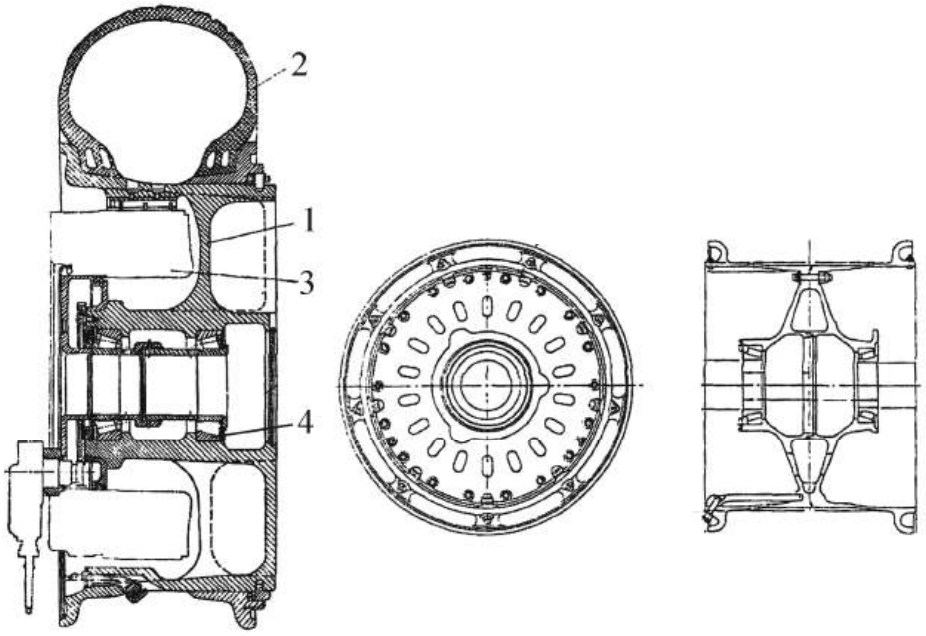
До середини минулого століття [71] використовувалися колеса автомобільного типу (тобто суцільне колесо). Коли шини стали більшими і жорсткішими, почали застосовувати знімні фланці. Нині їх замінили колеса розрізної конструкції, коли барабан виготовляють із двох половин, з'єднаних болтами, як показано на рис. 5.4, *б*.

Зазвичай барабани виготовляють штампуванням з алюмінієвих сплавів типу АК-6 або 2014-Т6. Розглядався також варіант застосування магнієвих сплавів, але його було відкинуто, тому що ці сплави є займистими й піддаються корозії. Дуже важливо спроєктувати штамповку оптимальної структури, особливо в зонах монтажу бортів шини.

Дві половини колеса з'єднують зрізними болтами. Ця зона колеса проєктується з умови високої твердості. Під час складання болти змащують для мінімізації напружень крутіння та їх змінення, що дуже позитивно позначається на довговічності колеса.

Ступиці колеса конструюють під установлення підшипників 4 (див. рис. 5.4, *а*). У багатьох випадках залишається відповідний при-

пуск для можливості встановлення підшипника більшого розміру, якщо це потрібно. У колесах застосовують конічні роликові підшипники. Підшипники мають ущільнення, що запобігають витіканню мастила на високих швидкостях і захищають підшипник від забруднення.



а *б*

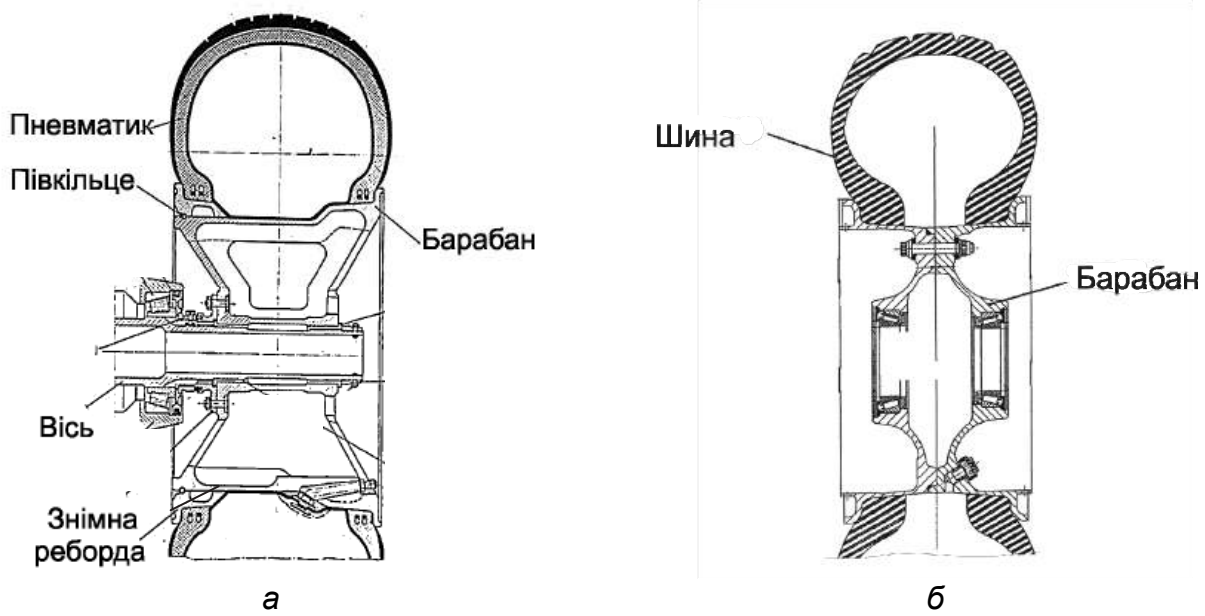
Рис. 5.4. Суцільноштамповане авіаційних колесо (*а*)
і розрізний із двох половинок барабан (*б*)

Конфігурація барабана й матеріали, з яких його виготовляють, забезпечують одержання жорсткої й досить легкої конструкції. Однак через збільшення енергоємності гальм, умонтованих усередині барабана, і збільшення температур їх нагрівання магнієві сплави, що мають невисоку температуру плавлення й тому є пожежонебезпечними, уже не застосовуються для барабанів. Перспективними тут уважають сплави на титановій основі, оскільки вони мають високу теплостійкість і відносно низьку теплопровідність, що дає можливість знизити теплопотоки від гальм через барабан до пневматика і до деталей усередині барабана. Максимально допустима температура нагрівання барабана з алюмінієвих сплавів становить 120…130 ^{0}С [22] і визначається початком зменшення його опору утомі й допустимою температурою нагрівання пневматика й ущільнювальних елементів усередині барабана.

Досягнення під час експлуатації колеса температури, близької до максимально допустимої, фіксується спеціальними сигналізаторами для подальшого контролю стану колеса, особливо стану ущільнень.

5.2.3. Шини авіаційних коліс

Пневматик колеса складається з покришки і камери (рис. 5.5, *а*). Сьогодні найбільшого поширення набули безкамерні шини (рис. 5.5, *б*).



а *б*

Рис. 5.5. Види пневматиків в авіаційних колесах: *а* – камерні; *б* – безкамерні

У таких конструкціях повітря накачується безпосередньо в покришку, яка разом з ободом колеса забезпечує герметичність об'єму. За умови забезпечення надійної герметичності шини мають перевагу перед пневматиками з камерами, що мають такі недоліки: небезпека зрізання ніпеля під час повертання пневматика на ободі, защемлення й розривання камери під час монтажу й унаслідок сильних ударів. Безкамерні шини за інших рівних умов менше нагріваються й зношуються не так швидко, як пневматики з камерами. Для безкамерних шин характерними є більш високі швидкості експлуатації. Що стосується маси, застосовувати безкамерні шини вигідніше, ніж пневматики з камерами.

Підбираючи шасі, конструктор насамперед розглядає такі характеристики шин: навантаження-обтиснення; розмір і маса; радіус навантаженої шини; радіус спущеної шини; радіус котіння; граничний термін експлуатації шини (іноді); руйнівне навантаження (іноді). Інші характеристики, такі, як радіус обертання, вплив температури, вплив відцентрових сил, гідропланування, визначають, якщо це необхідно.

Шини літака піддаються високим динамічним і тепловим навантаженням, і їх пошкодження може призвести до згубних наслідків. Навіть при всіх ужитих на сьогодні заходах щодо забезпечення безпеки й нових досягненнях у проєктуванні шин існує багато сумних випадків, таких, як катастрофа літака Conkord. Посадка космічного апарата

Space Shuttle з посадковою швидкістю (швидкістю дотику) 407,66 км/год на дуже абразивну поверхню, таку, як у спеціальному центрі Кеннеді, може призвести до зношення шарів поперечного перерізу шин. Таким чином, дуже важливо забезпечити відповідність характеристик шин необхідним характеристикам виконуваного завдання.

За конструктивно-технологічною ознакою розрізняють два типи шин авіаційних коліс.

Шини з радіальними шарами (рис. 5.6). Керівник фірми Michelin Н. С. Швердтфегер 1984 р. сказав: "Ми думаємо, що зрештою всі виробники будуть мати радіальні шини як стандартне устаткування для їх нових літаків. Шина літака має витримувати потрійну швидкість, чотириразове навантаження, дворазовий внутрішній тиск і потрійне обтиснення порівняно з однією нашою радіальною вантажною шиною". Радіальна авіаційна шина фірми Michelin має більш тонку бічну стінку й невелике відношення висоти до ширини, а шари каркаса покладено радіально.

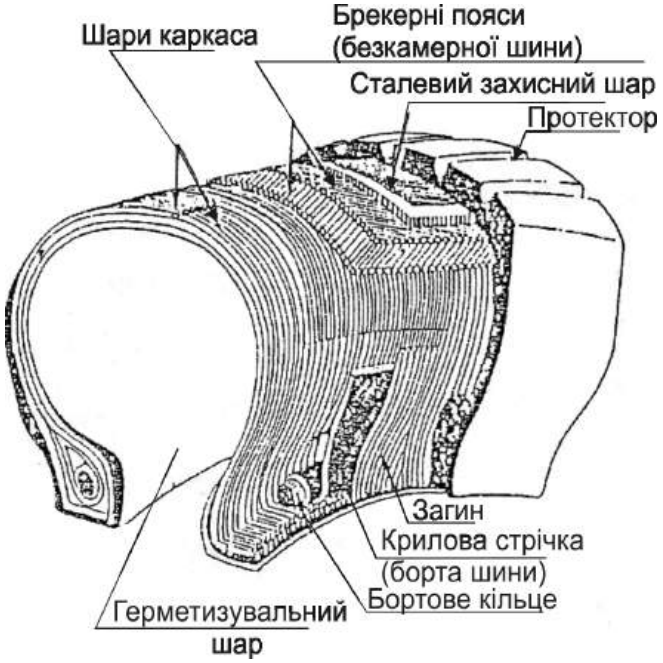


Рис. 5.6. Шина з радіальними шарами

Стрічки покладено із зовнішнього боку шарів каркаса, а сталевий захисний шар розташовано безпосередньо під протектором. Порівняно з шинами з похилими шарами радіальні шини мають близько 88 % вертикальної, 60 % бічної й 84 % поздовжньої жорсткості, їх бічні сили менші, колія на 10 % дрібніша (більш висока прохідність і менше гідропланування). Їх довговічність вища (допустиме зношення протектора становить 40…60 %), температури під час руху нижчі, маса їх становить 72…88 % від еквівалентної шини з похилим кордом. Напруження, що виникають у колесах, нижчі; опір котінню менший і більш високий опір розрізанню.

Шини з похилими шарами (рис. 5.7). Внутрішній каркас складається з багатьох шарів прогумованої тканини (поздовжні плетива з нейлону), кожний шар покладено під кутом, протилежним до попереднього. На п’ятці реборди шари загинаються нагору навколо сталевого бортового кільця.

Зверху цей каркас покривають бортові стрічки й брекери для додаткового захисту, бічні стінки виконано з синтетичної гуми, а протек-

тор зовні доповнено периферійним шаром.

Шини (див. рис. 5.5, *б*) навантажуються силою $\mathbf{P_к}$, реакціями **q** з боку ґрунту й внутрішнім тиском заряджання $\mathbf{p_o}$. Крім того, під час котіння колеса пневматик піддається дії значних відцентрових сил $\mathbf{N_t = m_i\omega^2 R}$, де ω – кутова швидкість обертання колеса; **R** – радіус колеса; $\mathbf{m_i}$ – маса елемента шини.

Від дії внутрішнього тиску й відцентрових сил, що розвиваються, коли колесо обертається, шина в основному зазнає розтяжних зусиль.

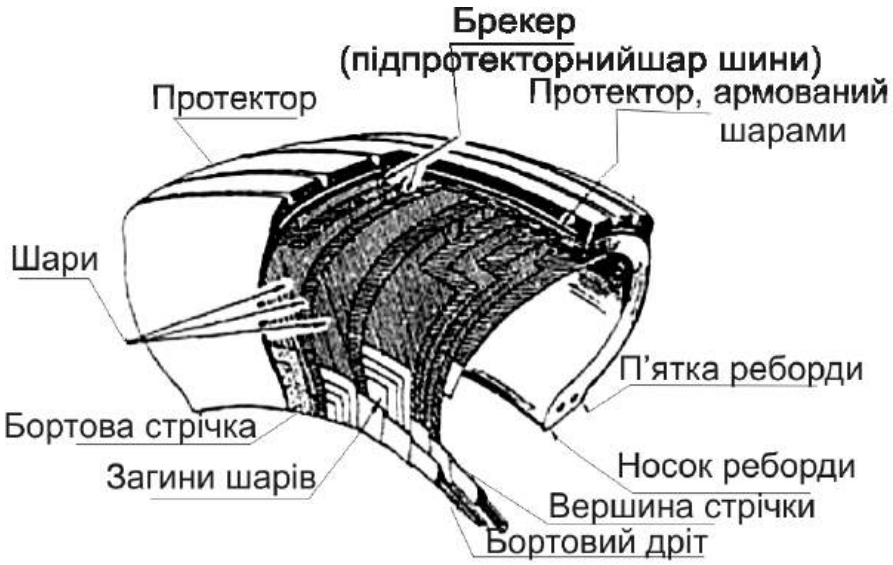


Рис. 5.7. Тип авіаційної шини з похилими шарами

У несприятливих умовах періодичні навантаження на шину призводять до виникнення змушених резонансних коливань, при яких можливими є відшаровування протектора та його руйнування.

Тенденція до резонансних коливань зростає при збільшенні швидкості котіння колеса й зменшенні його жорсткості. Уважають, що для сучасних шин швидкість котіння колеса 350…400 км/год є граничною. Подальше збільшення допустимої швидкості котіння пов'язане з необхідністю підвищення міцності шини.

Шина в процесі експлуатації не тільки зазнає значних навантажень, але й сильно нагрівається, що також впливає на її ресурс. Коли шина котиться, утрачається енергія, що переходить у тепло, яке йде на її нагрівання. Сучасні шини цілком задовільно працюють до 70...80 °С. При більш високих температурах знижуються міцність корду та його зчеплення з протектором, погіршуються механічні властивості гуми, унаслідок чого шина швидко зношується, можливим є навіть її руйнування.

Підбирання шин. Процес ґрунтується на простій вимозі: навантажувальна здатність шин має відповідати стоянковому навантаженню $\mathbf{P_{ст}}$, що діє на колесо.

Навантаження на носовий стояк шасі складається зі статичного навантаження й навантаження від гальмування. Для основних опор статичне навантаження зазвичай є основним параметром, хоча на військових літаках посадкові навантаження або навантаження від аерофінішу (корабельна авіація) можуть бути більшими за статичні.

Формули для розрахунку статичного навантаження й навантаження від гальмування наведено в підрозд. 5.3. Навантаження, визначені для певної шини, не можуть бути перевищені ні за умов статики, ні за умов гальмування; має бути забезпечений коефіцієнт безпеки 7 %.

При виборі шини допускається збільшення маси літака на 25 %. Це збільшення не потребує змінення розмірів шини або колеса й може полягати у збільшенні кількості шарів.

Якщо на стояку шасі встановлено більше однієї шини, то відмова однієї шини призводить до збільшення навантаження на інші шини. У такому випадку необхідно передбачити здатність шин витримувати перевантаження.

Процес вибору шини полягає в складанні списку всіх придатних шин з каталогу виробників і виявленні таких, які задовольняють навантаженням і спеціальним вимогам щодо швидкості руху по землі й мають достатньо великий розмір для розташування гальма і найменшу масу (табл. 5.2).

Аналізуючи стоянкове положення, необхідно знати рекомендоване робоче обтиснення: для шин, зображених на рис. 5.8, обтиснення становить 35 %; для шин, зображених на рис. 5.7, – 32 %. Дослідники сучасних авіаційних фірм дійшли висновку про можливість використання більших обтиснень для одержання більшої плями контакту, а отже, підвищення прохідності й роботоздатності на маломіцних голих ґрунтах. Результати досліджень показали, що обтиснення шин можна збільшувати до 49 %, зниження довговічності шин при цому ще є прийнятним.

Облік роздушувального навантаження. Для палубних літаків необхідно знати екстремальне навантаження на шину, яке виникає під час контакту шини із тросом аерофінішу на палубі. Умовно його називають роздушувальним навантаженням. Таке навантаження має місце у випадку, коли шина, уже обтиснута палубою, раптом зштовхується з натягнутим тросом. При цьому ударне навантаження сприймає обтиснення матеріалу шини й, можливо, навіть реборда колеса. Це навантаження визначається неоднозначно: одна фірма використовує потрійне навантаження в момент дотику, інші ж фірми використовують формулу, що ґрунтується на шаруватості шин, тобто навантаження в момент дотику дорівнює статичному навантаженню на шину, помноженому на 2,5:

$$P_{дот} = 2{,}5\, P_{ст}. \qquad (5.9)$$

Таблиця 5.2

Шини для авіаційної техніки

Тип літака	Шина				Протектор		Посадковий діаметр, мм	Стоянкове навантаження Н, кгс	Робочий тиск без навантаження, МПа, (кгс/см^2), граничне відхилення +0,049 (+0,5)	Маса шини, кг	Призначення
	Позначення	Модель	Норма шаруватості	Виконання	Виконання	Тип рисунка					
Розробник: АНТК ім. А. Н. Туполєва											
Ту-134 і модифікації	930х305	10А	18	Камерна	Гумовий	Поздовжні канавки	404,8	55920 (5700)	0,882 (9,0)	37,3	Основна
	660х200	ПА	14	Камерна	"Шаруватий", армований кордом	Поздовжні канавки	333,5	20600 (2100)	0,882 (9,0)	16,8	Носова
Ту-154 і модифікації	930х305	10А	18	Камерна	Гумовий	Поздовжні канавки	404,8	75540 (7700)	0,932 (9,5)	37,3	Основна
	800х225	12А	14	Камерна	"Шаруватий", армований кордом	Поздовжні канавки	406,0	51010 (5200)	0,981 (10,0)	24,9	Носова
Ту-154М	930х305	14А	18	Камерна	"Шаруватий", армований кордом	Поздовжні канавки	404,8	78480 (8000)	0,981 (10,0)	37,3	Основна
	800х225	12А	14	Камерна	"Шаруватий", армований кордом	Поздовжні канавки	406,0	53960 (5500)	1,03 (10,5)	24,9	Носова
	950х300	2А	22	Безкамерна	"Шаруватий", армований кордом	Поздовжні канавки	467,0	78480 (8000)	1,079 (11,0)	47,0	Основна
Ту-204, Ту-214 і модифікації	1070Х390R480	4А	14	Безкамерна	Гумовий	Поздовжні канавки	481,4	126550 (12900)	1,373 (14,0)	65,0	Основна
	840х290	3А	18	Безкамерна	"Шаруватий", армований кордом	Поздовжні канавки	359,0	55000 (5600)	0,981 (10,0)	32,0	Носова

Продовження табл. 5.2

Тип літака	Шина				Протектор		Посадковий діаметр, мм	Стоянкове навантаження Н, кгс	Робочий тиск без навантаження, МПа (кгс/см^2), граничне відхилення +0,049 (+0,5)	Маса шини, кг	Призначення
	Позначення	Модель	Норма шаруватості	Виконання	Виконання	Тип рисунка					
Розробник: АНТК «Антонов»											
Ан-2, Ан-2М	470х210	5А	8	Камерна	Гумовий	Без рисунка	125,0	8830 (900)	0,245 (2,5)	7,6	Хвостова
Ан-ЭТ	470х210	5А	8	Камерна	Гумовий	Без рисунка	125,0	10600 (1080)	0,294 (3,0)	7,6	Хвостова
Ан-8	950х350	НА	10	Камерна	Гумовий	Шашки	449,5	47090 (4800)	0,294 (3,0)	34,5	Основна
АН-14	700х250	6А	10	Камерна	Гумовий	Поздовжні канавки	354,5	15450 (1575)	0,294 (3,0)	16,6	Основна
	700х250	6А	10	Камерна	Гумовий	Поздовжні канавки	354,5	8090 (825)	0,294 (3,0)	16,6	Носова
Ан-22	1750х 730-610	1А	30	Камерна	Гумовий	Поздовжні канавки	609,0	186390 (19000)	0,490 (5,0)	188,0	Основна
	1450х580	2А	22	Камерна	Гумовий	Поздовжні канавки	507,0	104970 (10700)	0,441 (4,5)	110,0	Носова
Ан-24 і модифікації	700х250	6А	10	Камерна	Гумовий	Поздовжні канавки	354,5	16190 (1650)	0,392 (4,0)	16,6	Носова
Ан-26	1050х400	1А	14	Камерна	Гумовий	Поздовжні канавки	369,0	55180 (5625)	0,392 (4,0)	45,0	Основна
	700х250	6А	10	Камерна	Гумовий	Поздовжні канавки	354,5	16190 (1650)	0,392 (4,0)	16,6	Носова
Ан-28	720х320	3А	14	Камерна	Гумовий	Поздовжні канавки	246,2	28550 (2910)	0, 441-0,049 (4,5--0,5)	21,1	Основна
	595х185	14А	4	Камерна	Гумовий	Поздовжні канавки	278,5	9810 (1000)	0, 441-0,049 (4,5--0,5)	9,2	Носова
Ан-32	1050х390	1А	14	Безкамерна	Гумовий	Поздовжні канавки	404,6	61800 (6300)	0,489 (5,0)	45,0	Основна

Продовження табл. 5.2

Тип літака	Шина				Протектор		Посадковий діаметр, мм	Стоянкове навантаження Н, кгс	Робочий тиск без навантаження, МПа (кгс/см^2), граничне відхилення +0,049 (+0,5)	Маса шини, кг	Призначення
	Позначення	Модель	Норма шаруватості	Виконання	Виконання	Тип рисунка					
	700x250	6А	10	Камерна	Гумовий	Поздовжні канавки	354,5	17300 (1765)	0,441 (4,5)	16,6	Носова
Ан-38	810x320-330	1А	10	Безкамерна	Гумовий	Поздовжні канавки	329,2	42180 (4300)	0,589 (6,0)	23,4	Основна
	600x220-254	1А	6	Безкамерна	Гумовий	Поздовжні канавки	253,0	15700 (1600)	0,490 (5,0)	10,5	Носова
Ан-72, Ан-74 і модифікації	1050x390	2А	18	Безкамерна	Гумовий	Поздовжні канавки	404,6	85510 (8720)	0,686 (7,0)	50,0	Основна
	720x310	5А	14	Камерна	Гумовий	Шашки	246,2	22960 (2340)	0,589 (6,0)	21,1	Носова
Ан-124 “Руслан”	1270x510	1А	30	Безкамерна	Гумовий	Поздовжні канавки	557,8	178480 (18200)	1,079 (11,0)	111,0	Основна
	1120x450	5А	26	Безкамерна	Гумовий	Поздовжні канавки	481,6	119150 (12150)	0,932 (9,5)	80,0	Носова
Ан-140	810x320-330	2А	14	Безкамерна	Гумовий	Поздовжні канавки	329,2	51800 (5280)	0,834 (8,5)	24,9	Основна
	600x220-254	1А	6	Безкамерна	Гумовий	Поздовжні канавки	253,0	15700 (1600)	0,490 (5,0)	10,5	Носова
Ан-225 “Мрія”	1270x510	2А	38	Безкамерна	Гумовий	Поздовжні канавки	557,8	200060 (20400)	1,177 (12,0)	133,0	Основна
	1120x450	9А	34	Безкамерна	Гумовий	Поздовжні канавки	481,6	157890 (16100)	1,373 (14,0)	94,0	Носова

Продовження табл. 5.2

Тип літака	Шина				Протектор		Посадковий діаметр, мм	Стоянкове навантаження Н, кгс	Робочий тиск без навантаження, МПа (кгс/см^2), граничне відхилення +0,049 (+0,5)	Маса шини, кг	Призначення
	Позначення	Модель	Норма шаруватості	Виконання	Виконання	Тип рисунка					
Ил-14М	865х280	1А	14	Камерна	Гумовий	Поздовжні канавки	429,0	39730 (4050)	0,559 (5,7)	20,7	Основна
Ил-18, Ил-18Д	930х305	10А	18	Камерна	Гумовий	Поздовжні канавки	404,8	74950 (7640)	0,882 (9,0)	37,3	Основна
	700х250	6А	10	Камерна	Гумовий	Поздовжні канавки	354,5	23540 (2400)	0,638 (6,5)	16,6	Носова
Ил-62, Ил-62М	1450х450	6АМ	34	Камерна	Армований кордом	Поздовжні канавки	629,0	196200 (20000)	1,079 (11,0)	128,2	Основна
	930х305	10А	18	Камерна	Гумовий	Поздовжні канавки	404,8	45620 (4650)	0,784 (8,0)	37,3	Носова
Ил-76 і модифікації	1300х480	1А	22	Камерна	Гумовий	Поздовжні канавки	507,0	112820 (11500)	0,687 (7,0)	90,0	Основна
	1100х330	26А	18	Безкамерна	Гумовий	Поздовжні канавки	507,0	66710 (6800)	0,736 (7,5)	55,5	Носова
Ил-86	1300х480	4А	30	Безкамерна	Гумовий	Поздовжні канавки	507,0	166770 (17000)	0,932 (9,5)	103,0	Основна
	1300х480	А	30	Безкамерна	Гумовий	Поздовжні канавки	507,0	145190 (14800)	0,882 (9,0)	103,0	Носова
Ил-96 300	1300х480-560	1А	34	Безкамерна	Гумовий	Поздовжні канавки	557,8	187370 (19100)	1,13 (11,5)	106,0	Основна
	1300х480-560	1А	34	Безкамерна	Гумовий	Поздовжні канавки	557,8	162850 (16600)	1,03 (10,5)	106,0	Носова

Продовження табл. 5.2

Тип літака	Шина				Протектор		Посадковий діаметр, мм	Стоянкове навантаження Н, кгс	Робочий тиск без навантаження, МПа (кгс/см^2), граничне відхилення +0,049 (+0,5)	Маса шини, кг	Призначення
	Позначення	Модель	Норма шаруватості	Виконання	Виконання	Тип рисунка					
Ил-103	400x150	8А	4	Камерна	Гумовий	Поздовжні канавки	114,0	5490 (560)	0,343 (3,5)	4,49	Основна
	400x150	5А	4	Камерна	Гумовий	Без рисунка	114,0	5490 (560)	0,343 (3,5)	4,49	Основна
	310x135	6А	8	Камерна	Армований кордом	Без рисунка	99,0	3380 (345)	0,343 (3,5)	3,18	Носова
Ил-114	880x315	2А	14	Безкамерна	Гумовий	Поздовжні канавки	360,0	55920 (5700)	0,687 (7,С)	27,5	Основна
Розробник: ОКБ ім. А. С. Яковлєва											
Як-12 і модифікації	595x185	14А	4	Камерна	Гумовий	Поздовжні канавки	278,5	6180 (630)	0,245 (2,5)	9,2	Основна
Як-18 і модифікації	500x150	6А	4	Камерна	Гумовий	Поздовжні канавки	228,5	6520 (665)	0,294 (3,0)	5,85	Головна
	400x150	5А	4	Камерна	Гумовий	Без рисунка	114,0	2940 (300)	0,294 (3,0)	4,49	Носова
Як-40 і модифікації	1120x450	3А	18	Камерна	Гумовий	Поздовжні канавки	479,0	70630 (7200)	0,490 (5,0)	69,0	Основна
	720x310	5А	14	Камерна	Гумовий	Шашки	246,2	31590 (3220)	0,490 (5,0)	21,1	Носова
Як-42	930x305	10А	18	Камерна	Гумовий	Поздовжні канавки	404,8	62290 (6350)	0,882 (9,0)	37,3	Основна

Продовження табл. 5.2

Тип літака	Шина				Протектор		Посадковий діаметр, мм	Стоянкове навантаження Н, кгс	Робочий тиск без навантаження, МПа (кгс/см^2), граничне відхилення +0,049 (+0,5)	Маса шини, кг	Призначення
	Позначення	Модель	Норма шаруватості	Виконання	Виконання	Тип рисунка					
	930x305	10А	18	Камерна	Гумовий	Поздовжні канавки	404,8	31100 (3170)	0,589 (6,0)	37,3	Носова
	930x305	14А	18	Камерна	"Шаруватий", армований кордом	Поздовжні канавки	404,8	67220 (6855)	0,882 (9,0)	37,3	Передня
	930x305	14А	18	Камерна	"Шаруватий", армований кордом	Поздовжні канавки	404,8	33340 (3400)	0,589 (6,0)	37,3	Носова
Як-50	500x150	6А	4	Камерна	Гумовий	Поздовжні канавки	228,5	4120 (420)	0,294 (3,0)	5,35	Головна
Як-52	500x150	6А	4	Камерна	Гумовий	Поздовжні канавки	228,5	4850 (494)	0,294 (3,0)	5,85	Основна
	400x150	5А	4	Камерна	Гумовий	Без рисунка	114,0	2420 (247)	0,294 (3,0)	4,49	Носова
Як-54	400x150	5А	4	Камерна	Гумовий	Без рисунка	114,0	4120 (420)	0,294 (3,0)	4,49	Основна
Як-55	400x150	5А	4	Камерна	Гумовий	Без рисунка	114,0	4120 (420)	0,294 (3,0)	4,49	Основна
Розробник: Московський вертолітний завод ім. М. П. Міля											
Ми-1	500x150	6А	4	Камерна	Гумовий	Поздовжні канавки	228,5	8780 (895)	0,392 (4,0)	5,85	Основна
	300x125	5А	4	Камерна	Гумовий	Без рисунка	90,0	3430 (350)	0,392 (4,0)	2,7	Носова

Продовження табл. 5.2

Тип вертольота	Шина				Протектор		Посадковий діаметр, мм	Стоянкове навантаження Н, кгс	Робочий тиск без навантаження, МПа (кгс/см^2), граничне відхилення +0,049 (+0,5)	Маса шини, кг	Призначення
	Позначення	Модель	Норма шаруватості	Виконання	Виконання	Тип рисунка					
Ми-2	600x180	13А	8	Камерна	Гумовий	Поздовжні канавки	278,5	15210 (1550)	0,392 (4,0)	10,4	Основна
	300x125	5А	4	Камерна	Гумовий	Без рисунка	90,0	4910 (500)	0,343 (3,5)	2,7	Носова
Ми-4	700x250	6А	10	Камерна	Гумовий	Поздовжні канавки	354,5	29140 (2970)	0,392 (4,0)	16,6	Основна
	400x150	5А	4	Камерна	Гумовий	Без рисунка	114,0	6920 (705)	0,392 (4,0)	4,49	Носова
Ми-6	1325x480	1А	18	Камерна	Гумовий	Шашки	633,0	165300 (16850)	0,687 (7,0)	85,2	Основна
	720x310	5А	14	Камерна	Гумовий	Шашки	246,2	50520 (5150)	0,589 (6,0)	21,1	Носова
Ми-8 і модифікації	865x280	1А	14	Камерна	Гумовий	Поздовжні канавки	429,0	50180 (5115)	0,638 (6,5)	28,7	Основна
	595x185	14А	4	Камерна	Гумовий	Поздовжні канавки	278,5	18790 (1915)	0,441 (4,5)	9,2	Носова
Ми-10	1230x260	9	14	Камерна	Гумовий	Без рисунка	729,0	81420 (8300)	0,638 (6,5)	48,0	Основна
	950x250	6	8	Камерна	Гумовий	Без рисунка	532,0	31390 (3200)	0,461 (4,7)	20,0	Носова
Ми-10К	950x350	11А	10	Камерна	Гумовий	Шашки	449,5	66710 (6800)	0,589 (6,0)	34,5	Основна
	595x185	14А	4	Камерна	Гумовий	Поздовжні канавки	278,5	13790 (1915)	0,441 (4,5)	9,2	Носова
Ми-26	1120x450	3А	18	Камерна	Гумовий	Поздовжні канавки	479,0	106930 (10900)	0,589 (6,0)	69,0	Основна

Закінчення табл. 5.2

Тип вертольота	Шина				Протектор		Посадковий діаметр, мм	Стоянкове навантаження Н, кгс	Робочий тиск без навантаження, МПа (кгс/см^2), граничне відхилення +0,049 (+0,5)	Маса шини, кг	Призначення
	Позначення	Модель	Норма шарувато-сті	Виконання	Виконання	Тип рисунка					
Ми-24 і модифікації	720х320	3А	14	Камерна	Гумовий	Поздовжні канавки	246,2	48070 (4900)	0,540 (5,5)	211	Основна
	480х200	14А	8	Камерна	Гумовий	Поздовжні канавки	151,1	15990 (1630)	0,392 (4,0)	6,5	Носова
Розробник: ТОВ «Камов»											
Ка-26	595х185	14А	4	Камерна	Гумовий	Поздовжні канавки	278,5	11090 (I3O)	0,245 (2,5)	9,2	Основна
	300х125	5А	4	Камерна	Гумовий	Без рисунка	90,0	5490 (560)	0,343 (3,5)	2,7	Носова
Ка-32	600х180	16А	10	Камерна	Гумовий	Поздовжні канавки	278,5	38550 (3930)	0,981-0,049 (10,0-0,5)	11,2	Основна
	400х150	7А	8	Камерна	Гумовий	Без рисунка	114,0	16190 (1650)	0,785-0,049 (8,0-0,5)	4,79	Носова
	620х180	3А	14	Камерна	Армований кордом	Поздовжні канавки	304,0	43150 (4400)	1,079 (11,0)	14,5	Основна
	480х200	14А	8	Камерна	Гумовий	Поздовжні канавки	151,1	20600 (2100)	0,589 (6,0)	6,5	Носова
Розробник: АТВТ «ОКБ СУХОГО»											
СУ-26М	400х150	ВА	4	Камерна	Гумовий	Поздовжні канавки	114,0	4410 (450)	0,294 (3,0)	4,49	Основна
СУ-29, СУ-31	400х150	8А	4	Камерна	Гумовий	Поздовжні канавки	114,0	5100 (520)	0,343 (3,5)	4,49	Основна

Вплив температури. Шини коліс шасі можуть піддаватися впливам високих температур через їх близькість до вихлопної труби двигуна і близькість шасі у прибраному положенні до двигуна, а також унаслідок аеродинамічного нагрівання обшивки літака. Усі шини зазнають підвищених температур при застосуванні гальм.

Такі ситуації виникають у випадках коротких посадкових дистанцій, малого проміжку часу між послідовними посадками, збільшеного часу руління через завантаженість аеродрому.

Однією з причин підвищення температури шини є опір котінню, який збільшується зі швидкістю літака. У процесі котіння шини відбувається робота, що перетворюється на тепло всередині шини. Таким чином, збільшення опору котінню є причиною збільшення температури при досягненні критичної швидкості.

Пік температури шини зазвичай має місце під час перерваного зльоту (ПРЗ) літака з максимальною масою. Щоб запобігти вибуху шини від підвищеної температури, у колесах встановлюють плавкі пробки. Матеріал цих пробок при температурі близько 200 ^{o}C розплавляється, і шина стравлюється.

Після такого випадку шину, колесо й гальмо зазвичай знімають і ретельно обстежують.

Гідропланерування шини. Коли шина котиться по мокрій смузі, існує взаємозв'язок між поступальною швидкістю, внутрішнім тиском і підйомом шини над плівкою води, тобто шина гідропланерує, оскільки формується гідравлічний клин, який піднімає передню частину шини, і в зоні контакту утворюється похила поверхня. Піднімальна сила, що діє на шину, дорівнює зміні стиску води під шиною, яка залежить від глибини шару води, рисунка протектора й поступальної швидкості шини. Дуже приблизна формула, яку багато років застосовують для визначення мінімальної швидкості гідропланерування, км/год є такою:

$$\mathbf{V_{гп} = 63\sqrt{p_o}}, \qquad (5.10)$$

де $\mathbf{p_o}$ – внутрішній тиск у шині, кг/см^2.

Необхідно зазначити, що деякі випробування показують, що швидкість гідропланерування в 1,5 раза більша, ніж швидкість гідропланерування, визначена за формулою.

Щоб зменшити гідропланерування, протектор шини модифікують таким чином, щоб він видаляв воду із зони контакту.

Кращим вирішенням є нанесення канавок на поверхню злітної смуги й використання сучасних антиюзових систем, які постійно контролюють коефіцієнт тертя й тим самим мінімізують можливість проковзування.

У процесі тривалого проковзування тепло, що генерується загальмованою шиною, перетворює воду на пару, яка може мати досить високу температуру й розплавляти поверхневий гумовий шар. У будь-якому разі шина ефективно планерує по поверхні на паровій подушці, залишаючи характерну білу смугу на злітно-посадковій смузі. Розплавлена гума проникає в пори поверхні злітної смуги, роблячи смугу зовсім гладкою, створюючи цим проблеми в майбутньому.

5.2.4. Гальмівні пристрої в авіаційних колесах

Призначення гальм. Гальма мають забезпечувати зупинку літака в межах заданої дистанції, робити це плавно й однаково протягом усього терміну експлуатації, а також зупиняти літак в умовах перерваного зльоту.

Гальма використовують, щоб керувати рухом шляхом диференціального гальмування, утримувати літак на місці під час стоянки й випробовування двигунів, а також керувати швидкістю під час руління.

Вимоги до гальм зумовлено нормативними документами: ARP 1493, BCAR – розд. 4, 5, MIL-W-5013, TSO-C26 (США).

Матеріали з проєктування антиюзової автоматики викладено в документах AIR 804 і 1739, ARP 107A, AS 483A, а також MIL-B-8075, CS-25, FAR-25 [3]. Ці документи також нормують методи розрахунку характеристик гальма і, зокрема, його енергоємності.

Основні вимоги, зумовлені цими документами, можна подати в такому вигляді:

1. Одночасний та однаковий за силою вплив гальм обох коліс (інакше літак буде повертатися).

2. Плавність дії гальм, тобто поступове зростання сили тертя.

3. Швидке увімкнення й вимкнення гальм (повне гальмування має відбуватися приблизно через 2 с, а повне розгальмовування – через 1,5 с).

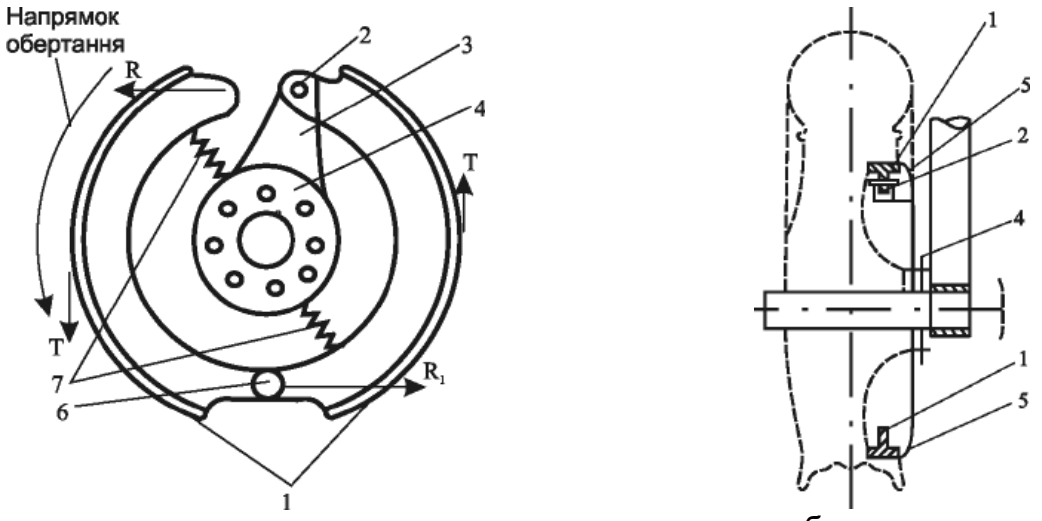
4. Можливість гальмування кожного основного колеса окремо.

5. Чистота поверхонь гальм.

6. Мінімальне зношення тертьових поверхонь.

Гальма літакових коліс роблять колодковими, камерними й дисковими. Основною частиною колодкового гальма є дві (або кілька) колодки (рис. 5.8). Колодки, які зазвичай мають тавровий переріз, відливають з легкого сплаву. Зовнішні поверхні колодок, що стикаються з гальмовою сорочкою, що обертається разом з колесом, облицьовують тканиною феродо (з азбесту й мідних дротів) або фередопластмасою – матеріалом, що має високий коефіцієнт тертя.

Одну з колодок (праву на рис. 5.8) закріплено анкерним болтом (шарніром) до кронштейна 3 (або чашки), який через гальмовий фланець 4, з'єднано з віссю колеса. Вісь колеса нерухомо з'єднано зі стояком. Причіпну (ліву на рис. 5.8) колодку шарнірно закріплено на правій колодці. Та дією різного роду передач на вільному кінці причіпної лівої колодки під час гальмування виникає сила **R**, яка й створює гальмівний момент.



а *б*

Рис. 5.8. Колодкове гальмо (вигляд збоку) (*а*) і вигляд у розрізі (*б*):
1 – колодки; 2 – анкерний болт; 3 – кронштейн; 4 – фланець; 5 – чашка ;
6 – шарнір; 7 – пружини

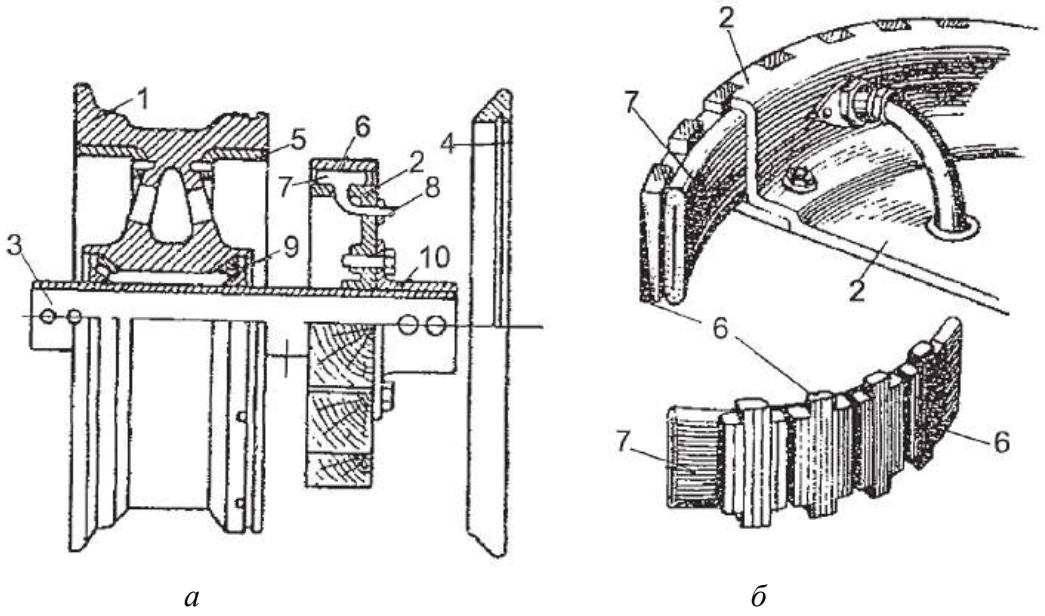
Після розгальмовування (усунення розпору) відтягає колодку від колеса пружина. Під впливом розпирання колодка притискається до гальмової сорочки, що обертається з колесом, виникають сили тертя, що гальмують колесо. На рис. 5.8 зображено сили тертя **T**, що діють на колодки. На основну колодку діє сила $\mathbf{R_1}$, що виникає внаслідок тертя причіпної колодки об гальмову сорочку і є значно більшою від сили **R**.

Моменти сил **T** відносно шарніра й анкерного болта притискають колодки до гальмової сорочки, від чого збільшується гальмування.

Розпір колодкових гальм здійснюється за допомогою механічної, гідравлічної, пневматичної, а останнім часом і електричної передач.

Колодкові гальма створюють великий гальмівний момент, але характеризуються нерівномірним зношенням фередо й потребують точної концентричності колодки й гальмової сорочки.

Схему колеса з двобічним камерним гальмом зображено на рис. 5.9.



а *б*

Рис. 5.9. Схема колеса з двобічним камерним гальмом (*а*) і колодки гальм (*б*): 1 – обід колеса; 2 – гальмовий диск; 3 – вісь; 4 – знімна реборда; 5 – гальмова сорочка; 6 – гальмові колодки; 7 – гумова камера; 8 – вентиль; 9 – роликовий підшипник; 10 – гальмовий фланець

Обід колеса з маточиною обертається на роликових підшипниках навколо на осі (півосі). Пневматик змонтовано на ободі за допомогою знімної реборди. В обід впресовано сталеві гальмові сорочки. Між гальмовими колодками і гальмовим диском, на якому їх розташовано, прокладено гумову камеру (рис. 5.9, *б*). Диск з'єднано болтами з гальмовим фланцем, нерухомо закріпленим на осі. На рис. 5.9, *б* диск з колодками умовно винесено з колеса, насправді ж колодки й сорочка є концентричними. Колодки являють собою пластини із тканини ферродо, зв'язані між собою пружинками (див. рис. 5.9, *б*) і з'єднані з диском за допомогою зубів таким чином, що вони не можуть провертатися відносно нього. Коли тиск подається в камеру, колодки переміщаються в радіальному напрямку й притискаються до сорочки, гальмуючи обертання колеса. Пружинки забезпечують розгальмовування колеса, тобто відведення колодок від сорочки.

Камерні гальма характеризуються простотою виготовлення й експлуатації, малою масою й плавною роботою без заклинювання.

До недоліків камерних гальм належать їх сповільнена дія, велика витрата повітря й утрата камерою пружних властивостей при низьких температурах.

Дискові гальма (рис. 5.10) діють за принципом фрикційної пластинчастої муфти зчеплення. На корпусах колеса й барабана закріплено гальмові обертові й нерухомі диски.

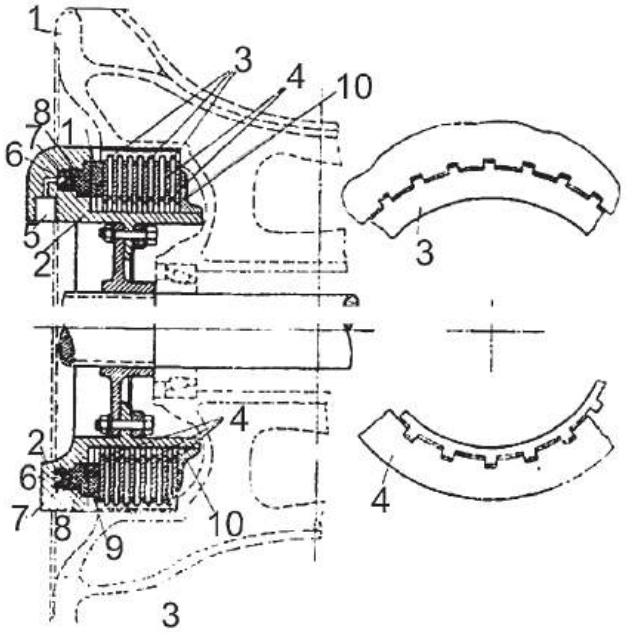


Рис. 5.10. Дискові гальма: 1 – корпус колеса; 2 – корпус барабана; 3 – обертові диски; 4 – нерухомі диски; 5 – канал для рідини; 6 – кільцева порожнина; 7 – гумове кільце; 8 – кільцевий поршень; 9 – кільцевий диск; 10 – кільцева регулювальна шайба

Диски можуть переміщатися в напрямку осі колеса. Рідина через спеціальний канал, у якому поміщено ніпель, надходить у кільцеву порожнину, давить на гумове кільце, кільцевий поршень, кільцевий диск і торцеві диски, притискаючи обертові диски до нерухомого протилежного боку диска регулювальної шайби. Коли тиск усунено, поршень повертається у початкове положення.

Дискові гальма є компактними (рис. 5.11), створюють великий гальмівний момент, працюють плавно, без заклинювання, і не потребують точної концентричності колеса й барабана.

Недоліком дискових гальм є погане відведення тепла, що при безперервному гальмуванні призводить до перегрівання й навіть зварювання сусідніх дисків і виходу гальма з ладу. Крім того, вони важчі за колодкові й камерні.

Матеріали для виготовлення гальм. До 1963 р. більшість теплопоглиначів гальм виготовляють зі сталі. Для літака Lockhed C-5A було вибрано берилій з метою зменшення маси 24 гальм, установлених на цьому літаку, на 1600 фунтів. Цей матеріал також використовується на інших літаках, таких, як Lockhed S-5A і Grumman F-14. Для виробництва літаків C-5B і Boeing-757 використовується вуглець.

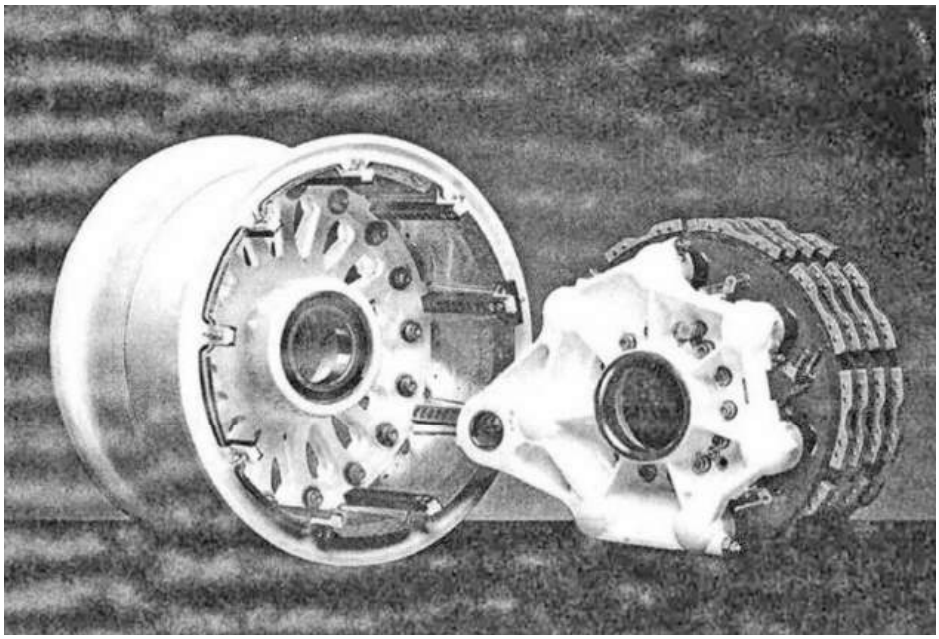


Рис. 5.11. Дискове гальмо й барабан гальмового колеса

У 1986 р. на літаку С-5В заміна берилієвих гальм на вуглецеві дала економію маси 400 фунтів на літак, завдяки чому покращилися його характеристики.

Крім того, час ремонту вуглецевих гальм на 37 % менший, ніж берилієвих.

Характеристики теплопоглинальних матеріалів, із яких виготовляють гальма, наведено в табл. 5.3.

Таблиця 5.3

Порівняльна характеристика теплопоглинальних матеріалів

Властивості	Вуглець	Берилій	Сталь	Характеристика
Густина, фунт/дюйм^3	0,061	0,066	2,283	Висока
Теплоємність при температурі 500 °F, (Btu/фунт) F°	0,310	0,56	0,130	Висока
Теплопровідність при температурі 500 °F	100	75	24	Висока
Термічне розширення при температурі 500 ·l0^6°F, дюйм/дюйм/°F	1,500	6,400	8,400	Низьке
Коефіцієнт опору термічному удару, ×10^5	141	2,700	5,500	Високий
Гранична температура, °F	4000	1700	2100	Висока

Як видно, властивості вуглецю дають можливість застосовувати

його як теплопоглинач. Завдяки високій теплоємності вуглецю знижується маса гальма, а висока теплопровідність забезпечує більш швидкий теплообмін через однорідний диск.

Однак є ще багато факторів, які потребують серйозного аналізу. Так, наприклад, застосування берилію істотно збільшує токсичність гальм. Це потребує спеціальних заходів для запобігання утворенню токсичного пилу внаслідок тертя берилію по будь-якому іншому матеріалу.

Іншим аспектом є порівняння міцнісних властивостей вуглецю й берилію при високих температурах. На рис. 5.12 показано графіки залежності міцнісних характеристик матеріалів гальм від температури. З цього рисунка видно, що при збільшенні температури міцність вуглецю не змінюється. Порівняно зі сталевим берилієвий і вуглецевий теплопоглиначі потребують більших об'ємів гальм, що іноді створює конструкторські проблеми.

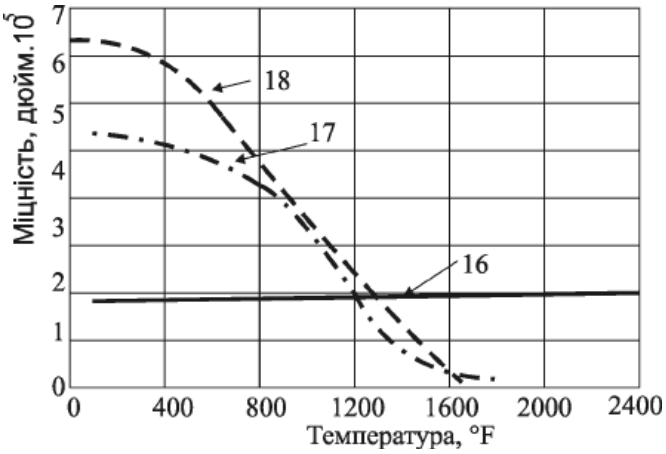


Рис. 5.12. Змінення міцності матеріалу гальм залежно від температури: 1 – композиційний вуглець; 2 – сталь (17-22 AS); 3 – берилій (для гальм)

Для ілюстрації деяких аспектів економіки 1971 року було проведено оцінювання, яке показало, що застосування на літаку Conkord вуглецевих гальм дало можливість виконати 3000 посадок (для сталевих дисків 500–600 посадок) до повного зношення гальма й заощадити 1200 фунтів маси, що еквівалентно близько 5 % трансатлантичного корисного навантаження.

Температурний фактор у гальмах авіаційних коліс. Останніми роками причиною багатьох проблем під час експлуатації літаків є перегрів гальм. Військові й комерційні літаки проєктують для умов малого часу між послідовними посадками, малих посадкових дистанцій і в багатьох випадках малих дистанцій для зупинки.

Малий час між послідовними посадками й малий час польоту призводять до зменшення часу охолодження гальма між гальмуваннями, а коротка посадкова дистанція – часто до швидкого зношення гальм.

Іноді гальма використовуються в той час, коли вони є ще досить гарячими, через що зменшується кінетична енергія, яку може поглинути гальмо.

Існує два шляхи вирішення проблеми: усебічне аналізування очікуваної інтенсивності застосування гальм; установлення пристрою охолодження гальма.

З 1960 року в авіаційних колесах почали встановлювати вентилятори охолодження гальм на літаках, призначених для коротких дистанцій. Тоді застосовувалися електричні вентилятори, крильчатка яких втягує повітря ззовні колеса й спрямовує його крізь отвори в маточині колеса в проміжок між гальмом і внутрішньою частиною колеса (рис. 5.13). Вентилятор здатний “прогнати” 260 фут^3/хв повітря через колесо при статистичного тиску 0,16 дюймів водяного стовпа.

На сучасних літаках фірми «Данлон» застосовується аналогічна система (рис. 5.14).

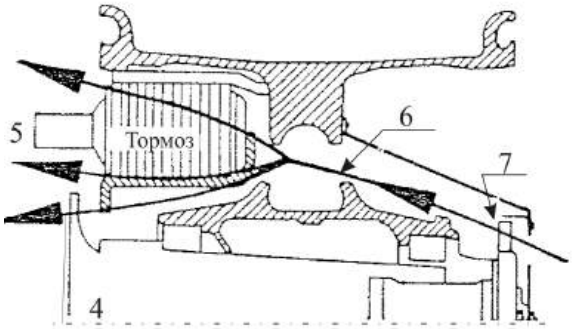


Рис. 5.13. Охолодження гальм у колесах літака Boeing-727 (січень 1965 р.): 4 − осьова лінія колеса; 5 − гальмо; 6 − потік повітря; 7 − крильчатка

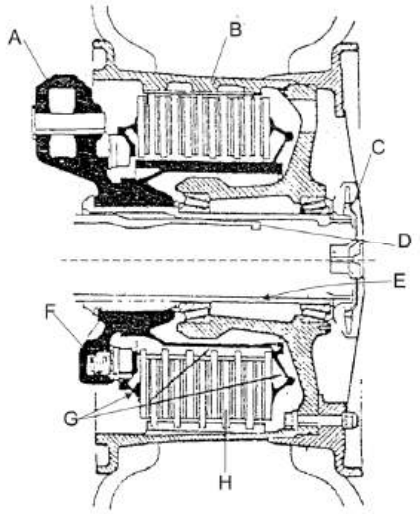


Рис. 5.14. Загальне компонування колеса і схема охолодження гальма літака Conkord

На рис. 5.14 позначено: **A** – корпус гальма (вузол, що передає крутний момент), загальний для всіх типів гальм; **B** – колесо, придатне для всіх типів гальм та осей; **C** – вентилятор (не обов'язково); **Д** – телескопічна вісь; **E** – фіксована вісь; **F** – інтегральний регулятор циліндр/поршень із можливістю змінення довжини головки поршня залежно від товщини пакета теплопоглинача; **G** – труба, що сприймає крутний момент, натискний та опорний диски, загальні для всіх типів гальм; **H** – пакет теплопоглинача (варіанти: сталь, берилій, вуглець).

Цю систему називають системою з примусовою конвекцією. Вентилятор, що застосовується в ній, продуває повітря в напрямку до теплопоглинача. Таку систему встановлено на літаках VC-10, «Трайдепт», Bael-11 і «Комета».

Результати аналізу примусового охолодження гальм літака Conkord за допомогою спеціального вентилятора подано на рис. 5.15.

Якщо врахувати, що гальма при нормальних умовах експлуатації працюють у температурному діапазоні 400…500 °С (750…930 °F) і разово можуть забезпечувати адекватне гальмування аж до температури 1100 °С (2000 °F) при перерваному зльоті, то стає очевидним, наскільки ефективним є примусове охолодження колеса.

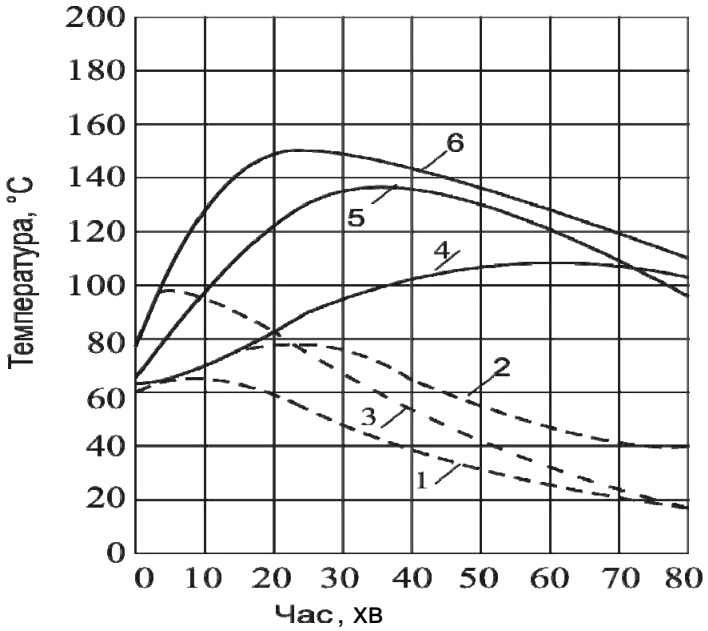


Рис. 5.15. Змінення температури в колесі шасі літака Conkord у процесі примусового охолодження: —— - природне охолодження; ---- – охолодження за допомогою вентилятора; 6 – гальмова рідина; 7 – борт шини; 8 – плавка пробка; 9 – бор шини; 10 – гальмова рідина; 11 – плавка пробка

5.3. Гальмування літака на пробігу за допомогою опорних елементів

Після посадки літака на ЗПС його можна зупинити за допомогою одного або кількох засобів гальмування: гальмівних коліс, аеродинамічного опіру, негативної тяги повітряних гвинтів, реверсу тяги ТРД, а також парашутів, що захоплюють пристрої і бар'єри.

Розглянемо гальмування транспортних літаків на пробігу за допомогою гальмівних коліс.

5.3.1. Моделювання процесу гальмування

Гальмо призначено для забезпечення зупинки літака при його максимальній масі на сухій поверхні. Унаслідок цього літак має надлишковий гальмівний момент у таких випадках:

– літак має знижену масу або він розвантажений піднімальною силою;

– поверхня смуги зволожена, покрита льодом або снігом.

Літаки оснащено регулятором гальмування, який у кожний момент часу автоматично встановлює таку величину гальмівного моменту, при якій сила гальмування є максимальною за певних умов.

Літак котиться по смузі зі швидкістю $\mathbf{V_a}$ доти, доки не почнеться гальмування. Колесо цього літака обертається з кутовою швидкістю

$$\Omega_a = \frac{V_a}{R}, \tag{5.11}$$

де **R** – радіус котіння колеса.

Як тільки починається гальмування, кутова швидкість колеса Ω змінюється (при цьому $\Omega < \Omega_a$) і відповідає лінійній швидкості $\mathbf{V = R\Omega}$.

Ковзання визначається таким відношенням:

$$g = \frac{\Omega_a - \Omega}{\Omega_a} = \frac{V_a - V}{V_a}. \tag{5.12}$$

Якщо колесо не загальмоване ($\mathbf{V = V_a}$), то $\mathbf{g = 0}$.

Якщо колесо заблоковане ($\mathbf{V = 0}$), то $\mathbf{g = 1}$.

Коли до колеса, навантаженого вертикальною силою **P**, прикладається гальмівний момент **C**, то виникає тангенціальне зусилля **F** – сила зчеплення. У цьому випадку коефіцієнт зчеплення визначається відношенням

$$\mu = \frac{F}{P}. \tag{5.13}$$

Добре відомо, що коефіцієнт $\boldsymbol{\mu}$ залежить від стану смуги, тиску в шині, швидкості літального апарата тощо. Крім того, цей коефіцієнт залежить від ковзання **g**. Справді, якщо всі інші умови є однаковими (тиск у шині, швидкість літака, стан ґрунту – постійні фактори), то графік функціональної залежності μ від **g** має вигляд, який зображено на рис. 5.16, *а*.

Незалежно від значення інших параметрів зазвичай максимум μ_{max} при значенні ковзання g_{max} = 5…30 %.

Значення g_{max} не є сталим і фактично залежить від кутової швидкості, стану поверхні смуги (сухий ґрунт, вологий, покритий льодом тощо) і покриття смуги (бетон, асфальт тощо).

З рис. 5.16, *б* видно, що на початку процесу гальмування коефіцієнт μ збільшується, а потім набуває свого максимального значення μ_a. З подальшим збільшенням швидкості проковзування коефіцієнт тертя зменшується доти, доки колесо не буде повністю затиснено гальмом. У стані, що відповідає μ_a, колесо є нестійким, тому що при гальмівному моменті, необхідному для досягнення μ_a, будь-яке незначне збурення зменшує швидкість обертання колеса й призводить до його повного стопоріння. Те ж саме відбувається, коли гальмівний момент є більшим за величину, потрібну для одержання μ_a. Умови для досягнення μ_a називають початковими умовами гальмування.

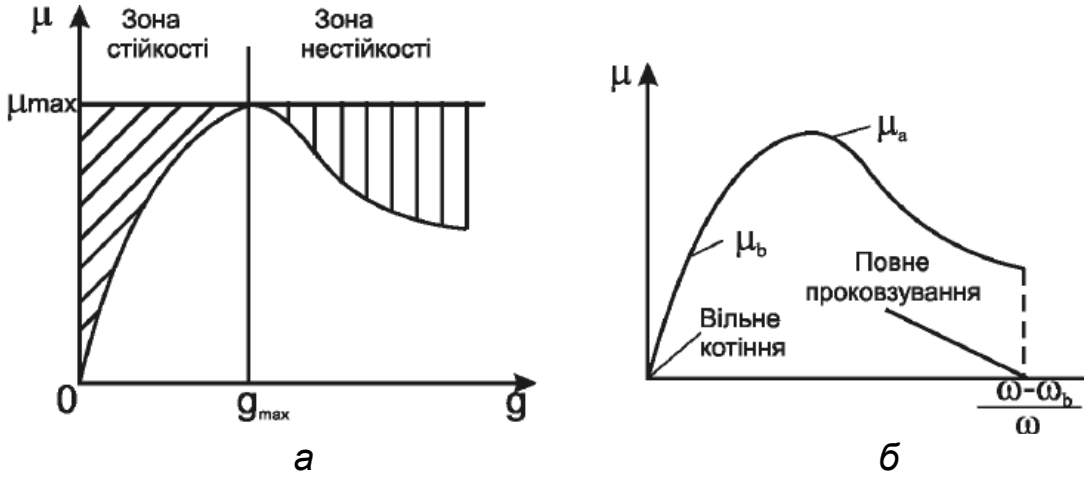


Рис. 5.16. Залежність коефіцієнта μ від ковзання (*а*) і кутової швидкості проковзування (*б*): ω – кутова швидкість колеса при вільному котінні; ω_b – кутова швидкість загальмованого колеса

У випадку, коли під час гальмування колесами величина коефіцієнта тертя дорівнює μ_a протягом усього пробігу, літак гальмується найбільш ефективно. Насправді через недоліки наявної методики гальмування або недостатню потужність гальмівної системи коефіцієнт тертя є меншим за μ_a (дорівнює μ_b) (див. рис. 5.16, *б*). У випадку, коли пілот сам регулює тиск у гальмівній системі (рис. 5.17), значення μ_b є значно меншими й становлять лише 30...50 % від μ_a.

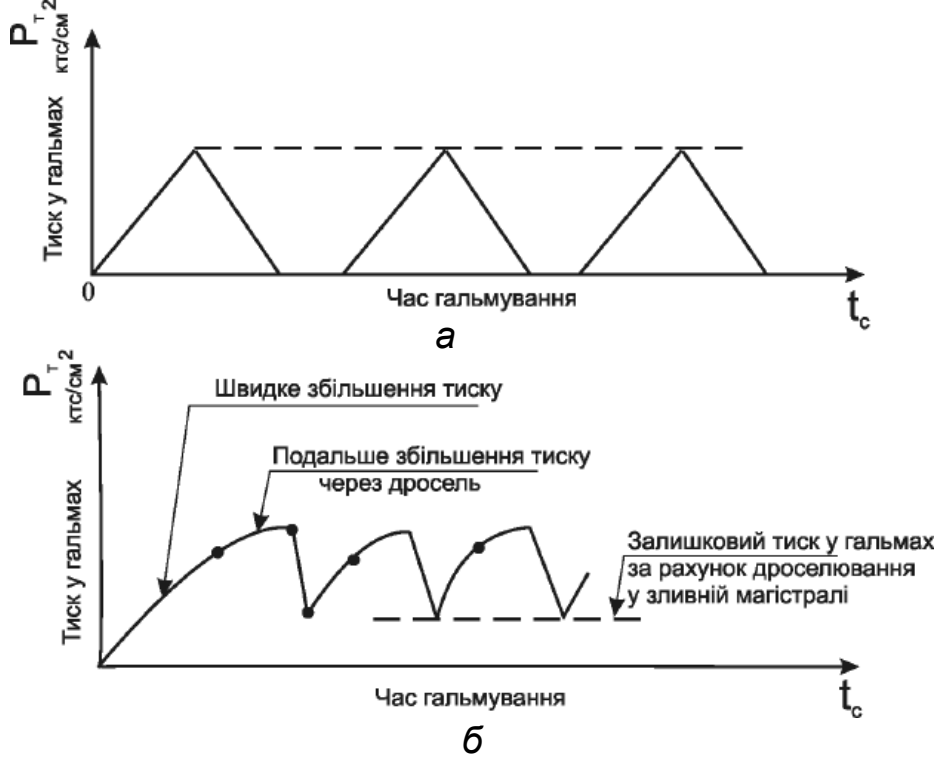


Рис. 5.17. Залежність величини коефіцієнта μ від змінення тиску в гальмах: *а* – μ_b = 0,22…0,25; *б* – μ_a = 0,3…0,35

У випадку, коли тиск у гальмівній системі регулюється автоматом розгальмовування, коефіцієнт тертя становить 60…80 % від μ_a і залежить від стану поверхні ЗПС і схеми автомата розгальмовування (рис. 5.18).

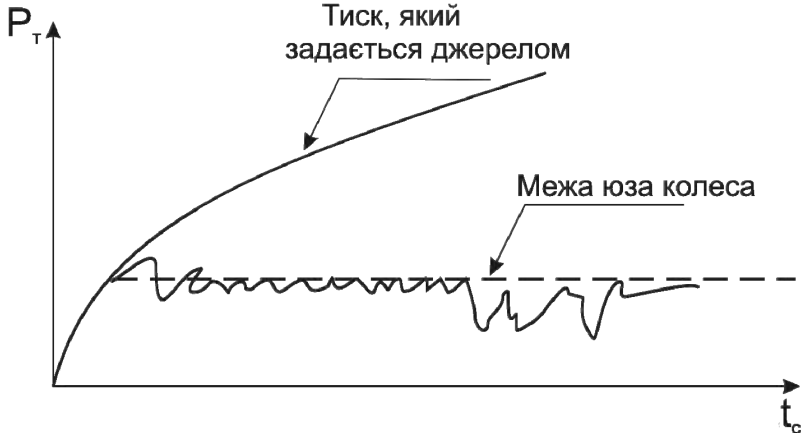


Рис. 5.18. Змінення тиску в гальмах за наявності в системі автомата розгальмовування (μ_b = 0,35…0,45)

При такій моделі гальмування величина реалізованого коефіцієнта тертя μ_b може становити 0,35…0,45.

5.3.2. Вплив стану ЗПС на величину коефіцієнта тертя

Як видно з рис. 5.17 і 5.18, абсолютна величина коефіцієнта тертя, а також закони його змінення мають велике значення в процесах гальмування літака за допомогою коліс основних опор.

Раніше більшу частину даних, що стосуються тертя, визначали для повністю загальмованих або затиснутих коліс. Дані про повністю загальмоване колесо можна отримати в тому випадку, коли кінетична енергія, що поглинається колесом, є невеликою, тому що тільки в цьому випадку колесо не зазнає серйозних пошкоджень. Однак для літака, що має на пробігу значну кінетичну енергію, яка перевищує нормовану для гальмівних коліс величину, гальмування із затиснутим колесом призведе до несприятливого результату. Без сумніву, зношення пневматика залежить від швидкості проковзування − чим менше проковзування, тим менше зношення колеса.

Пневматик колеса зношується значно менше, якщо колесо працює на початковій стадії проковзування, коли, як відомо, коефіцієнт тертя пневматика об поверхню ЗПС є максимальним, що забезпечує найбільш ефективне гальмування. З цієї причини, а також через наявність систем розгальмовування коліс, що дає можливість їм працювати в зоні початку проковзування, максимальне значення коефіцієнта тертя μ_a становить зараз набагато більший інтерес, ніж величини

коефіцієнтів тертя для затиснутого колеса.

У NACA було отримано величини коефіцієнта тертя μ_a для ЗПС з різних матеріалів і з різними покриттями під час випробування літака масою 50000 фунтів, що має шасі із пневматиками діаметром 48 дюймів і з тиском 65 фунтів/дюйм^2 (табл. 5.4).

Як видно, середнє значення μ_a становить 0,78…0,81 для сухої поверхні ЗПС, 0,36…0,8 для вологої поверхні (залежно від кількості вологи), 0,24…0,35 для засніженої смуги (за різних умов) і 0,18 для сухого льоду при температурі 19…32 ^{o}F.

Таблиця 5.4

Середні значення максимального коефіцієнта тертя

Поверхня смуги	μ_a	Діапазон швидкостей (вузли)
Бетон на основі портландцементу (р.с.з.)	0,77	46…88
Асфальтобетон (в.с.)	0,81	49…108
Чвертьдюймовий шар м'якого вологого снігу, який щойно випав, на зледенілій поверхні смуги	0,28	20…60
¼–½-дюймовий шар снігу, який щойно випав, на бетонному покритті. Сніг ущільнений снігоочисником	0,35	17…27
5–6-дюймовий шар м'якого сухого снігу, який щойно випав, на бетонній смузі, місцями зледенілій	0,35	11…65
1–4-дюймовий шар дрібного вологого снігу на зледенілій поверхні смуги, покритій шаром ущільненого снігу	0,24	39…115
5-дюймовий шар волого злежалого снігу, що залишився на морозі після прибирання 7-дюймового шару снігу снігоочисником	0,26	11…90
1–3-дюймовий шар сухого м'якого снігу, який щойно випав, поверх 5-дюймового шару снігу, що залишився після прибирання снігоочисником	0,28	32…86
Тонкий шар снігу, що залишився після прибирання снігоочисником, на зледенілій поверхні смуги	0,18	17 – 78
Волога смуга		
Вологий бетон на основі портландцементу	0,36 0,42 0,43	53…94 44…109 33…93
Асфальтобетон під час сильного дощу	0,90	61…103
Асфальтобетон під час слабкого дощу	0,53	48…98
Асфальтобетон під час слабкого дощу із калюжами, що залишилися від попереднього дощу	0,8	69…91

5.3.3. Будова систем гальмування серійних літаків та їх ефективність

Гальмівні системи сучасних літаків призначено для змінення тиску в гальмах таким чином, щоб забезпечити, з одного боку, максимальну ефективність гальмування при будь-якому стані ЗПС, а з іншого − мінімальне зношення шин коліс. Гальмівні системи являють собою сукупність різних функціональних пристроїв (механічних, гідравлічних, електричних та електронних) і мають зв'язок з іншими системами літака для покращання гальмування й забезпечення інформативності щодо їх стану. Так, наприклад, випускання інтерцепторів за сигналом розкручування коліс не тільки збільшує загальний опір літака на ранній стадії пробігу, але й підвищує ефективність гальмування коліс унаслідок зривання піднімальної сили й збільшення навантаження на колеса.

У сучасному літакобудуванні розрізняють три основні типи автоматичних систем гальмування:

– електродистанційні релейні типу "так − ні";

– системи (гідромеханічні) прямої дії типу "максарет";

– електродистанційні системи типу "спостереження за проковзуванням колеса".

До першого, найпростішого типу належать системи, установлені на літаках Ан-24, Ан-12, Ан-22 і багатьох інших. Принципову схему системи гальмування літака АН-24 зображено на рис. 5.19.

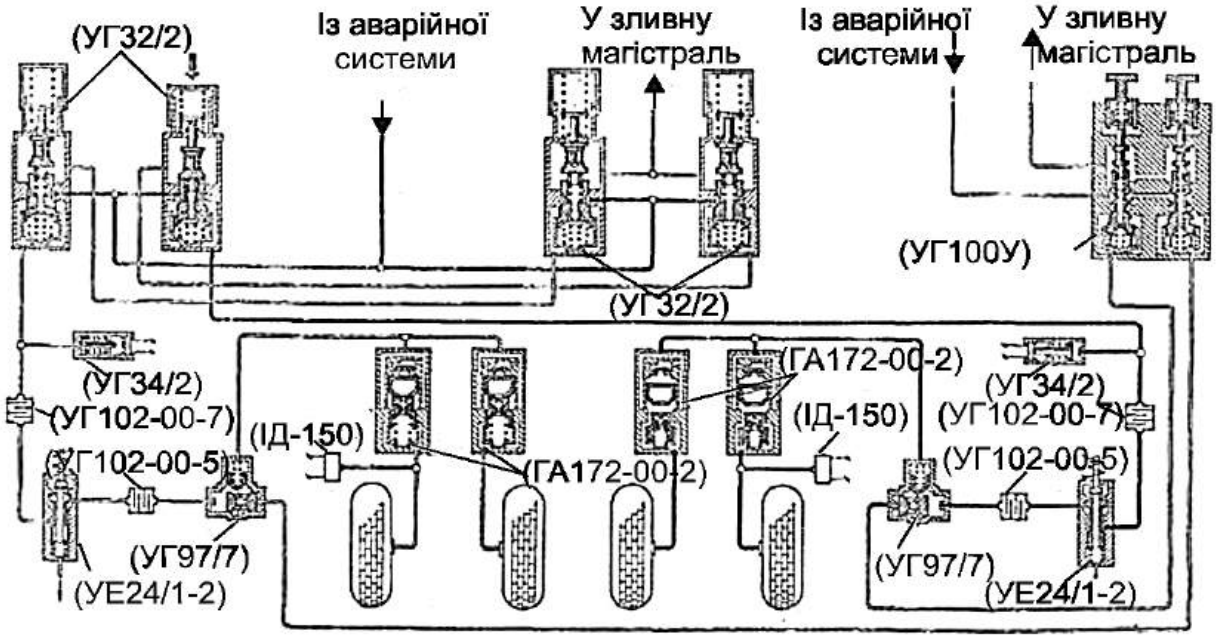


Рис. 5.19. Принципова схема системи гальмування Ан-24

На літаках передбачено гальмування коліс основних стояків шасі як від основної, так і від аварійної гідросистем. Нормальне гальмування від основної системи відбувається після натискання педалей, розташованих біля лівого або правого льотчика. Гальмування від аварійної системи відбувається після натискання рукояток аварійного гальмування, розташованих на центральному пульті. Під час нормального й аварійного гальмування відбувається як спільне, так і окреме гальмування коліс правої й лівої опор шасі.

У системі нормального гальмування передбачено пристрій для автоматичного скидання тиску в гальмах у випадку, коли виникає юз коліс.

Тривале (стоянкове) гальмування здійснюють шляхом фіксування педалей лівого льотчика в частково натиснутому положенні за допомогою затвора.

Для підвищення надійності системи гальм подавання рідини від клапанів нормального й аварійного гальмування виконано по окремих трубопроводах аж до човникових клапанів, установлених у відсіках головних опор стояків шасі.

Система нормального гальмування живиться від гідроакумулятора й складається із чотирьох редукційних клапанів УГ32/2 і УГ32/2, розташованих по два біля кожного льотчика, двох електрокранів УЕ24/І-2 автомата гальмування, двох електрогідравлічних вимикачів УГ34/2, двох дроселів УГ102-00-7, двох дроселів УГ102-00-5, двох човникових клапанів УГ97, чотирьох дозаторів ГАІ72-00-2, двох датчиків ІД-150, дистанційного манометра 2ДІМ-150 і трубопроводів.

Редукційні клапани керування гальмуванням від педалей, розташованих біля лівого льотчика, під'єднано до електричної схеми системи гальмування послідовно після відповідних клапанів, розташованих біля правого льотчика.

Магістралі гальмування коліс лівої й правої опор стояків виконано однаково. Обидві магістралі починаються від редукційних клапанів УГ92/2 біля лівого льотчика, їх прокладено під підлогою зліва від площини симетрії літака, а далі по лівому борту до гермовиводів у центроплані. Потім магістралі розходяться по задньому лонжерону крила до гондол двигунів. У відсіку шасі змонтовано агрегати УГ34/2, УГ102-00-7, УЕ24/1-2, УГ102-00-5 і човниковий клапан УГ97/7, за допомогою якого до магістралі нормального гальмування під'єднується магістраль аварійного гальмування. Від трійника, вкрученого в човниковий клапан, тиск гальмування підводиться до датчика ІД-150 манометра гальм і двох дозаторів ГА172-00-2. Потім по двох роздільних трубопроводах на амортизаційному стояку тиск підводиться до гальм

внутрішнього й зовнішнього коліс. Дозатори ГА172-00-2 захищають гальмівну систему від втрати тиску, якщо з ладу виходить будь-який із трубопроводів на амортизаційному стояку.

Редукційні клапани УГ92/2 основної системи гальмування регулюються так, щоб при натисканні педалей до упору тиск у гальмах становив (95±5) кг/см^2. Регулювання редукційних клапанів, розташованих біля правого й лівого льотчиків, однакове. Закладення фіксації педалей, розташованих біля лівого льотчика регулюється так, щоб величина тиску під час стоянкового гальмування становила 55…65 кг/см^2.

Підімкнення системи гальм до акумулятора 24-5636-0 безпосередньо забезпечує роботу гальм навіть у випадку втрати тиску в загальній гідросистемі. Витрата рідини з цього акумулятора в загальну систему можлива при зниженні тиску в ній до 117 кг/см^2. При подальшому зниженні тиску в загальній системі перепускний клапан 24-5619М-0 перекриває лінію розрядження акумулятора в загальну систему, і рідина з акумулятора може використовуватися тільки для гальмування й аварійного флюгерування гвинтів і зупинки двигунів. Кількість рідини в акумуляторі 24-5636-0 при тиску 117 кг/см^2 є достатньою для виконання 10–12 гальмувань коліс обох стояків.

Від роботи системи гальмування залежить швидкодія всієї системи: час загальмовування коліс від початку натискання педалі до одержання максимального тиску в гальмах становить не більше 1,5 с. Час розгальмовування також становить не більше 1,5 с.

Гальмування педалями, розташованими біля лівого льотчика. Тиск від акумулятора підводиться одночасно до чотирьох гальмових клапанів УГ92/2: до двох клапанів, розташованих біля лівого льотчика, і до двох − біля правого. Коли лівий льотчик натискає на ліву або праву педаль, шток відповідного редукційного клапана УГ92/2 зрушується й перекриває зворотну лінію, а потім пропускає рідину з лінії нагнітання в лінію гальмування з тиском, приблизно пропорційним до ходу педалі. Далі рідина під тиском надходить у трубопровід лінії гальмування й через агрегати УГ102-00-7, УЕ24/1-2, УГ24/1-2, ЗТ102-00-5, УГ97/7 і дозатори ГА172-00-2 потрапляє в гальмові циліндри коліс. Човникові клапани УГ97/7 системи мають положення, при якому лінії аварійної системи гальмування від'єднані від гальм. Величину тиску в гальмах контролюють за показниками двострілкового манометра 2ДІМ-150.

Коли навантаження з педалі знято, шток клапана УГЕ2/2 повертається в початкове положення. Лінія нагнітання закривається, а трубопровід, що йде до гальм, з'єднується зі зворотною лінією, і рідина з гальм коліс зливається через відповідний клапан УГ92/2, розташова-

ний біля правого льотчика по лінії зливання і далі в бак. Колеса при цьому розгальмовуються.

Слід пам'ятати, що зусилля, необхідне для натискання штока гальмового клапана УГ92/2, є приблизно пропорційним до величини ходу штока й практично не залежить від наявності тиску в лінії нагнітання.

Гальмування педалями, розташованими біля правого льотчика, здійснюється так само, як і гальмування педалями біля лівого льотчика. Однак рідина з гальмового клапана біля правого льотчика надходить у лінію гальмування через відповідний клапан біля лівого льотчика. Під час розгальмовування рідина через гальмовий клапан УГ92/2 подається безпосередньо в зливну лінію.

Стоянкове гальмування здійснює лівий льотчик, який натискає педалі, фіксує їх механізм затвором. При цьому штоки гальмових клапанів УГ92/2 будуть у частково натиснутому положенні, при якому тиск у гальмах становить 55…65 кг/см^2. За умов справної системи гальмування й заряджених гідроакумуляторів стоянкове гальмування літака становить не менше 24 год. Щоб зняти тиск стоянкового гальмування, лівий льотчик має натиснути й відпустити розташовані біля нього педалі.

При цьому затвор стоянкового гальмування звільниться і механізм гальмових педалей відкриється.

Автомат гальмування коліс (протиюзовий пристрій) призначено для запобігання юзу коліс при гальмуванні, більш інтенсивному, ніж це допускається умовами зчеплення коліс із поверхнею ЗПС, тобто умовами навантаження на колеса й стану аеродрому. Автомат гальмування входить до складу системи нормального гальмування.

Електрокрани УЕ24/1-2 у звичайному (знеструмленому) положенні вільно пропускають рідину, що подається від гальмових клапанів до гальм. Якщо подати електроживлення на крани УЕ24/1-2, то лінії гальм від гальмових клапанів перекриваються, а тиск від гальм відводиться в зливну лінію.

Щоб увімкнути автомат гальмування, необхідно вимикач “Автомат гальмування коліс" поставити в положення "Ввімкнено" і натиснути педаль на хід, при якому тиск у лінії гальмування становитиме 4…8 кг/см^2, що є достатнім для ввімкнення електрогідравлічного вимикача УГ34/2.

Якщо при подальшому натисканні на педаль у гальма подається тиск, при якому гальмівний момент є більшим за момент тертя коліс, зумовлений величиною їх зчеплення з покриттям аеродрому, то відбувається проковзування покришок і швидкість обертання коліс зменшується. Інерційний датчик УА27А, установлений на колесі, замикає

контакти кола живлення крана УЕ24/122, при цьому вмикається лампа сигналізації роботи автомата гальм. Далі тиск у гальмах зменшується, колеса розкручуються, інерційний датчик розмикає контакти, кран УЕ24/1-2 знеструмлюється і тиск подається у гальма. Якщо тиск у гальмах знову буде більшим від допустимої величини, то процес буде повторюватися доти, доки не буде забезпечено потрібне зчеплення коліс з покриттям аеродрому або не буде зменшено натискання на гальмові педалі.

Якщо тиск у гальмах не перевищує допустимої величини з умови зчеплення коліс з покриттям аеродрому, то автомат гальмування не впливає на роботу гальм, оскільки інерційні датчики регулюються так, що плавне зменшення швидкості обертання коліс унаслідок зменшення швидкості літака не призводить до спрацьовування датчиків на ввімкнення кіл живлення кранів УЕ24/1-2.

Установлені в системі гальмування дроселі УГ102-00-7 і УГ102-00-5 призначено для підтримання певного, найбільш вигідного темпу скидання й збільшення тиску в гальмах під час роботи автомата. Слід пам'ятати, що автомат гальмування запобігає виникненню юза тільки при різкому зменшенні швидкості обертання розкрученого колеса, тому на гальмові педалі натискати необхідно тільки після приземлення літака. Крім того, слід уникати, якщо можливо, надмірного натискання на гальмові педалі, оскільки це спричиняє спрацьовування автомата гальмування коліс. При зменшенні натискання частість спрацьовування цього автомата зменшується, при цьому ефективність гальмування підвищується, зменшуються динамічні навантаження на амортизаційні стояки головних опор і різко зменшується витрата рідини на гальмування. У випадку, якщо виникла підозра, що автомат гальмування несправний (не засвічується лампа сигналізації при інтенсивному натисканні на педалі на початку пробігу, коли навантаження на колеса є невеликими), або при явній неефективності гальм і тривалому світінні ламп сигналізації автомата гальмування, що свідчить про несправність інерційних датчиків, вимикач "Автомат гальмування" необхідно поставити в положення "Вимкнено" й гальмування здійснити так, як за відсутності автомата гальмування, або застосувати аварійну систему гальмування.

Система аварійного гальмування живиться від того самого акумулятора, що й система нормального гальмування, а саме 24-5636-0. У випадку відсутності тиску в акумуляторі при натисканні лівої або правої гальмової рукоятки спрацьовує мікровимикач, вмикається аварійна електропривідна помпа НС-І4 і в аварійній системі створюється тиск, який по окремому трубопроводу подається до редукційного клапана УГ100В аварійного гальмування (рис. 5.20). Після

звільнення обох рукояток аварійна помпа вимикається.

Система аварійного гальмування складається з редукційного клапана УГ100В і двох трубопроводів, прокладених від клапана УГ100У до човникових клапанів УГ97/7 під'єднання аварійної системи гальмування до гальм. Трубопроводи системи аварійного гальмування прокладено так само, як і трубопроводи системи основного гальмування: у фюзеляжі − під підлогою, потім за шпангоутом − по борту з виходом у центроплан, далі − за заднім лонжероном крила до відсіків шасі й клапанів УГ97/7. Трубопроводи системи аварійного гальмування під підлогою фюзеляжу прокладено праворуч від площини симетрії літака симетрично трасі системи основного гальмування.

Рукоятки аварійного гальмування встановлено на центральному пульті (рис. 5.20). Під час натискання рукоятки зусилля через систему важелів передається на відповідний шток гальмового клапана УГ100У, який зрушуючись, перекриває зворотну лінію й пропускає рідину з лінії нагнітання в лінію гальмування з тиском, приблизно пропорційним до ходу рукоятки, човниковий клапан УГ97/7 перемикається й пропускає рідину до гальм коліс з аварійної лінії гальмування. На початку руху рукоятки гальмування спрацьовує мікровимикач запускання аварійної помпи.

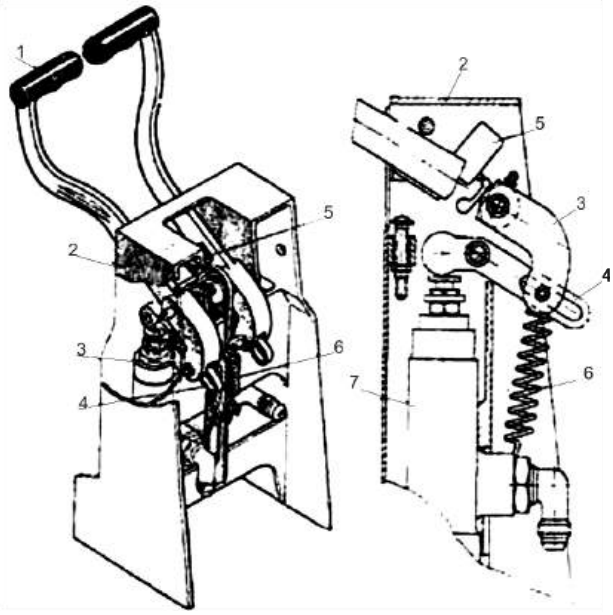


Рис. 5.20. Механізм керування редукційними клапанами УГ100У аварійного гальмування: 1 − рукоятка аварійного гальмування; 2 − кронштейн на центральному пульті; 3, 4 − важелі; 5 − мікровимикач увімкненої аварійної електроприводної помпи; 6 − зворотна пружина; 7 − редукційний клапан УГ100У

Робота гальмового клапана УГ100У аналогічна роботі клапана УГ92/2. Однак у корпусі клапана УГ100У розміщено два редукційних пристрої: перший – для керування гальмами коліс лівої опори, другий – для керування гальмами коліс правої опори. Упори важільного механізму аварійного гальмування регулюються так, щоб під час повного натискання рукояток у гальмах створювався тиск (95±5) кг/см^2, що дорівнює максимальному тиску за умов основного гальмування.

Коли рукоятки звільняються під дією штоків клапана УГ100У, вони повертаються в початкове положення.

При цьому лінія нагнітання перекривається, а лінія гальмування з'єднується зі зливною магістраллю, спрацьовує мікровимикач, аварійна помпа вимикається. Для більш чіткого повернення рукояток у початкове положення й унеможливлення їх вільного ходу важільний механізм кожної рукоятки обладнано зворотною пружиною.

Величину тиску в гальмах під час аварійного гальмування, як і під час нормального, контролюють з допомогою манометра 2ДІМ-150.

Човникові клапани УГ97/7 залишаються в положенні, коли вони з'єднують трубопроводи системи аварійного гальмування з гальмами коліс, до чергового гальмування від основної системи. Слід пам'ятати, що одночасне гальмування від основної й аварійної систем не підвищує ефективності гальм і є неприпустимим, тому що човникові клапани перекривають гальмові магістралі у середньому положенні. Крім того, оскільки під час аварійного гальмування автомат гальмування не працює, величину натискання рукояток необхідно суворо контролювати, не допускаючи блокування коліс, що є особливо важливим на початку пробігу, коли навантаження на колеса малі й зчеплення коліс з поверхнею аеродрому невеликі. Необхідно також ураховувати й те, що для створення однакового тиску в гальмах потребується таке зусилля на рукоятках аварійного гальмування, що є значно меншим за зусилля на педалях основного гальмування.

При такій системі гальмування діаграма роботи гальма має вигляд, який зображено на рис. 5.17, *а*, а середня реалізована ефективність гальмування $\mu_b = 0{,}22\ldots0{,}25$.

Більш ефективним є гальмування за схемою, яку зображено на рис. 5.17, *б*. Її реалізовано в системі гальмування літака Ан-72 [76].

Систему гальмування коліс виконано за гідромеханічною схемою. Складається вона з гідравлічної системи, що забезпечує подавання робочої рідини в гальма коліс, і механічної проводки, що зв'язує редукційні клапани гідросистеми з органами керування гальмуванням.

Система основного гальмування (рис. 5.21) живиться від загальної лінії нагнітання правої гідросистеми і складається з редукційного клапана, двох датчиків тиску, модуляторів УГ148А, чотирьох сигналізаторів тиску МСТ-6QA і двох сигналізаторів тиску МСТ-15А, чотирьох антиюзових автоматів, чотирьох човникових клапанів і трубопроводів.

Кожний редукційний клапан керує гальмуванням коліс однієї з опор, причому правий гальмовий клапан зв'язаний за допомогою механічної проводки з правими педалями, розташованими біля обох льотчиків, і забезпечує подавання рідини в гальма коліс правої опори. Аналогічні зв'язки має лівий редукційний клапан.

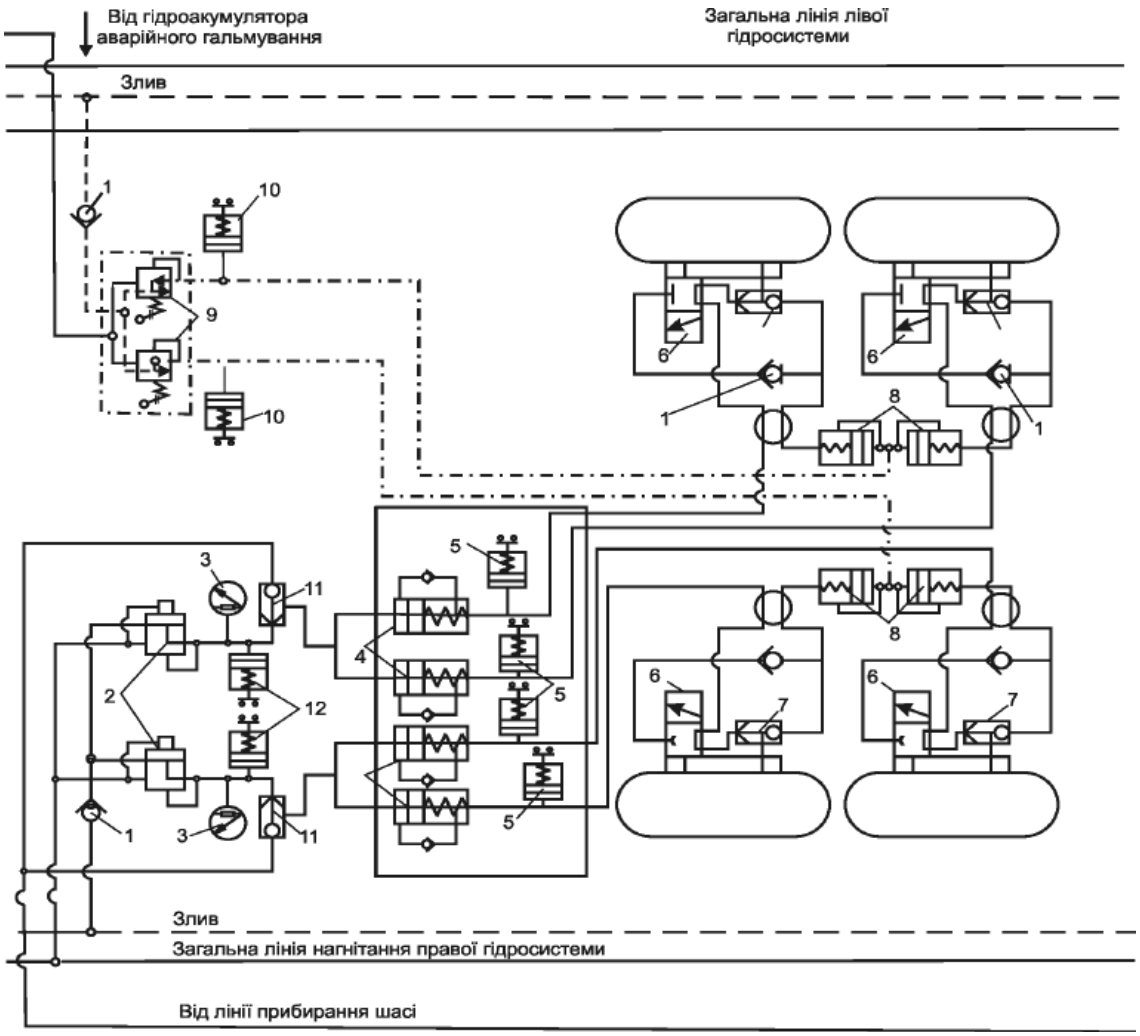


Рис. 5.21. Принципова схема системи гальмування коліс шасі літака Ан-72:
1 – зворотний клапан 671600У; 2 – редукційний клапан УГ162; 3 – датчик тиску ІМД-150; 4 – модулятор УГ148А-4; 5 – сигналізатор тиску МСТ-60А; 6 – антиюзовий автомат УА51Б; 7 – човниковий клапан УГ128; 8 – дозатор ГА172-00-3/Т; 9 – редукційний клапан УГ122-2; 10 − сигналізатор тиску МСТ-40А; 11 − човниковий клапан; 12 – сигналізатор тиску МСТ−15А

Система аварійного гальмування (див. рис. 5.21), яка живиться від гідроакумулятора аварійного гальмування, складається з редукційного клапана, двох сигналізаторів тиску, чотирьох дозаторів і трубопроводів, прокладених від агрегатів гальмування до човникових клапанів 7 під'єднання аварійної системи гальмування до гальм.

Для збільшення терміну експлуатації системи гальмування рідина від гальмових редукційних клапанів основного й аварійного гальмування подається по окремих трубопроводах аж до човникових клапанів, установлених на корпусах гальм коліс основних опор шасі.

Механізм керування основним гальмуванням (рис. 5.22), який забезпечує обтиснення гільз клапанів основного гальмування, складається з тяг 1, 2, 7, 9, двоплечових качалок 4, 8, 11, триплечових качалок 10, важелів 3 та гермовиводів 6.

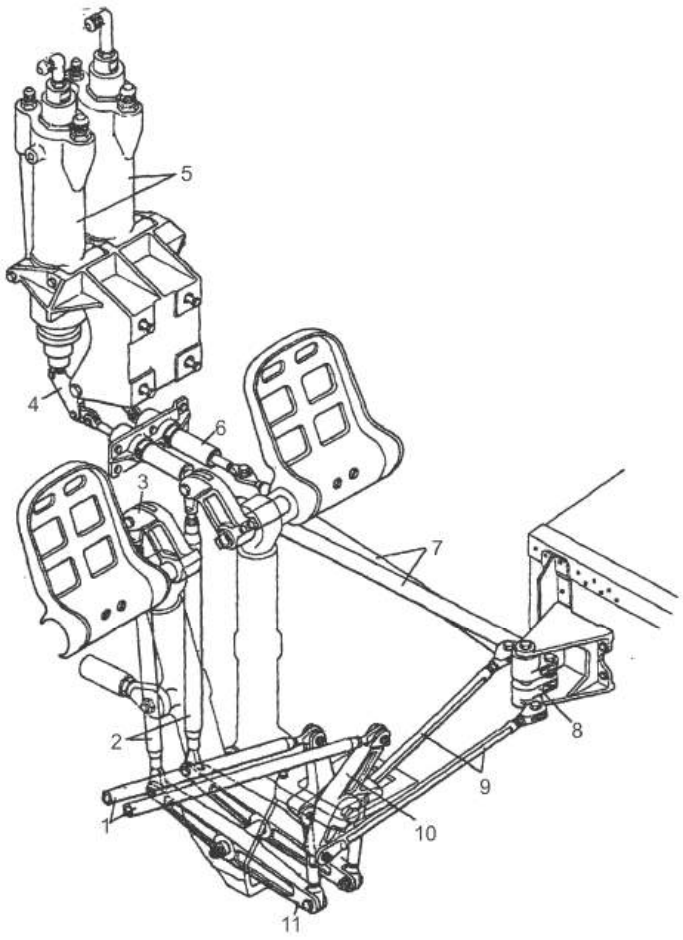


Рис. 5.22. Механізм керування основним гальмуванням коліс шасі літака Ан-72

Коли натискають на педаль, рух через важіль 3, тягу 2, тягу 9, качалку 8, тягу 7 передається на качалку 4. Качалка 4 рухається по ролику, установленому у вилці, і натискає на гільзу редукційного клапана 5 (УГ162). Механізм керування основним гальмуванням забезпечує кінематичний зв'язок між правими й лівими педалями, розташованими біля льотчиків, і передає рух однойменної пари педалей через систему тяг і качалок на відповідну качалку 4. Зв'язок між однойменними парами педалей здійснюється тягами 1, які з'єднують двоплечові качалки педалей лівого льотчика із триплечовими качалками 10 педалей правого льотчика.

Керування аварійним гальмуванням (рис. 5.23) здійснюється за допомогою рукоятки 12, з'єднаної тягами з верхніми кінцями важелів 6. До нижніх кінців важелів 6 приєднані тяги 13, які через гермовиводи 4 виведені за гермошпангоут 2, де на кронштейні 14 установлений редукційний клапан 1. Обтиснення гільз клапана 1 здійснюється роликами 2, розташованими на качалках 3. На тягах розташовані упори 8, 9.

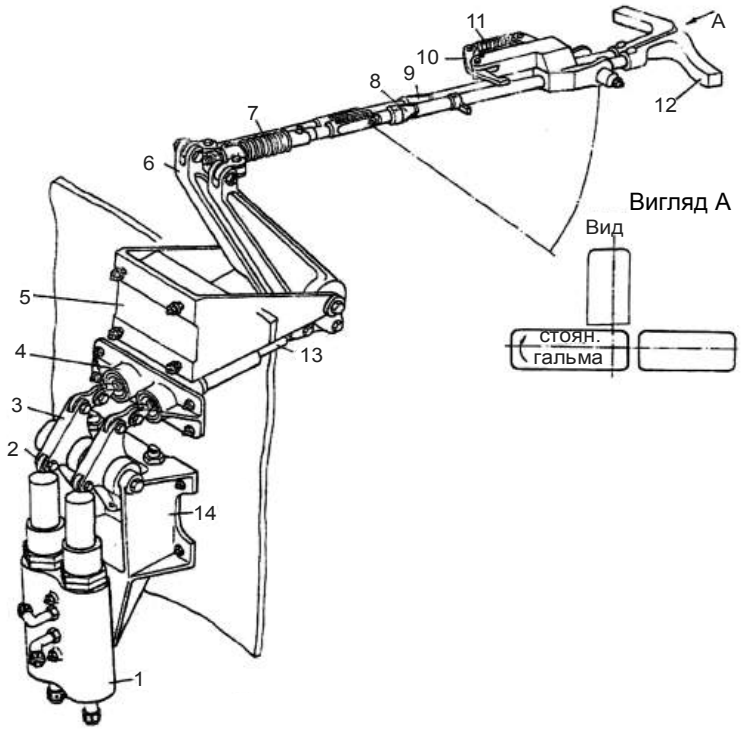


Рис. 5.23. Механізм керування аварійним гальмуванням коліс основних стояків шасі літака Ан-72: 1 – редукційний клапан УГ122-2; 2 – ролик; 3 – качалка; 4 – гермовивід; 5, 14 – кронштейни; 6 – важіль; 7, 11 – пружини; 8, 9 – упори; 10 – фіксатор; 12 – рукоятка; 13 – тяга

Для фіксування рукоятки у витягнутому положенні (при стоянковому гальмуванні) установлено фіксатор 10. Фіксатор ставить двоплечову качалку, на нижньому кінці якої виконано виступ. Пружина 11 притискає фіксатор до упору.

Робота системи в режимі основного гальмування. Робоча рідина під тиском підводиться до редукційних клапанів 2 (див. рис. 5.21).

Під час натискання на педаль (педалі) одного з льотчиків відбувається обтиснення гільзи (гільз) редукційного клапана, при цьому перекривається лінія зливання, і рідина з лінії нагнітання пропускається в лінію гальмування під тиском, пропорційним до кута повороту педалі.

Редукційні клапани відрегульовано так, що при натисненні педалі до упору на клапані створюється тиск у гальмах (100 $\pm$10) кгс/см^2 ((10$\pm$1) МПа). Від редукційних клапанів рідина через модулятори, антиюзові автомати й човникові клапани подається на гальмові циліндри. Колеса загальмовуються. Під час основного гальмування човникові клапани знаходяться в положенні, що вимикає лінії аварійного гальмування.

Коли навантаження з педалі знято, гільза редукційного клапана повертається в початкове положення. При цьому лінія нагнітання за-

кривається, а трубопровід, що йде до гальм, з'єднується з лінією зливання. Колеса розгальмовуються.

Якщо спрацьовують автиюзові автомати, то рідина з гальм зливається безпосередньо в лінію зливання через трубопроводи аварійного гальмування й редукційний клапан УГ122-2.

Контроль за тиском у гальмах здійснюють за покажчиками І1П-150Б та І2П-150, зв'язаними з датчиками тиску ІМД-150.

Під час прибирання шасі рідина через човникові клапани з гідросистеми прибирання шасі надходить у систему основного гальмування, забезпечуючи автоматичне підгальмовування коліс.

Робота системи в режимі аварійного гальмування. Робоча рідина під тиском підводиться до штуцерів редукційного клапана 9 УГ122-2.

Коли витягається рукоятка аварійного гальмування, відбувається обтиснення штока редукційного клапана, лінія зливання перекривається й рідина з лінії нагнітання попадає в лінію гальмування з тиском, пропорційним до кута повороту рукоятки. При повному витягуванні рукояток у гальмах створюється тиск 80_{-10} кгс/см^2 ($8{,}0_{-1}$ МПа).

Від гальмового клапана рідина через дозатори 8 і човникові клапани 7 надходить у гальмові циліндри, унаслідок чого колеса загальмовуються. Під час аварійного гальмування човникові клапани 7 від'єднують лінії основного гальмування. Наявність тиску в гальмах під час аварійного гальмування контролюють за допомогою світлосигнальних табло стоянкового гальмування.

Аварійне гальмування здійснюється шляхом витягування на себе однієї або обох рукояток. Рукоятки необхідно витягати плавно, щоб запобігти створенню надмірно великого тиску в гальмах, а також проковзуванню коліс (юзу), особливо на початку пробігу, коли навантаження на колеса є малим і зчеплення коліс із поверхнею ЗПС є незначним.

Одночасне використання систем основного й аварійного гальмування не допускається, інакше човникові клапани перекриють лінії 7, що йдуть до гальм коліс (при середньому положенні човника).

Стоянкове гальмування відбувається від гідроакумуляторів аварійного гальмування, при цьому редукційний клапан 9 залишається постійно відкритим (на час гальмування), пропускаючи робочу рідину в лінію гальмування. Рукоятки аварійного гальмування під час стоянкового гальмування фіксують у витягнутому положенні фіксатором 10 (див. рис. 5.23).

Коли ліву рукоятку повернуто на 90° за годинниковою стрілкою й потім її витягнуто, упор 8 одним плечем захоплює упор 9 і затягує за собою тягу правої рукоятки. При повністю витягнутій лівій рукоятці

друге плече упору 8 проходить через фіксатор 10 і стопориться його виступом. Переміщення рукояток 12 через важелі 6 і тяги 13 передається на качалки 3, які роликами 2 обтискають гільзи редукційного клапана.

Щоб вимкнути стоянкове гальмування, ліву рукоятку витягають на себе й повертають на 90° проти годинникової стрілки. Упор 8 виходить із зачеплення з фіксатором 10 і упором 9. Тяги переміщаються вперед, колеса розгальмовуються.

Сигналізація гальмівної системи. Сигналізація гальмівної системи, призначена для візуального контролю членами екіпажу її стану на землі та в польоті, являє собою кілька світлосигнальних табло (рис. 5.24).

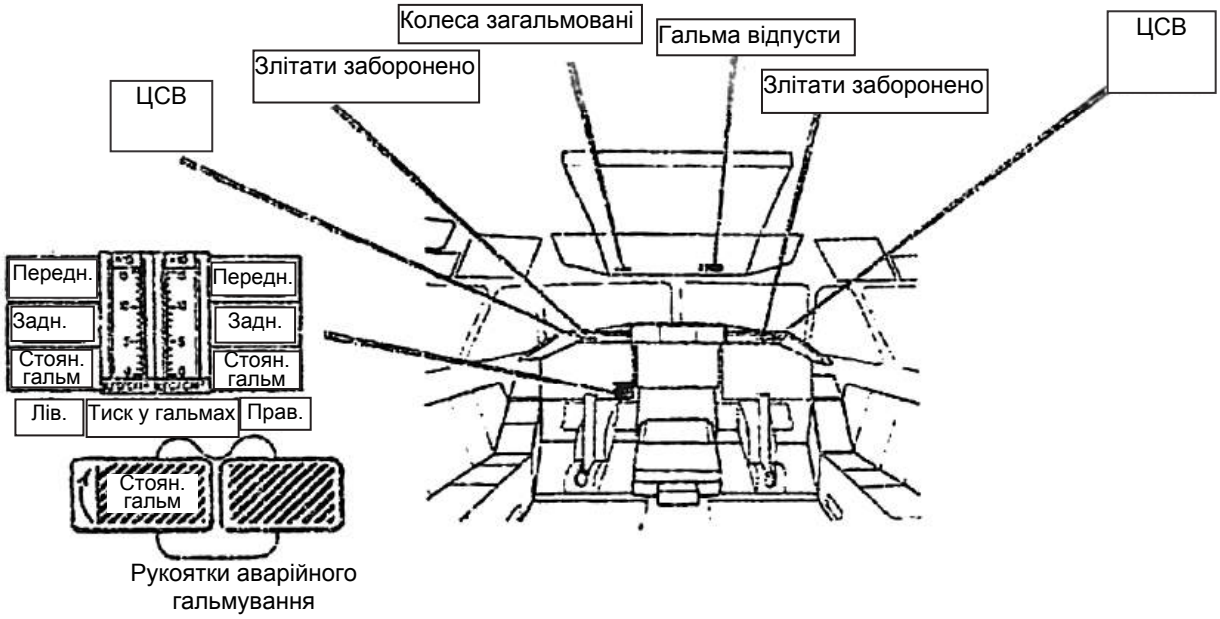


Рис. 5.24. Розташування органів керування гальмами коліс та індикації в кабіні екіпажу

При тиску в гальмах коліс основних опор більше 60 кгс/см^2 (6 МПа) спрацьовують сигналізатори тиску і через замкнені контакти й блок "мінус" бортсистеми сигнали надходять на табло "ПЕРЕДН.", "ЗАДН.". Необхідне табло засвічується. За відсутності тиску в гальмах коліс якогось зі стояків відповідне табло не світиться. Сигналізація стоянкового гальмування спрацьовує під час витягування рукояток аварійного гальмування.

Якщо увімкнено автомат захисту системи й тиск у гальмах коліс лівого й правого (або кожного) стояків основних опор становить більше 40 кгс/см^2 (4 МПа), то спрацьовують сигналізатори тиску. Напруга 27 В і "мінус" бортсистеми через блоки БК (блок керування) надходять на табло "СТОЯН. ГАЛЬМ." стояків лівої й правої основних опор. Одночасно спрацьовують реле і підготовляють електричне коло для формування сигналу "ЗЛІТАТИ ЗАБОРОНЕНО".

Світлосигнальне табло "КОЛЕСА ЗАГАЛЬМОВАНІ" світиться, якщо встановлено режим стоянкового гальмування й установлення РКД (ричаг керування двигуном) двигунів становить більше (55±4)° при КПРТ. При цьому спрацьовують мікроперемикачі МКВ-48 РКД лівого й правого двигунів і замикають контакти 1-2, через які "мінус" надходить на обмотку реле 105/24. Реле спрацьовує і вмикається табло.

З увімкненням табло "КОЛЕСА ЗАГАЛЬМОВАНІ" умикається центральний сигнальний вогонь (ЦСВ).

При встановленні РКД двигунів більше (83±4)° по КПРТ світиться табло "ЗЛІТАТИ ЗАБОРОНЕНО" і в телефонах льотчики чують переривчастий зумер.

Світлосигнальне табло "ГАЛЬМА ВІДПУСТИ" засвічується в польоті, тому що "мінус" бортсистеми на табло надходить тільки за відсутності обтиснення основних опор шасі, а напруга 27 В надходить при спрацьовуванні сигналізаторів тиску.

Якщо тиск у гальмах коліс лівого й правого стояків (або в будь-якому одному) становить більше 1,5 кгс/см^2 (0,15 МПа), то спрацьовують сигналізатори тиску і напруга 27 В через блок БАП подається на табло "ГАЛЬМА ВІДПУСТИ".

Основні характеристики системи гальмування коліс літака Ан-72 наведено в табл. 5.5.

Таблиця 5.5

Основні характеристики системи гальмування коліс літака Ан-72

Параметри	Показники
Тиск у гальмах під час гальмування:	
– основного	(100±10) кгс/см^2 ((10±1) МПа)
– аварійного	80_{-10} кгс/см^2 ($8{,}0_{-1{,}0}$ МПа)
– стоянкового	$\mathbf{50^{+10}_{-5}}$ кгс/см^2 ($\mathbf{5{,}0^{+1{,}0}_{-0{,}5}}$ МПа)
Тиск, при якому спрацьовує світлова сигналізація в лініях гальмування:	
– основного	(60±3) кгс/см^2 ((6,0±0,3) МПа)
– аварійного (стоянкового)	(40±3) кгс/см^2 ((4,0±0,3) МПа)

За кваліфікаційними ознаками розглянута система належить до другого типу. Така схема гальмування (див. рис. 5.17, *б*) забезпечує більш високі коефіцієнти зчеплення (μ_b = 0,3…0,35), застосовується на вітчизняних літаках Ан-32 і Ан-72.

Максимальне ж підтримання гальмівної сили протягом усього пробігу (див. рис. 5.18) забезпечується за допомогою самонастроювальних автоматичних систем третього типу, що реалізовано в шасі літаків Ан-124, Ан-70 і Ан-148. У системах такого типу коефіцієнт зчеплення є максимальним: μ_b = 0,35…0,45.

5.4. Лижі як опорний елемент шасі літаків

Для посадки літака на сніговий покрив або м'який ґрунт як опорні елементи застосовуються лижі. Зовнішньо геометрія лижі зазвичай має вигляд закругленого прямокутника (рис. 5.25) з подовженням $\lambda = \frac{\mathbf{l}}{\mathbf{b}} = \mathbf{3...5}$. Це значення вибирають, ураховуючи прохідність і маневреність. Зі збільшенням $\boldsymbol{\lambda}$ прохідність лижі по нерівному ґрунту покращується, а її маневреність погіршується.

Під час руху перед лижею накопичується шар ґрунту, через що збільшується опір руху. Щоб запобігти утворенню такого «вала» і цим зменшити опір руху лижі, її носок профілюють. Поперечний переріз поверхні лижі має вигляд дуги кола з великим радіусом. Така форма перерізу полоза сприяє більш рівномірному розподіленню тиску під ним, що зменшує зношення й руйнування ґрунту.

За призначенням розрізняють лижі для експлуатації літаків на аеродромах зі сніговим покривом і з ґрунтовою ЗПС, від чого залежить їх конструктивне виконання.

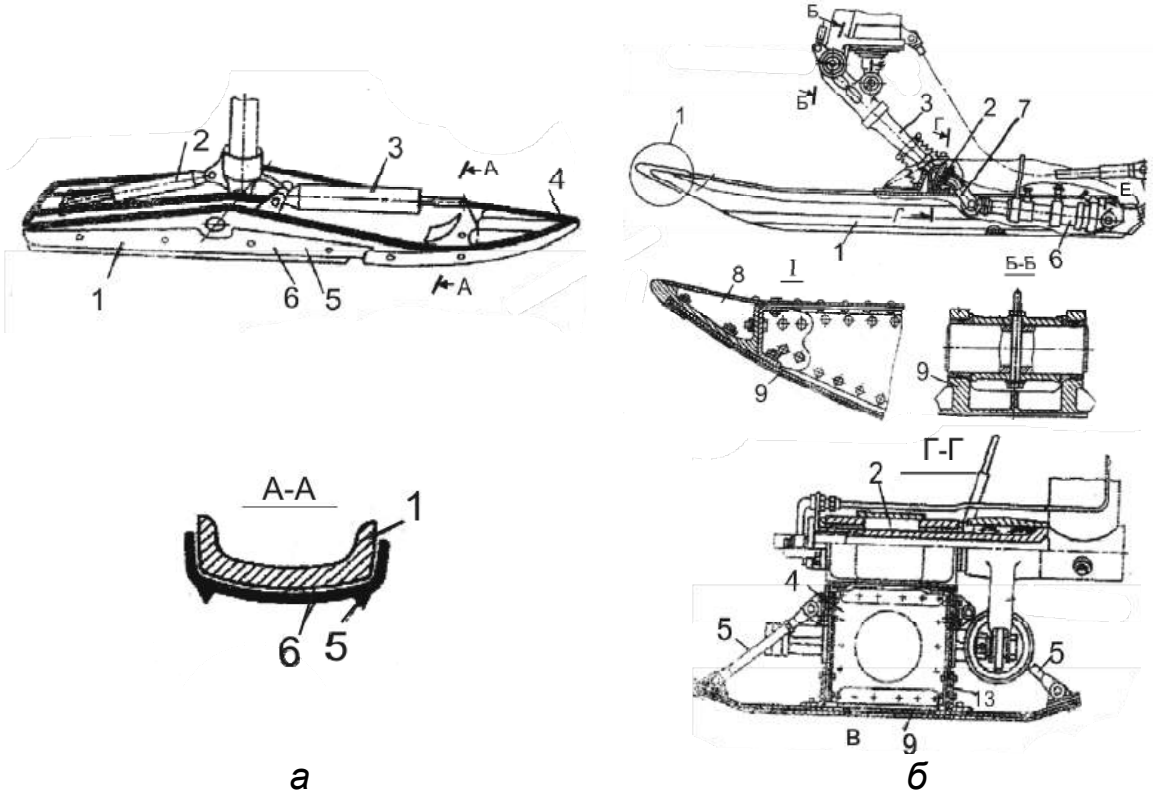
Для лиж, призначених для руху по сніговому покриву, використовують крім металевих також композиційні матеріали, особливо для літаків невеликих розмірів. Для літаків, що експлуатуються на ґрунтах малої міцності, застосовуються металеві лижі з питомим тиском 0,15…0,3 МПа, що забезпечує досить високу прохідність. Однак зі збільшенням $\sigma_{гр}$ збільшується й коефіцієнт опору руху **f**. Примерзання лиж узимку потребує великої тягоозброєності літака для зрушення його з місця на власній тязі.

Недолік лиж полягає в тому, що вони не мають амортизаційних властивостей, через що вертикальні й горизонтальні навантаження на вузли кріплення опор з лижами під час посадки становлять значні величини. Перевантаження й навантаження літака під час посадки на лижах на 20...30 % більші, ніж за умов колісного шасі [82]. Застосування лиж не може забезпечити високих показників щодо шляхової стійкості й керо-

ваності під час його руху по аеродрому, тому що лижа має менше значення $\mathbf{f_{бок}}$, ніж колесо. Щоб керувати значенням f, використовують упорскування під лижу рідини. Маса лижі приблизно дорівнює масі колеса.

Конструкцію металевої лижі легкого маневреного літака, що експлуатується на ґрунтових ЗПС, показано на рис. 5.25, *а*. Корпус лижі 1 виготовляють частіше монолітним (литтям або штампуванням з алюмінієвого сплаву) з профільованим носком 4 (для зменшення **f**) і підошвою (для більш рівномірного розподілення тиску під лижею).

Поздовжні й поперечні ребра (діафрагми) надають лижі необхідної твердості й міцності. Ці ж елементи призначено для підвишування лижі до стояка шасі, кріплення стабілізувального амортизатора 2, що надає лижі певного нахилу перед посадкою, і циліндра керування гальмом (милицею або плугом 3). Полоз лижі 6 виготовляють зі спеціальної жароміцної сталі (температура полоза лижі під час пробігу літака може становити 400...500 °С). При великому ресурсі лижі полоз для неї роблять знімним, тому що він швидко зношується й підлягає заміні. Подовження лижі $\lambda_л = l_л/b_л = 4…6$, де $l_л$ і $b_л$ – довжина й ширина лижі. Зі збільшенням $\lambda_л$ підвищується прохідність літака по нерівному ґрунту, але знижується (погіршується) його маневреність.



а *б*

Рис. 5.25. Конструктивне виконання лиж літаків, що експлуатуються:
а – на ґрунтових ЗПС; *б* – на засніжених ЗПС

Для підвішування лижі до стояка шасі зазвичай застосовують уніфіковані вузли, що дають можливість швидко міняти колесо на ли-

жу й, навпаки, лижу на колесо, коли необхідно перейти з ґрунтової або засніженої ЗПС на ЗПС зі штучним покриттям. Підвішуючи лижі замість коліс до стояків з важільним підвішенням коліс, важіль з колесом знімають і на ті самі вузли навішують важіль з лижею.

Щоб одержати більш рівномірне розподілення навантаження $q_л$ по довжині лижі $l_л$ під дією сил тертя під час руху лижі вісь підвіски лижі розташовують якомога ближче до підошви й поза ц.м. лижі.

На рис. 5.25, *б* зображено загальний вигляд одного з варіантів конструкції лижі літака, що експлуатується на засніжених ЗПС. Це металева лижа збірно-клепаної конструкції. Її підвішено до осі 2 на кінці важеля 3 на спеціальній силовій коробці 4, з'єднаній з каркасом лижі тягами 5.

Стабілізувальний амортизатор 6, закріплений на хвостовій частині лижі та зв'язаний через важіль 7 з віссю 2 вузла навішення лижі, керує кутом нахилу лижі. Спеціальний циліндр, закріплений перед вузлом навішення лижі, керує качалкою, нижній кінець якої являє собою гальмо («плуг», що виходить під час гальмування за габарити полоза лижі).

Конструкція лижно-колісної опори (рис. 5.26) відрізняється від конструкції звичайної опори з колесом тим, що опорними елементами є колесо й невелика за габаритами лижі.

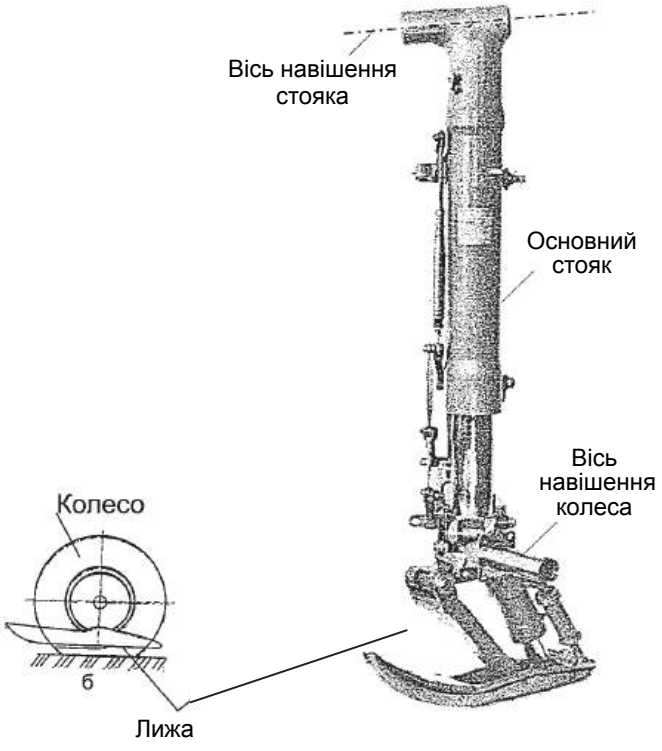


Рис. 5.26. Лижно-колісна опора в шасі літака МиГ-21

Рух літака з таким шасі по ґрунту високої міцності відбувається на колесах (лижу в цей час піднято над поверхнею, вона не торкається її й не заважає використовувати розглянуті вище рухові переваги колеса). Якщо ж ґрунт м’який і колесо занурюється в ґрунт, то лижа дотикається до поверхні ґрунту, питомий тиск на такий ґрунт зменшується і, отже, прохідність літака підвищується.

Лижу закріплено до осі колеса за допомогою амортизатора. Хід амортизатора підбирають так, щоб не допустити максимального обтиснення колеса.

Недоліком лижно-колісних опор є конструктивна складність, збільшена маса й трудність прибирання.

Параметри лижі підбирають за стоянковим навантаженням основної $\mathbf{P_{осн.л.ст}}$ і носової $\mathbf{P_{нос.л.ст}}$ опор (1,5…2 кгс/см^2). Питоме навантаження при цьому беруть таким: **q = 0,5…1,0** кгс/см^2 для засніжених ЗПС і **q = 1…3** кгс/см^2 для ґрунтових.

За умов застосування комбінованої лижно-колісної опори методика підбирання коліс і лиж залежить від характеристик літака: його тягоозброєності, злітної й посадкової швидкостей, наявності вільних об'ємів для прибирання шасі, а також від необхідного рівня прохідності.

Для літаків великої тягоозброєності, що мають великі злітно-посадкові швидкості й невеликі вільні об'єми для прибирання шасі, можливості щодо змінення тиску в колесах, кількості коліс та їх розмірів є досить обмеженими. У цьому випадку колесо підбирають за стоянковим навантаженням, як це було рекомендовано раніше, а лижу − з умови забезпечення разом з колесом заданої прохідності за методикою, викладеною в роботі [81].

Важливою характеристикою лижі є зношення її полоза під час експлуатації. Для зменшення зношення полоз лижі виготовляють зі спеціальних сталей, а для збільшення терміну експлуатації лижу роблять знімною. Зношення полоза залежить від питомого навантаження на ґрунт, якості поверхні ЗПС, величини посадкової швидкості й матеріалу полоза. У випадку руху по сухому міцному ґрунту при питомому навантаженні 1…3 кгс/см^2 зношення полоза залежно від матеріалу становить 0,03…0,07 мм на 1 км шляху.

Таким чином, у розд. 5 досить повно викладено матеріал щодо конструктивного виконання, проєктування й експлуатаційних особливостей найпоширеніших у сучасному літакобудуванні опорних елементів шасі, таких як авіаційні колеса й лижі.

Запитання для самоперевірки

1. Якими є вимоги до опорних елементів шасі?
2. Яким чином досягають виконання вимог до опорних елементів?
3. Завдяки яким перевагам опорні елементи шасі у вигляді коліс набули найбільш широкого застосування?
4. Чим зумовлені основні параметри й характеристики колеса?
5. Від чого залежить тиск зарядження пневматика (шини) і як він впливає на прохідність літака по аеродромах з різними покриттями?
6. Яким чином підбирають колеса й лижі стояків шасі?

7. У чому полягають особливості навантаження коліс носових і підкрильних допоміжних стояків і як їх підбирають?

8. Від яких характеристик колеса залежить характер діаграми його обтиснення і кількість енергії, що поглинається?

9. За якими конструктивно-технологічними характеристиками класифіковано корпуси й пневматики (шини) авіаційних коліс?

10. Як вибирають шину для авіаційного колеса?

11. Які існують способи запобігання гідропланеруванню шин, коли літак рухається по вологій поверхні ЗПС?

12. Назвіть вимоги до гальмівних пристроїв в авіаційних колесах. Які матеріали використано в гальмах авіаційних коліс?

13. Які переваги й недоліки мають камерні гальма?

14. Які переваги й недоліки мають дискові гальма?

15. Чим обумовлене встановлення вентиляційних систем у гальмівних пристроях коліс?

16. З якою метою гальма авіаційних коліс оснащено автоматами розгальмовування?

17. Яким чином стан поверхні ЗПС впливає на процеси гальмування?

18. У яких випадках як опорні елементи в шасі літака застосовуються лижі? У чому полягають їх конструктивні особливості?

Розділ 6. АМОРТИЗАЦІЙНІ СИСТЕМИ ШАСІ ЛІТАКІВ

Амортизаційну систему утворюють два агрегати шасі: шина колеса (як опорного елемента) та амортизатор, розташований безпосередньо в стояку (або поза ним).

Оскільки шина є більш пружною, ніж амортизатор, вона першою починає поглинати посадкову енергію, приймає її частину, але гістерезису в роботі шини не спостерігається. Накопичену енергію шина повністю повертає планеру літака.

Газово-рідинні амортизатори стояків також мають пружний елемент – газову камеру, яка, будучи більш жорсткою, ніж шина, через більший початковий тиск, акумулювати енергію починає трохи пізніше від шини колеса.

Відмінність роботи амортизатора від роботи шини полягає в наявності в амортизаторі рідинної камери, робота якої на прямому й зворотному ходах змушує перетікати робоче тіло через профільовані отвори і, таким чином, створює гістерезис, тобто гашення частини посадкової енергії.

Таким чином, амортизація шасі призначена для поглинання й розсіювання енергії ударів, яких зазнає літак у момент приземлення й під час руху по нерівному аеродрому. Реалізація такого призначення базується на двох основних принципах.

1. Збільшення відстані, на якій відбувається гашення вертикальної складової посадкової енергії літака. Під час приземлення вертикальна швидкість зменшується від узятої для цього літака величини $\mathbf{V_y}$ до нуля. При цьому робота, яку виконує літак при посадці $\mathbf{A_л}$, перетворюється на роботу деформації:

$$\mathbf{A_{деф} \approx PH_{ц.м.}}, \qquad (6.1)$$

де **P** – середня величина реакції ЗПС; $\mathbf{H_{ц.м.}}$ – величина опускання (осідання) центра мас літака. При заданому значенні енергії удару середнє навантаження на опори **P** тим менше, чим більше переміщення ц.м. $\mathbf{H_{ц.м.}}$ Опускання ц.м. відбувається внаслідок деформацій конструкції літака й ґрунту. Деформації каркаса зазвичай є невеликими. Щоб збільшити осідання $\mathbf{H_{ц.м.}}$, у конструкцію шасі вводять пружні елементи – пневматики й амортизатори, з яких і складається амортизаційна система шасі.

2. Збільшення часу сприйняття посадкового удару, виходячи з умови збереження імпульсу сили, визначається формулою

$$\mathbf{P_{ам}t = m_{пос}g\frac{H_{ц.м.}}{V_y}}, \qquad (6.2)$$

де $\mathbf{P_{ам}}$ – зусилля, яке сприймається амортизаційною системою; **t** – час

роботи амортизації; $m_{пос}$ – посадкова маса; V_y – вертикальна швидкість.

Чим більший час роботи амортизаційної системи, тим меншим є навантаження на цю систему.

Розтягування в часі посадкового удару здійснюється як збільшенням $H_{ц.м.}$, так і використанням елементів, що погашають посадкову енергію літака.

6.1. Основні вимоги до амортизаційних систем шасі літаків

Вимоги до амортизаційних систем шасі літаків викладено в нормативних документах: АП-25, FAR-25, CS-25 [1-6]. Узагальнено їх можна подати у вигляді таких положень.

У процесі нормальної посадки літака амортизаційна система шасі має поглинати нормовану експлуатаційну роботу A^e при експлуатаційному перевантаженні n^e, не більшому за n^e_{max}.

Експлуатаційне перевантаження при поглинанні амортизаційною системою експлуатаційної роботи A^e знаходять за формулою

$$n^e = P^e/P_1, \qquad (6.3)$$

але воно не має бути більшим від величини, що визначається відношенням

$$n^e = \sum P_{доп\ max} / P_1 .$$

Тут P^e – максимальне зусилля на стояк при поглинанні амортизаційною системою роботи $A^e_{ст}$; $\sum P_{доп\ max}$ – сумарне максимально допустиме навантаження на всі пневматики одного стояка.

Величину P_1 для основного стояка й хвостового колеса (шасі з хвостовим колесом) необхідно брати такою, що дорівнює навантаженню, яке діє на них на стоянці при розрахунковій посадковій масі; для носового стояка $P_1 = gm_{ред}$.

У випадку жорсткої посадки літака амортизаційна система шасі має поглинати максимальну роботу A^{max} при перевантаженні, не більшому за величину n^{max}.

Максимальну роботу, що сприймається амортизаційною системою під час динамічного навантаження при жорсткій посадці літака, визначають за формулами

$$A_{max} = 1{,}5A^e \text{ при } m_{ред} = m_{пос}; \qquad (6.4)$$

$$A_{max} = A^e m_{зл} / m_{пос} \text{ при } m_{ред} = m_{зл}. \qquad (6.5)$$

Максимальне перевантаження при поглинанні амортизаційною системою роботи A_{max} розраховують за виразом

$$n_{max} = P_{max} / P_1, \quad n_{max} < \sum P_{гр} / P_1, \qquad (6.6)$$

де P_{max} – максимальне навантаження на стояк, $\sum P_{гр} / P_1$ – граничне навантаження на всі колеса одного стояка.

У разі поглинання амортизаційною системою експлуатаційної й максимальної роботи необхідно враховувати лобові сили від розкручування коліс при таких значеннях коефіцієнта тертя:

– **μ = 0** і **μ = 0,8** – для експлуатаційної роботи;

– **μ = 0** і **μ = 0,5** – для максимальної роботи.

Злітно-посадкова маса літака регламентується тактико-технічними вимогами. Якщо кількість даних є обмеженою, то величину посадкової маси вибирають згідно з такими рекомендаціями:

1. Для літаків з поршневими двигунами як посадкову масу беруть злітну масу, а для літаків з реактивними двигунами – злітну масу мінус 50 % палива. Відповідно до Норм льотної придатності [62] має виконуватися умова

$$m_{зл}/m_{пос} \le 1,5. \qquad (6.7)$$

2. Під час прямого й зворотного ходів штока амортизатора має бути розсіяна значна частина поглиненої ним роботи, щоб запобігти стрибкам літака.

3. Під дією стоянкового навантаження амортизатор має бути обтиснений на певну величину, необхідну для забезпечення демпфірування коливань літака під час його руху по нерівній поверхні.

4. Якщо застосовуються колеса високого тиску, то необхідно передбачати початкове обтиснення амортизаторів шасі без гідравлічного опору, щоб запобігти перевантаженням більше n^e_{max}, які можуть мати місце під час ударів колесами об нерівності поверхні аеродрому.

5. Коефіцієнт безпеки експлуатаційного перевантаження при поглинанні амортизаційною системою роботи A^e має бути таким:

$$f = 1,5. \qquad (6.8)$$

Що стосується перевантаження при поглинанні роботи A_{max}, то можна брати **f = 1,3.**

6. Тривалість прямого й зворотного ходів штока амортизатора має бути не більше 0,8 с для можливості підготовки його до сприйняття чергового удару.

6.2. Потрібна енергоємність амортизаційної системи шасі

Під час посадки амортизаційна система шасі має поглинати роботу в процесі вертикального опускання ц.м. літака від моменту дотику колес до землі до повного погашення вертикальної швидкості.

У момент дотику коліс до землі літак має кінетичну енергію

$$W = \frac{1}{2} m_{пос} V_y^2, \quad (6.9)$$

де $m_{пос}$ – посадкова маса літака; V_y – вертикальна швидкість літака в момент його парашутування.

Крім кінетичної енергії амортизаційна система шасі має поглинати роботу опускання частини маси літака, не зрівноваженої піднімальною силою, на величину вертикального обтиснення амортизації $H_{ам}$:

$$A' = \beta m_{пос} H_{ам}. \quad (6.10)$$

Можна припустити, що в процесі роботи амортизаційної системи шасі під час посадки літака піднімальна сила становить $Y = 0{,}75G_{пос}$. Таким чином, коефіцієнт незрівноваженості посадкової маси піднімальною силою β приблизно дорівнює 0,25.

Зважаючи на складність обчислення значень V_y і $H_{ам}$, у [63] подано рекомендації щодо визначення експлуатаційної (нормованої) роботи

$$A^e = \frac{m_{ред}(V_y)^2}{2}, \quad (6.11)$$

де V_y – зведена (умовна) вертикальна швидкість літака в момент приземлення, отримана на основі теоретичних та експериментальних досліджень; $m_{ред}$ – редукована маса, тобто частина маси літака, енергію якої здатен поглинути один стояк шасі.

Робота амортизації шасі складається з роботи амортизаторів і шин:

$$A^e = A^e_{ам} + iA_{мд}, \quad (6.12)$$

де $A^e_{ам}$ – робота, що поглинається амортизатором при експлуатаційному його обтисненні; i – кількість коліс на одному стояку шасі; $A_{мд}$ – робота шини при максимально допустимому ударному навантаженні на колесо.

У випадку жорсткої посадки літака

$$A^{max} = A^{max}_{ам} + iA_{гр.о}, \quad (6.13)$$

де $A^{max}_{ам}$ – робота, поглинена амортизатором при максимально допустимому його обтисненні; $A_{гр.о}$ – робота шини при граничному її обтисненні (при гранично допустимому навантаженні на колесо).

6.2.1. Робота амортизаційної системи стояків основного шасі під час посадки літака

Одним із важливих факторів, що визначають експлуатаційну роботу амортизаційної ситеми, є посадкова швидкість літака.

Відповідно до Норм льотної придатності [62]

$$V_y^e = V_y + 0{,}025V_x \le 2{,}8, \qquad (6.14)$$

де V_y, V_x – вертикальна й горизонтальна складові швидкості літака в момент дотику шасі до землі, м/с.

Слід розглядати різні значення V_x у діапазоні 0,9…1,1 $V_{пос}$, де $V_{пос}$ – посадкова швидкість у момент дотику коліс основних стояків шасі до землі.

Величину V_y знаходять за співвідношенням

$$V_y = \frac{\xi}{2}t^2 - 2\gamma, \qquad (6.15)$$

де $\xi = \frac{2g^2}{KV_x}$; $\gamma = \frac{C_y^\alpha}{V_x}$; $C_y = \frac{2gm_{пос}}{\rho_o V_x^2 S}$; t – корінь рівняння $t^2 - \frac{4}{\xi}\gamma - \frac{2}{\gamma} - (t - \frac{1 - e - \gamma t}{\gamma}) = 0$; K – аеродинамічна якість літака; C_y^α – похідна коефіцієнта піднімальної сили літака за кутом атаки, рад$^{-1}$; S – площа крила, м^2; $m_{пос}$ – посадкова маса літака, кг; $g = 9{,}81$ м/с^2; $\rho_o = 1{,}225$ кг/м^3 [62].

Норми льотної придатності містять такі вказівки:

а) величини K і C_y^α слід визначати з урахуванням механізації крила й при куті атаки, при якому C_y набуває необхідного значення;

б) величину V_y більшою за 1,5 м/с брати не слід;

в) якщо вплив землі істотно позначається на значеннях аеродинамічних коефіцієнтів літака, то величину V_y^e необхідно уточнити шляхом спеціальних розрахунків;

г) для літаків, що систематично експлуатуються на ґрунтових аеродромах, величину V_y^e слід брати на основі наявного досвіду проєктування й експлуатації.

Виконання курсового проєкту пов'язане з певними труднощами. По-перше, значення величин K і C_y^α з урахуванням механізації крила є невідомими. По-друге, у п. *б* немає чітких вказівок для випадків $V_y > 1{,}5$ м/с: чи брати $V_y = 1{,}5$ м/с, чи підібрати значення параметрів літака V_x, S і $m_{ред}$ так, щоб $V_y \le 1{,}5$ м/с. І, нарешті, у п. *г* фактично дозволено вибирати величину V_y^e на основі наявного досвіду. Унаслідок цього в курсовому проєкті величину V_y^e можна визначати за формулою, наведеною в роботі [8], з урахуванням удару літака об ЗПС:

$$A = m_{пос}V_{y1}^e / 2 + 0{,}25m_{пос}gH_{ц.м.}, \qquad (6.16)$$

де $\mathbf{V_{y1}}$ – складова швидкості літака під час удару, що є нормальною до поверхні землі, м/с; $\mathbf{H_{ц.м.}}$ – висота опускання ц.м. літака внаслідок обтиснення амортизатора й шини в момент удару, м; **0,25** – коефіцієнт, який ураховує, що в момент удару піднімальна сила дорівнює 0,75 посадкової маси літака.

З іншого боку, роботу удару під час посадки можна виразити через еквівалентну висоту падіння в пустоті $\mathbf{H_{екв}}$ і зведену вертикальну швидкість падіння літака $\mathbf{V_y}$:

$$\mathbf{A = H_{екв} m_{пос} g = m_{пос} V_y^2 / 2}. \qquad (6.17)$$

Загальним розв'язком рівнянь (6.16) і (6.17) є

$$\mathbf{V_y = \sqrt{V_{y1}^2 + 4{,}9 H_{ц.м.}}}. \qquad (6.18)$$

Візьмемо

$$\mathbf{V_{y1} = V_{yn} + V_{пос} tg\beta_п}, \qquad (6.19)$$

де $\mathbf{V_{yn}}$ – вертикальний компонент швидкості парашутування, м/с; $\beta_п$ – кут місцевого нахилу поверхні землі до горизонтальної площини в момент дотику. Відповідно до технічних норм на проєктування й спорудження аеродромів допускаються такі граничні ухили: 0,02 на льотному полі і 0,04 на підходах до нього.

Величину опускання ц.м. літака під час удару внаслідок обтиснення амортизаційної системи визначають як суму переміщень:

$$\mathbf{H_{ц.м.} = \varphi S_{ам} + \delta_{пн}}, \qquad (6.20)$$

де φ – коефіцієнт пропорційності, що залежить від геометричних параметрів шасі; $\mathbf{S_{ам}}$, $\delta_{пн}$ – обтиснення амортизатора й пневматика.

Підставивши в (6.18) вирази для $\mathbf{V_{y1}}$ і $\mathbf{H_{ц.м.}}$ (6.19) і (6.20), маємо

$$\mathbf{V_y = \sqrt{(V_{yn} + V_{пос} tg\beta_п)^2 + 4{,}9(\varphi S_{ам} + \delta_{пн})}}. \qquad (6.21)$$

Перед приземленням льотчик вирівнює літак відносно лінії горизонту. Наступний етап траєкторії посадки – парашутування. При нормальних посадках, що трапляється частіше, висота парашутування становить не більше 1 м, при жорстких посадках – 2 м. Цим висотам відповідають швидкості $\mathbf{V_{yn}} \approx 1{,}5$ м/с і $\mathbf{V_{yn}} \approx 3$ м/с. Згідно з експериментальними даними ймовірність швидкості $\mathbf{V_{yn}} \geq 1{,}5$ м/с дорівнює 0,25, а ймовірність $\mathbf{V_{yn}} \geq \mathbf{3}$ м/с – 0,04**.** На основі цього розглядають умови, що відповідають нормальній і жорсткій посадкам: посадка відбуваються з висоти $\mathbf{H_{пар}} =$ 1 м з вертикальною швидкістю $\mathbf{V_{yn}} =$ 1,5 м/с на площадку з ухилом 0,03 і з гранично допустимої висоти парашутування $\mathbf{H_{пар}} =$ 2 м з вертикальною швидкістю $\mathbf{V_{yn}} =$ 3 м/с на площадку з ухилом 0,03. З урахуванням цих умов у роботі [36] уведено наближені рівності:

$$\mathbf{\delta_{пн} = 0{,}0022\sqrt{m_{пос}}}, \quad \mathbf{\varphi S_{ам} = 0{,}225}\ \text{м}. \qquad (6.22)$$

При величинах $\delta_{пн}$ і $\varphi S_{ам}$ із виразу (6.21) отримано залежності для визначення експлуатаційної V_y^e і максимальної V_y^{max} зведених вертикальних швидкостей, що відповідають розрахунковим умовам:

$$V_y^e = \sqrt{0{,}0009V_{пос}^2 + 0{,}09V_{пос} + 0{,}011\sqrt{m_{пос}} + 3{,}35}\,, \qquad (6.23)$$

$$V_y^{max} = \sqrt{0{,}0009V_{пос}^2 + 0{,}18V_{пос} + 0{,}011\sqrt{m_{пос}} + 10{,}1}\,. \qquad (6.24)$$

Залежність (6.23) можна спростити і з достатньою точністю (для $V_{пос} = 30...90$ м/с) подати у вигляді

$$V_y^e = \sqrt{0{,}5(0{,}28V_{пос} + 0{,}01\sqrt{m_{пос}} + 8)}\,, \qquad (6.25)$$

де V_y^e, $V_{пос}$ – посадкова швидкість, м/с; $m_{пос}$ – посадкова маса, кг.

Відповідно до Норм льотної придатності у всіх випадках величину V_y^e меншою за 2,8 м/с брати не слід. Припускаємо, що редукована маса основних стояків дорівнює посадковій масі літака: $m_{ред} = m_{пос}$, а для хвостового колеса (милиці)

$$m_{ред} = P_{ст.хв} / g\,, \qquad (6.26)$$

де $P_{ст.хв}$ – навантаження, що припадає на хвостове колесо на стоянці при $m_{пос}$:

$$P_{ст.хв} = m_{пос} ge / b\,. \qquad (6.27)$$

6.2.2. Робота амортизаційної системи носового стояка під час посадки

Роботу амортизації носового стояка визначають за формулою (6.11), але з урахуванням вимог Норм льотної придатності [62] варто вибирати її максимальне значення.

Посадка на три точки. Величину зведеної вертикальної швидкості для носового стояка необхідно брати такою, що дорівнює значенню V_y^e, визначеному для основних стояків. Редуковану масу $m_{ред}$ необхідно знаходити розрахунковим шляхом при таких початкових умовах у момент дотику до землі:

а) літак, що має масу $m_{пос}$, торкається землі одночасно всіма опорами;

б) вертикальна складова швидкості в ц.м. літака дорівнює V_y^e;

в) піднімальна сила $Y = gm_{пос}$;

г) літак збалансований за моментом M_z;

д) кутова швидкість літака $\omega_z = 0$;

е) лобові сили від розкручування коліс ураховують при максима-

льному значенні коефіцієнта тертя-ковзання μ **= 0,8**.

Методику розрахунку, що відповідає цим умовам, наведено в роботі [35], де рекомендується використовувати формули

$$\mathbf{e/b \le 0{,}12;\quad P/g \le 0{,}35;\quad b2/i_z^2 \le 5}. \tag{6.28}$$

Можна також використовувати формулу [37]

$$\mathbf{m_{ред} = \frac{m_{пос}}{1 + a^2 / i_z^2}}, \tag{6.29}$$

де **b**, **a**, **e** – геометричні параметри компонування шасі на літаку; $\mathbf{P = P_{max} / y_{nmax}}$, $\mathbf{Q = Q_{max} / y_{r.max}}$ – жорсткості передньої й головної амортизаційних систем; $\mathbf{P_{max}}$, $\mathbf{Q_{max}}$ – нормальні до землі максимальні зусилля, що сприймаються передньою й основною амортизаційними системами; $\mathbf{y_{r.max}}$, $\mathbf{y_{n.max}}$ – обтиснення передньої й основної амортизаційних систем по вертикалі, які відповідають максимальним зусиллям; $\mathbf{i_z}$ – радіус інерції літака, м:

$$\mathbf{i_z = \sqrt{J_z / m_{пос}}}. \tag{6.30}$$

Масовий момент літака $\mathbf{J_z}$ відносно його осі **z** можна визначати приблизно зі статистичних даних для літаків, які є подібними за ваговими й геометричними даними до проєктованих, або за такими наближеними формулами [36]:

$$\begin{aligned} &\mathbf{J_z = 9m_{пос};} && \mathbf{m_{пос}S < 50;} \\ &\mathbf{J_z = 11(m_{пос} - 9);} && \mathbf{50 < m_{пос}S < 300;} \\ &\mathbf{J_z = 12{,}5(m_{пос} - 40);} && \mathbf{300 < m_{пос}S < 100,} \end{aligned} \tag{6.31}$$

де $\mathbf{m_{пос}}$ – посадкова маса, т; **S** – площа крила, м^2.

Для літаків із тристояковим шасі $\mathbf{(b^2/i_z^2 > 5)}$ і велосипедним **(e/b = 0,40...0,45)** шасі використання формули (6.29) є неприпустимим, тому що вона дає істотно занижені значення редукованої маси, яка припадає на носовий стояк.

Посадка на дві точки (посадка на основні стояки з подальшим перевертанням на передній стояк). Як видно з результатів розрахунків, час опускання, тобто проміжок часу від моменту дотику основних коліс до моменту дотику передніх коліс, становить 0,25**…**1 с і залежить від відношення **e/b**. Однак з розрахунків амортизаційних систем й результатів динамічних випробувань видно, що час повного обтиснення амортизаційної системи основних стояків зазвичай дорівнює не більше 0,25 с. Тому для літаків із відношенням **e/b < 0,1** випадок посадки на дві точки можна не розглядати.

Передні колеса для літаків з відношенням $\mathbf{e/b \ge 0{,}1}$ після опускання торкаються землі тоді, коли амортизаційна система основних стояків уже здійснює зворотний хід після поглинання енергії першого удару, тобто швидкість стискання амортизаційної системи основних

коліс має від'ємне значення. Тому уважають, що удар припадає тільки на одну передню ногу, і величину редукованої маси знаходять за формулою (6.29).

Значення V_y^e для носового стояка літака з відношенням $e/b \geq 0{,}1$ розраховують при виконанні такої умови: літак торкається землі основними стояками, а хвостова запобіжна опора не торкається землі.

Методику розрахунку, що відповідає зазначеним умовам, наведено в роботі [6], де шукану швидкість позначено через V_{on} й подано наближену залежність для її визначення:

$$V_{on} = 0{,}735b\sqrt{\theta_{max}/(2L_{г.о})}, \qquad (6.32)$$

де **b** – геометричний параметр; $L_{r.o}$ – відстань від ц.м. літака до лінії дії рівнодійного повітряного навантаження на горизонтальне оперення, м; θ_{max} – посадковий кут, град.

Зазвичай θ_{max} **= 8…14** [69]. Більші значення посадкового кута мають літаки з трикутними крилами, у яких $C_{y\,max}$ досягається при великих кутах атаки. Зазначимо, що при великих посадкових кутах збільшується висота стояків шасі, що є невигідним за вагою й створює додаткові ускладнення під час їх прибирання в польоті:

$$\alpha_{пос} \leq \theta_{max} + \alpha_{уст}, \qquad (6.33)$$

де $\alpha_{пос}$ – кут атаки крила при посадці; $\alpha_{уст}$ – установлювальний кут (кут між хордою крила й віссю фюзеляжу).

У випадку шасі велосипедної схеми з відношенням **e/b = 0,3...0,5** рекомендується [69] наближена формула для визначення вертикальної швидкості:

$$V_y^e = 3{,}15\ K_1\ K_2\ K_3\ K_4\ K_5\ K_6\ K_7, \qquad (6.34)$$

де $K_1 = 1 + 1{,}43e/b$; $K_2 = 0{,}4 + 0{,}15\ b^2/i_z^2$;

$K_3 = \min(0{,}36\sqrt[3]{\theta_{max}^2} - 0{,}067\theta_{max})$; $K_4 = \min(0{,}4\sqrt[3]{b^2} - 0{,}075b)$;

$K_5 = 1{,}065 - 0{,}185h/b$; $K_6 = 0{,}325 + 0{,}228n$;

$K_7 = \max(1, 2\text{-}0{,}02_{пос})$.

6.2.3. Розподіл посадкової енергії між агрегатами амортизаційної системи

Розглядаючи розподіл посадкової енергії між агрегатами амортизаційної системи, під терміном «амортизаційна система» розуміють систему, що складається з пневматиків коліс і газово-рідинних амортизаторів передньої й основної опор шасі.

При цьому повну роботу, що сприймається амортизаційною сис-

темою, оцінюють за виразом (6.13):

$$W_к = A_{ам} + iA_{пн},$$

де $A_{ам}$ – робота амортизатора; $A_{пн}$ – робота пневматика колеса; **i** – кількість пневматиків на одній опорі шасі.

У роботі [83] розглянуто повний енергетичний баланс посадкового удару. На рис. 6.1 показано змінення в часі кінетичної енергії планера літака й енергії основних складових амортизаційної системи (амортизаторів і пневматиків) під час першого посадкового удару.

Повна кінетична енергія літака $W_к$ без урахування енергій рухомих частин шасі обчислювалася за виразом (6.9), а робота пневматика $A_{пн}$ та амортизатора $A_{ам}$ за формулами

$$A_{пн} = \int_0^t P(t)dy_{пн}, \qquad (6.35)$$

$$A_{ам} = \int_0^t P_{ам}(t)dS_{ам}. \qquad (6.36)$$

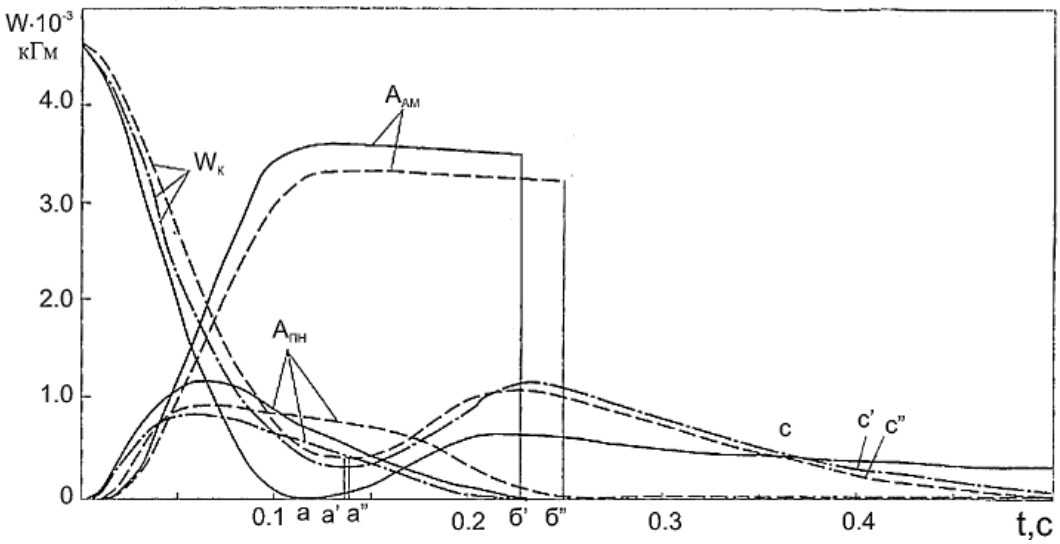


Рис. 6.1. Розподіл посадкової роботи $W_к$ між амортизатором і пневматиками під час першого удару при зміненні кута атаки крила літака:
——— $\alpha = 0°$; — — $\alpha = 5°$; —·— $\alpha = 7°$

Точками **a, a', a"** показано момент здійснення прямого ходу амортизаційної системи (за умовою $\dot{y} = 0$), точками **б, б', б"** – момент відриву основних коліс від ЗПС (за умовою $P_y^o = 0$), точками **c, c', c"** – момент відокремлення ц.м. літака від землі для розглянутих початкових параметрів посадок (перехід через **y = 0**).

Аналізуючи наведені дані, можна дійти таких висновків:

– посадкову енергію сприймає і амортизатор, і пневматик, на пневматик припадає істотно менша частина енергії посадкового удару;

– не вся робота $\mathbf{A_{ам}+A_{пн}}$, що сприймається амортизаційною системою, розсіюється під час першого удару.

На рис. 6.1 неважко побачити основні складові нерозсіяної частини енергії посадкового удару. Це практично повна робота пневматиків коліс $\mathbf{A_{пн}}$ і деяка частина роботи амортизаторів за проміжок часу **аб**, причому в загальному балансі нерозсіяної енергії робота коліс (потенціальна енергія пневматика, накопичена на етапі прямого ходу) є найбільшою.

Такі самі особливості розподіл енергій має й при повторних ударах об ЗПС, відмінність полягає лише в тому, що при цьому збільшується частина нерозсіяної кінетичної енергії (відношення кінетичної енергії $\mathbf{W_{t=б(б')(б")}}$ до кінетичної енергії в момент початку повторного удару). Тобто з усієї роботи $\mathbf{W_к}$, яка сприймається амортизаційною системою, може бути погашена (або частково погашена) тільки робота $\mathbf{A_{ам}}$. Величина ж $\mathbf{iA_{пн}}$ не може розсіюватися сучасними амортизаційними системами в принципі. Таким чином, за величиною $\mathbf{iA_{пн}/A}$ можна оцінювати граничні можливості амортизаційних систем шасі сучасних літаків, а за параметром розсіювання енергії – перший посадковий удар літака об ЗПС.

Якщо звернутися до статистики (табл. 6.1), то стане цілком очевидним, що величина $\mathbf{iA_{пн}/A}$ в амортизаційних системах сучасних літаків є істотною й становить 0,21…0,82. Вихідне зменшення $\mathbf{iA_{пн}/A}$ є просто неможливим, оскільки параметр $\mathbf{iA_{пн}}$ визначає прохідність літаків по ЗПС із невеликою міцністю.

Таким чином, у першій фазі роботи амортизаційної системи 20…80 % енергії першого посадкового удару літака об ЗПС не розсіюється, а йде на повторне підкидання літака, його злітання над ЗПС або «козління» [52, 53].

Так, під час посадок деяких літаків мали місце повторні відокремлення опор шасі від ЗПС. Процес розгойдування виникав у лівій основній опорі, потім він підсилювався розгойдуванням у правій основній опорі. Ці коливання передавалися на передню опору, і через невеликий проміжок часу відбувалося відокремлення літака від ЗПС.

Повторне відокремлення літака від ЗПС, злітання, «козління», галопування й «козління», що прогресує [83], є вкрай небажаними поздовжніми коливаннями літаків під час посадок, а властиві вони всім типам літаків, що мають шасі з носовим колесом, оскільки амортизаційні системи сучасних літаків взагалі не можуть розсіяти всю енергію першого посадкового удару об ЗПС, що й призводить до появи нерозрахункових перевантажень (рис. 6.2).

Таблиця 6.1

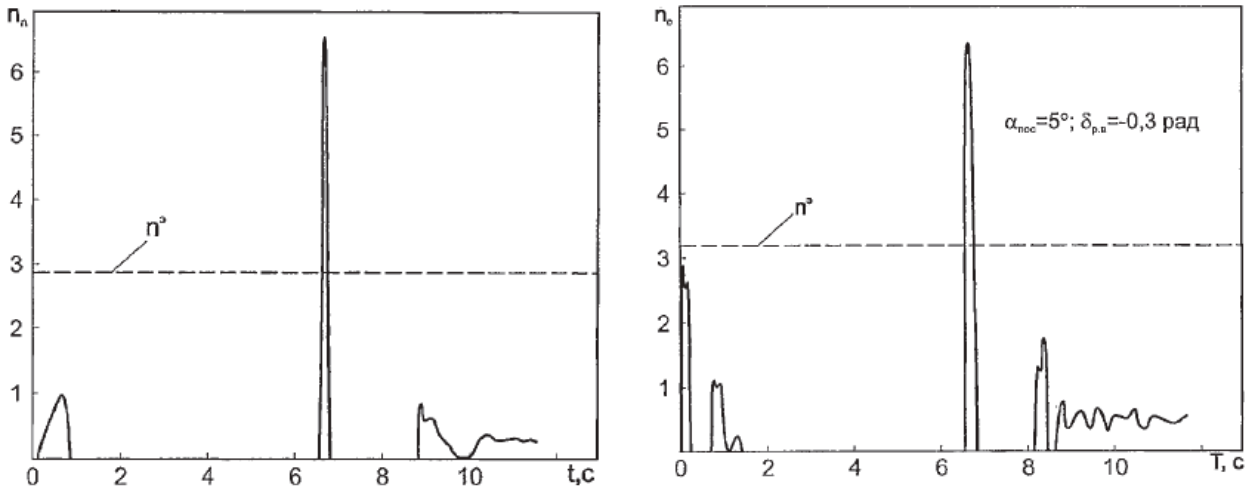
Енергетичні характеристики амортизаційних систем деяких пасажирських і транспортних літаків

Опори шасі		Розміри пневматиків, мм	Кількість коліс на одній опорі **i**	Початковий тиск у пневматику, атм	Максимально допустима робота пневматика, Н·м	Експлуатаційна робота амортизатора, Н·м	Частка потенціальної енергії в амортизаційній системі $iA_{пн}/A$
Ан-24	Передня Основна	700x250 900x300	2 2	4...4,5 5...6,5	4700...5480 15020...22000	3900...3600 11900...9900	0,48…0,55
Ан-38	Передня Основна	600x 220-254 810x 320-330	1 2	5 6	2850…8650	2070…3380	0,58…0,80
Ан-140	Передня Основна	600x 220-254 810x 320-330	2 2	5 8,5	2850…12400	2300…4820	0,71…0,85
Ан-70	Передня Основна	1120x450 1120x450	2 2x3	7 7	25600…25600	17000…12840	0,75…0,80
Як-40	Передня Основна	720x310 1120x450	1 1	4,5 5	6960…25600	28700…46600	0,24…0,55
Як-42Д	Передня Основна	930x305 930x305	2 4	6 9	24000…70000	68500…103300	0,35…0,67
Ил-62	Передня Основна	930x309 1450x450	2 4	8 11	31000…320000	126000…274000	0,246…0,82
Ту-134А	Передня Основна	660x200 930x305	2 4	9 9	9350…69800	33100…102000	0,28…0,68
Ту-154Д	Передня Основна	800x225 950x300	2 6	9,5 10	16500…78000	66000…151100	0,25…0,515
Передні опори							
52		600x200	2	10	5110	21700	0,235
Т47		600x155	1	9	3470	21550	0,161
Т-8		660x200	1	6	3530	12400	0,294
9-12		570x140	2	10	5800	20020	0,287
Т 6-6		660x200	2	10	11400	35500	0,32
Т-10		680x260	1	7	6350	10330	0,61
155		700x200	2	9	10500	48500	0,214
Т6М-2		840x200	2	10	28700	44100	0,165
Основні опори							
Т47		880x230	1	14	11200	41200	0,27
Т-8		600x225	1	9	8650	26500	0,326
9-12		840x290	1	12	17200	32300	0,53
Т-10		1030x350	1	11	18750	36400	0,515
155		1300x360	1	10	33750	89000	0,38
Т6М-2		950x400	2	12	48000	124200	0,39

Непогашеність енергії першого посадкового удару об ЗПС призводить не тільки до вкрай небажаних і не контрольованих льотчиком поздовжніх коливань під час посадок, але й до значних перевантажень під час повторних ударів літака об ЗПС.

Ці негативні процеси, тобто повторне відокремлення літака від ЗПС, «козління» і надмірні перевантаження під час повторних ударів, багато в чому визначаються посадковою конфігурацією літака й зовнішніми умовами його посадки. Однак основною причиною підскоків літака під час приземлення є непогашеність посадкової енергії, що зумовлено низькими гістерезисними можливостями наявних амортизаційних систем.

Усе це й зумовило появу досліджень [42, 83], спрямованих на пошук можливих варіантів погашення енергії пневматиків у замкненому амортизаційному циклі під час посадки літаків.



а *б*

Рис. 6.2. Перевантаження під час посадок літака Миг-21 з «козлінням»: *а* – у передній опорі; *б* – в основних опорах

6.3. Види амортизаторів і схеми їх роботи

Амортизатори всіх типів мають пружні й демпфірувальні елементи. Пружний елемент акумулює частину кінетичної енергії удару після обтиснення амортизатора й повертає його в початкове положення для сприйняття наступних ударів. Демпфірувальний елемент поглинає й розсіює енергію удару.

Залежно від робочих тіл, що сприймають і погашають посадкову енергію літака, розрізняють такі види амортизаторів: газорідинні, газорідинно-пружинні, рідинні, пружинно-фрикційні, гумові, стрічкові тощо.

Пружним елементом газорідинних амортизаторів [23, 37] (рис. 6.3, *а*) є газ, тиск якого при обтисненні амортизатора збільшується. Енергія стисненого газу накопичується в газовій камері й використовується для того, щоб повернути амортизатор у початкове положення після припинення дії зовнішнього навантаження. Розсіюється енергія внаслідок роботи сил механічного тертя частин амортизатора й рідини, яка перетікає через малі отвори 1.

Існують рідинно-газові амортизатори з роздільними камерами для рідини й газу. У цьому випадку елементи робочих тіл не змішуються й емульсія не утворюється.

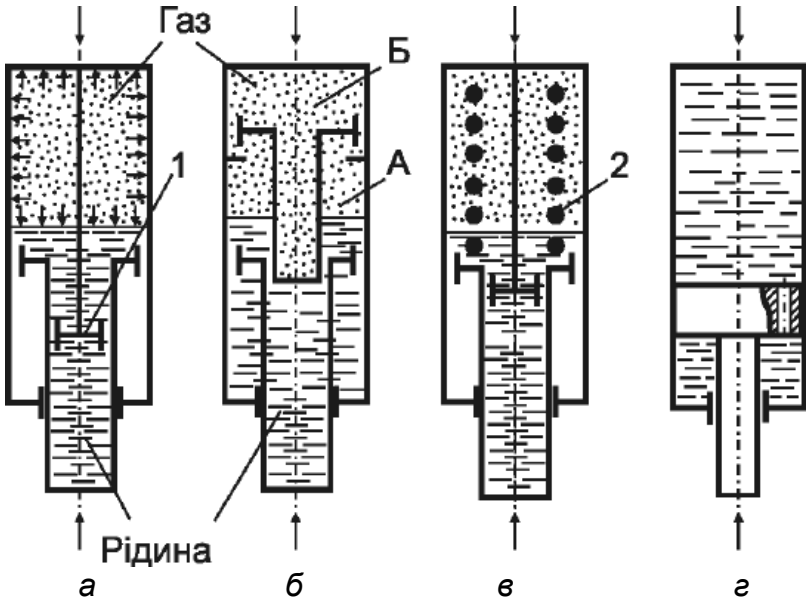


Рис. 6.3. Схеми амортизаторів, що використовуються у стояках шасі літаків

Щоб одержати більш м'яку амортизацію під час руху літака по нерівному ґрунту, застосовують рідинно-газові амортизатори з двома роздільними порожнинами **А** і **Б** (рис. 6.3, *б*) для газу (двокамерні).

Коли колесо шасі стикається з нерівністю, починає працювати камера **Б** і запобігає появі пікових навантажень, які можуть при цьому виникнути.

Газорідинно-пружинний амортизатор (рис. 6.3, *в*), на відміну від газорідинного, має додатковий пружний елемент – сталеву пружину 2, завдяки чому амортизація стає більш м'якою.

Робочим тілом рідинного амортизатора (рис. 6.3, *г*) є тільки рідина. Робота амортизатора ґрунтується на стисливості рідини при високих тисках. Завдяки енергії, що акумулюється стисливою рідиною, амортизатор повертається в початкове положення.

Пружинно-фрикційні амортизатори (металеві) сприймають енергію удару внаслідок роботи сил пружних деформацій спіральних або

кільцевих пружин. Розсіювання енергії в цьому випадку визначається роботою сил тертя кілець. Підвищити величину гістерезису пружинно-фрикційних амортизаторів можна за рахунок роботи їх елементів у пластичній зоні. Робота таких амортизаторів майже не залежить від температури. Застосовують їх на одноразових апаратах.

Схеми роботи газорідинних амортизаторів. Такий вид амортизатора набув найширшого застосування в сучасному літакобудуванні, оскільки має високу енергоємність при мінімальній масі. Теорію розрахунку таких амортизаторів розробили В. П. Ветчинкін Є. С. Щетинков і А. Г. Агладзе [22, 23] на початку 30-х років минулого століття. Пізніше роботу амортизації успішно досліджували А. А. Бєлоус та інші науковці.

У процесі посадки літака або його руху по нерівній поверхні аеродрому колеса шасі сприймають ударні навантаження, які передаються на амортизатори у вигляді сили $\mathbf{P_a}$ (рис. 6.4).

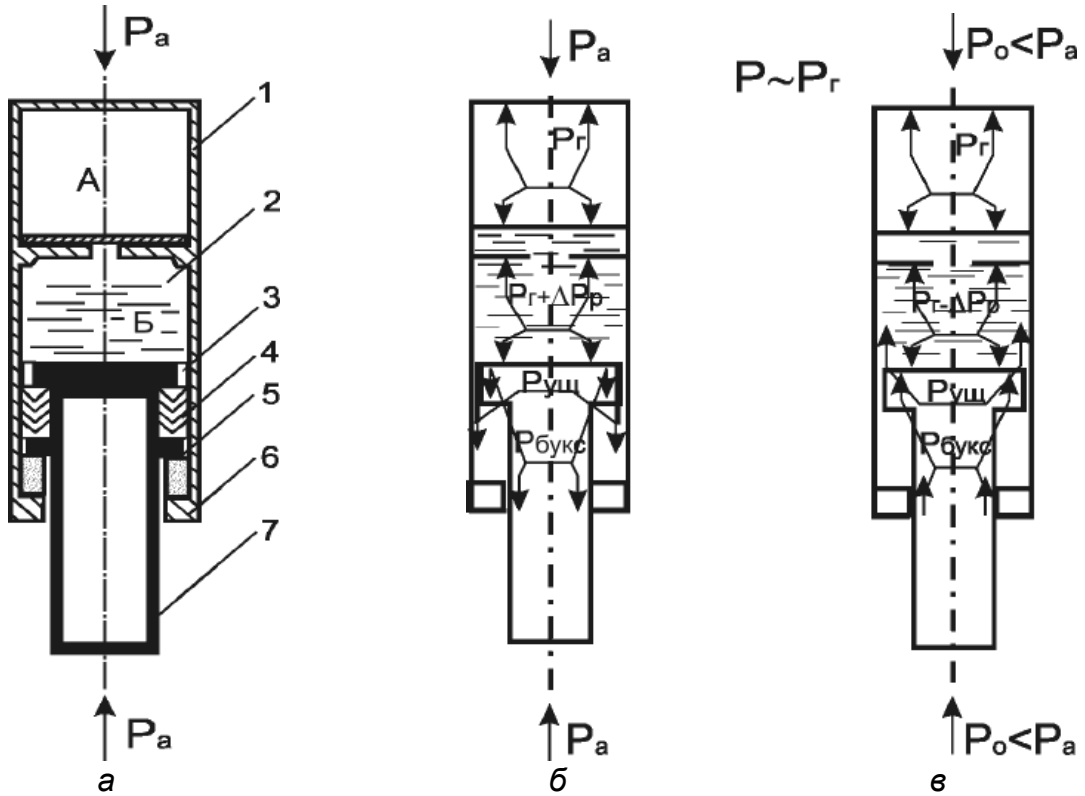


Рис. 6.4. Газорідинний амортизатор (*а*) та схеми його роботи на прямому (*б*) і зворотному (*в*) ходах: 1 – циліндр, 2 – діафрагма; 3 – верхня букса; 4 – ущільнювальний пакет; 5 – демпфер; 6 – нижня букса; 7 – шток

Під дією сили $\mathbf{P_a}$ шток входить у циліндр, поршень (верхня букса й ущільнювальний пакет) видавлює рідину з порожнини **Б** у газову камеру **А**, де відбувається стискання газу й акумулювання ним значної частини енергії, поглиненої амортизатором.

Пом'якшення ударів, переданих на шток амортизатора, відбувається внаслідок поступового стискання газу в циліндрі (протягом 0,15…0,3 с). Але амортизатор починає працювати не на початку удару, а тільки при значній величині навантаження на шток $\mathbf{P_{a.}}$. Перший момент удару пом'якшується шинами коліс.

Обтиснення амортизатора починається за таких умов:

$$\mathbf{P_{ам} = P_{ам.с};\ P_{ам.о} \geq P_о + P_{тер},} \qquad (6.37)$$

де $\mathbf{P_{ам.о}}$ – сила попереднього затягування амортизатора; $\mathbf{P_{тер}}$ – сила тертя між ущільненням і напрямними буксами на початку обтиснення амортизатора; $\mathbf{P_{ам.с}}$ – сила стискання газу в необтисненому амортизаторі.

Наявність попереднього затягування амортизатора (сили $\mathbf{P_{ам.о}}$) дає можливість зменшити необхідну величину ходу штока по висоті стояка шасі.

У процесі обтиснення амортизатора осьове навантаження на шток визначається так:

$$\mathbf{P_{ам} = P_г + P_р + P_{тер}.} \qquad (6.38)$$

Сила стискання газу змінюється за політропічним законом

$$\mathbf{P_г} = \mathbf{p_o F}\left(\frac{\mathbf{V_o}}{\mathbf{V_o - FS}}\right)^{\mathbf{n}}, \qquad (6.39)$$

де $\mathbf{V_o}$ – початковий об’єм газової камери в необтисненому амортизаторі; **S** – хід поршня амортизатора; **F** – площа поршня, що стискає газ у циліндрі амортизатора; $\mathbf{p_o}$ – початковий тиск газу (у необтисненому амортизаторі); **n = 1,1…1,2** – показник політропи.

Сила гідравлічного опору, що створюється внаслідок збільшення тиску рідини в порожнині **Б** (під час переміщення поршня вверх) порівняно з тиском газу в порожнині **А,** визначається формулою

$$\mathbf{P_р = \Delta p F_р,} \qquad (6.40)$$

де $\mathbf{F_р}$ – площа поршня, на яку діє перепад тиску $\Delta\mathbf{p}$.

Для амортизатора, зображеного на рис. 6.4, $\mathbf{F_р = F,}$ де **F** – площа всього поршня під час прямого ходу штока.

Вираз для перепаду тисків має вигляд

$$\Delta\mathbf{p} = \frac{\gamma \mathbf{V_р^2}}{\mathbf{2g}},$$

де γ – питома густина рідини; **g** – прискорення вільного падіння; $\mathbf{V_р}$ – швидкість витікання рідини через отвір у діафрагмі 2 із порожнини **Б** у порожнину **А**.

Величину $\mathbf{V_р}$ можна визначити з рівняння секундної витрати рідини через отвір:

$$\mathbf{F_р V_п} = \mu_\mathbf{р} \mathbf{f_р V_р},$$

де $\mathbf{V_п}$ – швидкість руху поршня в циліндрі; $\mu_р$ – коефіцієнт витікання рідини через отвір площею $\mathbf{f_р}$, що характеризується звуженням струменя залежно від форми отвору (з гострим або закругленим краєм) і в'язкості рідини.

Якщо отвори в амортизаторі мають гострі кромки і застосовується масло АМГ-10, то в діапазоні робочих температур $\mu_р$ **= 0,71…0,76.**

Іноді зручно в розрахунках користуватися формулою

$$\frac{1}{\mu_р} = \xi,$$

де ξ – коефіцієнт гідравлічного опору.

Після перетворень вираз для сили гідравлічного опору набирає такого вигляду:

$$\mathbf{P_р} = \frac{\mathbf{F_р}\gamma}{2\mu_р^2 \mathbf{g}}\left(\frac{\mathbf{F_р}}{\mathbf{f_р}}\right)^2 \mathbf{V_п^2}. \qquad (6.41)$$

Якщо задано величину ξ, то цей вираз набирає вигляду

$$\mathbf{P_р} = \xi\frac{\mathbf{F_р}\gamma}{2\mathbf{g}}\left(\frac{\mathbf{F_р}}{\mathbf{f_р}}\right)^2 \mathbf{V_п^2}. \qquad (6.42)$$

Сила тертя між ущільненнями й напрямними буксами, що входить у (6.38), визначається формулою

$$\mathbf{P_{тер} = P_{ущ} + P_б}.$$

Цю силу приблизно можна виразити через силу стискання газу:

$$\mathbf{P_{тер} = (\mu_{ущ} + \mu_б)P_г'}, \qquad (6.43)$$

де $\mu_{ущ}$ – коефіцієнт тертя ущільнення; $\mu_б$ – коефіцієнт тертя букс.

Силу гідравлічного опору під час зворотного ходу штока визначають так:

$$\mathbf{P_р'} = \Delta\mathbf{p'F_р}; \Delta\mathbf{p'} = \mathbf{p_е} - \mathbf{p_р'},$$

де $\Delta\mathbf{p'}$ – різниця між тиском газу й тиском рідини.

Під дією $\Delta\mathbf{p'}$ відбувається перетікання рідини з газової порожнини в рідинну через отвір у діафрагмі. Функцію рідинного поршня (площею $\mathbf{F_р}$) виконує стиснений газ (див. рис. 6.4, *в*).

Величину $\mathbf{P_р'}$ розраховують за формулою (6.41) або (6.42) для цього типу амортизатора. При цьому швидкість поршня є меншою й має інший характер, ніж під час прямого ходу штока.

Сили тертя ущільнень $\mathbf{P'_{ущ}}$ і букс $\mathbf{P'_б}$ під час зворотного ходу штока беруть такими, як і під час прямого ходу:

$$\mathbf{P'_{ущ}} = \mathbf{P_{ущ}}; \mathbf{P'_б} = \mathbf{P_б}.$$

6.4. Діаграма роботи газорідинного амортизатора

Діаграма роботи газорідинного амортизатора є досить важливою характеристикою його роботи (рис. 6.5) [22, 37].

По осі ординат діаграми відкладають величини осьових сил $\mathbf{P_a}$, що діють на шток амортизатора, по осі абсцис – хід поршня амортизатора **S**. Початок обтиснення амортизатора відбувається при навантаженні на шток, що дорівнює силі попереднього затягування $\mathbf{P_{ам.о}}$ (за відсутності гідравлічного опору). Сила обтиснення амортизатора $\mathbf{P_{ам} = f(S)}$ дорівнює сумі сил опору:

$$\mathbf{P_o = P_г + P_р + P_{тер}.}$$

Сила стискання газу в циліндрі $\mathbf{P_г = f(S)}$ збільшується за політропою **АабБ.** Силу гідравлічного опору $\mathbf{P_р = f(S)}$ під час прямого ходу штока відкладають від політропи вверх (крива **АасБ**). Силу тертя між ущільненнями й напрямними буксами $\mathbf{P_{тер} = f(S)}$ під час прямого ходу штока відкладають уверх від кривої $\mathbf{P_р = (S)}$ (крива **ГагК).**

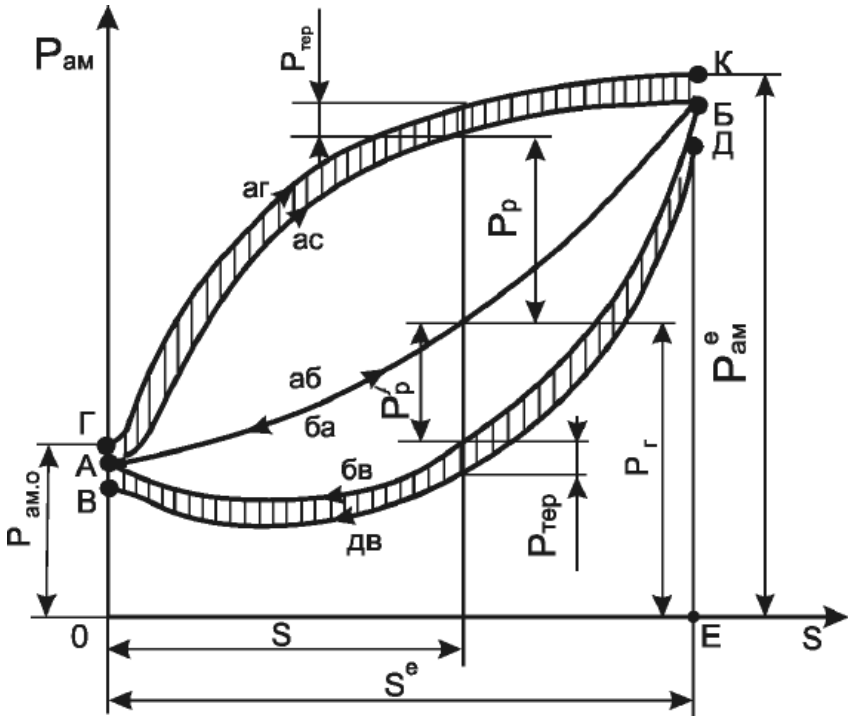


Рис. 6.5. Діаграма роботи газорідинного амортизатора

Сила розширення газу $\mathbf{P_г = f(S)}$ змінюється за тією самою політропою, що й сила стискання, тільки у зворотному напрямку (крива **ББаА).** Силу гідравлічного опору $\mathbf{P'_р = f(S)}$ відкладають від політропи вниз (крива **ББвА)**. Силу тертя $\mathbf{P'_{тер} = f(S)}$ відкладають від кривої гідравлічного опору вниз і зображують лінією **АдвВ**, що одночасно є зміненням осьової сили на амортизатор під час зворотного ходу штока.

Сила виходу штока із циліндра $\mathbf{P'_a = f(S)}$ визначається різницею внутрішніх сил:

$$\mathbf{P'_a = P_г - (P'_р + P_{тер})}.$$

Робота амортизатора під час зворотного ходу штока виробляється енергією стисненого газу. Сила**,** що діє на амортизатор, коли шток виходить із циліндра, визначається виразом

$$\mathbf{P'_a = P'_г - (P_р + P_{ущ} + P_б)}, \qquad (6.44)$$

де $\mathbf{P'_г}$ – сила розширення газу в амортизаторі. Через те, що показник політропи під час стискання й розширення газу беруть однаковим **(n = 1,1…1,2)** і близьким до одиниці, уважають, що розширення газу відбувається за тією самою політропою, що й стискання. У цьому випадку $\mathbf{P'_г = P_г}$.

Площа діаграми **ОГКЕО** відповідає роботі, яка поглинається амортизатором під час прямого ходу штока. Якщо амортизатор спроєктовано правильно, то ця робота дорівнює $\mathbf{A^e_{ам}}$. Відношення $\mathbf{A^e_{ам}}$ до роботи $\mathbf{P^e_a S^e}$ (теоретично можливої роботи амортизатора) називають коефіцієнтом повноти діаграми:

$$\eta = \frac{\mathbf{A^e_{ам}}}{\mathbf{P^e_a S^e}}. \qquad (6.45)$$

Величина η характеризує роботоздатність амортизатора. При більшій величині η за інших рівних умов амортизатор поглинає більшу роботу. При меншому значенні η амортизатор працює м'яко, при більшому – більш жорстко.

Площа діаграми **ГКДВГ** відповідає роботі, яка розсіюється амортизатором, у тому числі:

– під час прямого ходу штока – площа **ГКБАГ**;

– під час зворотного ходу штока – площа **АДВАБ**.

Робота, що розсіюється рідиною, відповідає площам діаграми:

– під час прямого ходу штока – **АасББаА**;

– під час зворотного ходу штока – **АбвАабБ**.

Площа діаграми **ВдвДЕОВ** відповідає роботі піднімання літака з положення обтиснутої амортизації на деяку висоту під дією сил виходу штока з амортизатора.

Великі значення цієї площі свідчать про те, що амортизатор може спричинити вкрай небажані коливання літака під час його поздовжнього руху по ЗПС, стрибки літака.

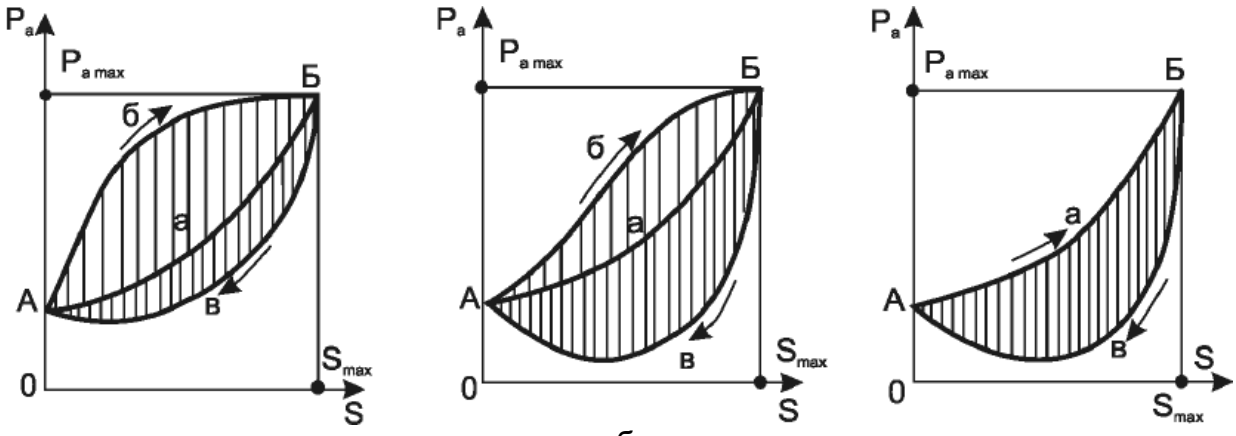
Розробляючи амортизаційну систему, конструктор може й повинен відразу ж орієнтуватися на прийнятну для проєктованого шасі схему діаграми амортизатора.

У схемі роботи амортизатора з переважним гальмуванням рідини під час прямого ходу штока (рис. 6.6, *а*) робота сил гідравлічного опору при обтисненні амортизатора (**АасБбаА**) є значно більшою, ніж під час зворотного ходу штока (**ББвАабБ**). Основною перевагою цієї схеми є максимальна роботоємність, що визначається величиною коефіцієнта повноти діаграми η **= 0,75…0,80**. Завдяки великій роботоємності амортизатор, що працює за цією схемою, здатний поглинути $\mathbf{A}^{\mathbf{e}}_{\mathbf{ам}}$ в умовах мінімально можливого ходу штока, малої довжини й невеликої маси конструкції. Недоліками амортизаторів, що працюють із переважним гальмуванням рідини під час прямого ходу штока, є:

1) значна жорсткість (велике значення $\partial \mathbf{P_a} / \partial \mathbf{S}$ на початку ходу), унаслідок чого слабко пом'якшуються удари коліс об нерівну поверхню аеродрому під час руху літака по землі;

2) недостатнє розсіювання рідиною під час зворотного ходу штока (мала площа **ББвАабБ**), що характеризує слабкі властивості щодо погашення стрибків літака після ударів коліс об землю під час посадки.

Схема роботи амортизаторів, яку зображено на рис. 6.6, *а*, використовувалася в тих випадках, коли шасі мали колеса з невисоким тиском повітря, що компенсували своєю м'якою роботою високу жорсткість амортизатора.



а *б* *в*

Рис. 6.6. Схеми роботи амортизаторів з переважним розсіюванням енергії: *а* – на прямому ході; *б* – на зворотному ходу; *в* – тільки на зворотному ходу

Схема роботи амортизатора з переважним гальмуванням рідини під час зворотного ходу штока (рис. 6.6, *б*) характеризується невеликою роботою сил гідравлічного опору при обтисненні амортизатора (площа **АасБабФ**) порівняно з роботою під час зворотного ходу штока (площа **ББвАабБ**). Переваги цієї схеми роботи амортизатора полягають у такому:

1) невелика жорсткість під час прямого ходу штока, що дає змогу пом'якшувати удари коліс об нерівну поверхню аеродрому під час пробігу й розбігу літака;

2) велика робота сил гідравлічного опору під час зворотного ходу штока, що сприяє погашенню коливань (стрибків) літака, коли він рухається по землі.

Недоліками схеми роботи амортизатора з переважним гальмуванням рідини під час зворотного ходу штока є висока його роботоємність, унаслідок чого потребується більше обтиснення амортизатора під час поглинання ним $\mathbf{A}^{\mathbf{e}}_{\mathbf{ам}}$, ніж під час роботи з гальмуванням рідини на прямому ходу. Оскільки прямий хід штока є довгим, має бути забезпечена велика довжина амортизатора і стояка шасі, через що збільшується їх маса. Незважаючи на зазначені недоліки, схема роботи амортизаторів з переважним гальмуванням рідини під час прямого ходу штока є основною для сучасних літакових шасі.

Схема роботи амортизатора гальмуванням рідини тільки під час зворотного ходу штока (рис. 6.6, *в*) характеризується відсутністю роботи сил гідравлічного опору під час прямого ходу й значною роботою цих сил під час виходу штока з циліндра.

Переваги цієї схеми роботи амортизатора: дуже м'яка амортизація під час прямого ходу штока й високі демпфірувальні властивості, що дають можливість запобігати стрибкам літака. Недоліком амортизаторів, що працюють за цією схемою, є дуже низька їх роботоємність, через що потребуються великий хід штока й значна довжина стояка.

Амортизатори з гальмуванням рідини тільки під час зворотного ходу штока можуть застосовуватися в деяких носових і підкрильних стояках або бути першим ступенем двокамерного амортизатора.

Про аналізувавши діаграму роботи амортизатора, можна оцінити основні показники його роботоздатності.

Коефіцієнт повноти діаграми роботи амортизатора

$$\eta^{e} = \frac{\mathbf{A}^{\mathbf{e}}_{\mathbf{ам}}}{\mathbf{P}^{\mathbf{e}}_{\mathbf{a}}\mathbf{S}^{\mathbf{e}}}. \qquad (6.46)$$

Чим більший коефіцієнт повноти діаграми, тим менший хід $\mathbf{S}^{\mathbf{e}}$ потребується для сприйняття нормованої роботи $\mathbf{A}^{\mathbf{e}}_{\mathbf{ам}}$ амортизатора. Разом з тим при збільшенні η^{e} амортизація стає більш жорсткою. Зазвичай η^{e} **= 0,65…0,75**.

Коефіцієнт гістерезису ξ^{e} указує, яка частина роботи, поглиненої амортизатором, перетворюється на тепло:

$$\xi^{e} = \frac{A^{e}_{розс}}{A^{e}_{ам}} = \frac{\text{площа ГКДВГ}}{\text{площа ОГКЕО}}. \qquad (6.47)$$

Чим більший коефіцієнт гістерезису, тим швидше розсіюється енергія посадкового удару й погашаються вертикальні коливання літака під час пробігу.

Для газорідинних амортизаторів ξ^{e} **= 0,5…0,6**, тобто за один (перший) цикл роботи амортизатор розсіює 50…60 % поглиненої енергії.

Коефіцієнт попереднього затягування амортизатора n_o – це відношення вертикального навантаження $P_{к.об}$ на колесо, при якому амортизатор починає обтискатися, до стоянкового зусилля $P_{к.ст}$:

$$n_o = \frac{P_{к.об}}{P_{к.ст}}. \qquad (6.48)$$

Величину цього коефіцієнта вибирають залежно від типу літака й конструкції шасі. Чим більшою є різниця між злітною й посадковою масами, тим меншим беруть коефіцієнт n_o. Для важких літаків, посадкова маса яких приблизно вдвічі менша за злітну, з метою забезпечення прийнятної жорсткості амортизатора на посадці беруть n_o **= 0,5… 0,6**, для легких літаків – n_o **= 0,8…1,0**.

Коефіцієнт експлуатаційного перевантаження амортизатора визначається співвідношенням

$$n^{e}_{ам} = \frac{P_{ам.об}}{P_{ам.ст}} = \frac{P_{к.об}\varphi_{e}}{P_{к.ст}\varphi_{ст}} = n_o \frac{\varphi_{e}}{\varphi_{ст}}, \qquad (6.49)$$

де φ_{e} і $\varphi_{ст}$ – передатні числа відповідно при експлуатаційному й стоянковому обтисненні амортизатора (рис. 6.7).

У міру обтиснення амортизатора передатне число збільшується, а отже, збільшується перевантаження амортизатора. Для важільних стояків шасі $\varphi^{e}/\varphi_{ст}$ **= 1,5…2,0,** а отже, перевантаження амортизатора в 1,5–2 рази більше перевантаження колеса.

Як бачимо, від змінення діаграми роботи амортизатора істотно залежать такі важливі характеристики:

– коефіцієнт повноти діаграми;

– величина експлуатаційного перевантаження;

– наростання (градієнт) перевантаження;

– швидкість повернення амортизатора в початкове положення;

– можливе «козління» літака після першого посадкового удару тощо.

Нині існує велика кількість різноманітних схем конструктивного виконання газорідинних амортизаторів, що дає можливість задовольнити зазначені вище умови й вимоги.

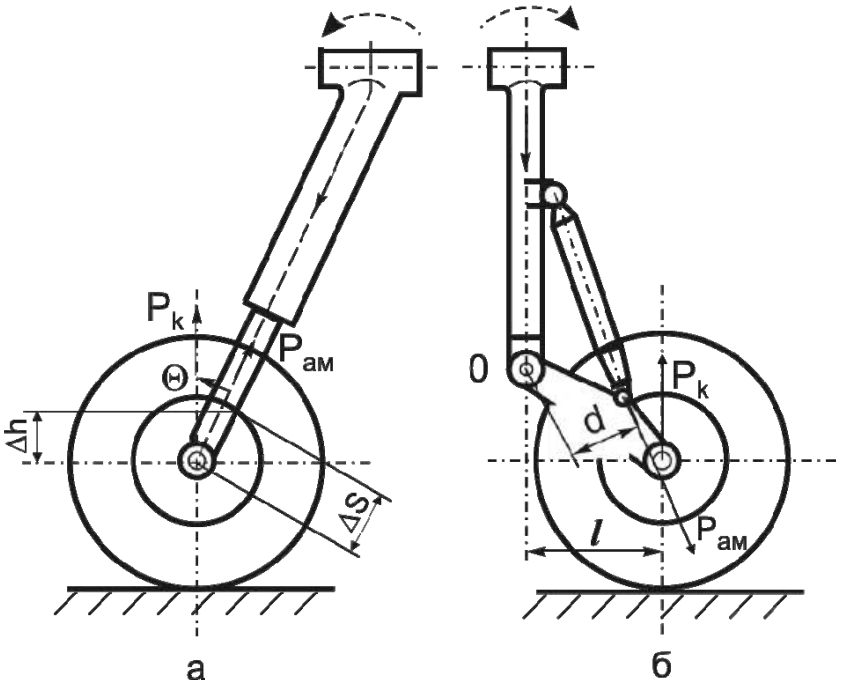


Рис. 6.7. До визначення передатного числа φ: *а* – для телескопічного стояка $\varphi = \frac{P_{ам}}{P_к} = \frac{\Delta h}{\Delta S} = \cos\theta$; *б* – для важільного стояка $\varphi = \frac{P_{ам}}{P_к} = \frac{l}{d}$

6.5. Конструктивне виконання газорідинних амортизаторів

Робочий процес у газорідинному амортизаторі відбувається таким чином. Під час прямого ходу рідина, стиснена поршнем, із великою швидкістю протікає через малі отвори в газову камеру і там, роздрібнюючись на крапельки, насичується газом і захоплює його за собою. Крім того, деяка кількість газу розчиняється в рідині. Дрібні крапельки рідини у зваженому стані в об'ємі газу, як і пузирчики газу в усьому об'ємі рідини, у багато разів збільшують поверхню теплопередачі між повітрям і рідиною. Протягом часу прямого ходу температура стисливого газу збільшується, унаслідок теплообміну крапельки більш холодної рідини нагріваються, а пузирчики нагрітого газу в рідині охолоджуються. Таким чином, відбувається відведення від амортизатора тепла, що утворюється під час стискання газу.

Такі процеси успішно реалізуються в плунжерних, поршневих і двокамерних амортизаторах.

6.5.1. Плунжерні амортизатори

Плунжерні амортизатори (рис. 6.8) мають кілька конструктивних різновидів: вільноплунжерні, щільноплунжерні, плунжерно-голкові й плунжерно-гільзові.

Докладно опишемо будову й принцип роботи вільноплунжерного амортизатора із клапаном гальмування на зворотному ході, що дасть можливість краще зрозуміти конструктивні особливості інших видів амортизаторів цього типу.

Конструктивною особливістю амортизатора, зображеного на рис. 6.9, *а*, є наявність плунжера 2, що виконує функції поршня й для порожнини рідини всередині штока 4. На ущільнення 5, закріплене всередині циліндра, діє тиск газу, що є значно меншим за тиск рідини в порожнині штока (у процесі обтиснення амортизатора).

Під час роботи амортизатора рівень рідини над штоком не змінюється й становить 1,5…2 см, що дає можливість зменшити довжину циліндра й масу стояка шасі порівняно з поршневим амортизатором.

Поршнем, що стискає газ у циліндрі, є шток, площа поперечного перерізу якого менша, ніж площа поперечного перерізу поршня амортизатора. Завдяки цьому політропа стискання газу є більш плавною, що сприяє зниженню жорсткості роботи амортизатора.

Робота тертя ущільнень відбувається по поверхні штока, яка є меншою від поверхні циліндра, унаслідок чого знижується зношуваність ущільнень. Крім того, у виробництві полірувати й хромувати поверхні штока простіше, ніж внутрішню поверхню циліндра.

Щоб створити сили гідравлічного опору в процесі роботи амортизатора, розрахункові отвори для проходження рідини виконують різної форми: у вигляді кільцевого отвору між плунжером і штоком (рис. 6.8, *а*); у вигляді одного круглого отвору у днищі плунжера (рис. 6.8, *в*) або кількох отворів у поршні (рис. 6.8, *б*) у вигляді прямокутних пазів тощо.

Незалежно від форми прохідних отворів для рідини всі амортизатори працюють однаково. Під час прямого ходу штока плунжер створює високий тиск у порожнині з рідиною, і рідина переходить із більшим опором через прохідні отвори в газову камеру. З газової камери рідина вільно проходить через отвори в буксі штока 3, заповнюючи кільцеву порожнину між циліндром і штоком. Площа поперечного перерізу прохідних отворів у буксі штока має становити 10…15 % від площі поперечного перерізу штока, що унеможливлює гідравлічний удар.

Під час поглинання амортизатором роботи на посадці навантаження на шток різко зменшується в кілька разів, і шток виходить із циліндра при невеликому тиску в підплунжерній порожнині. Таким чином, створюється різниця тисків у камерах з газом і рідиною (підплунжерний амортизатор), унаслідок чого відбувається перетікання рідини через прохідні отвори з більшим гідравлічним опором.

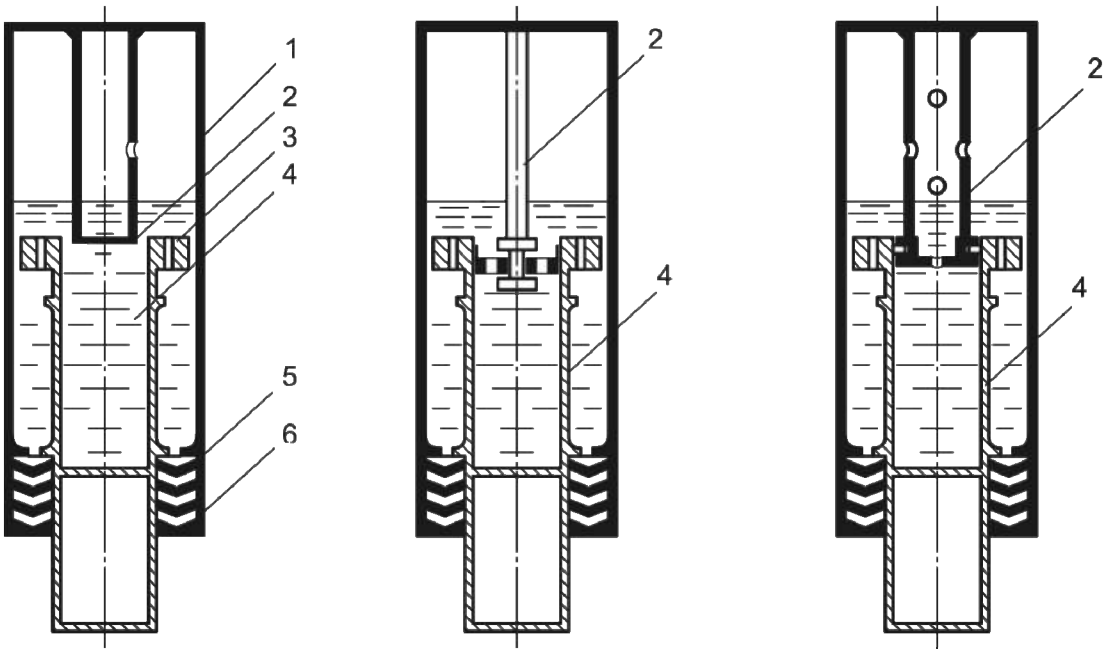


Рис. 6.8. Схеми плунжерних амортизаторів: *а* – з кільцевим отвором для протікання рідини; *б* – із плаваючим плунжером; *в* – з отвором у днищі плунжера для протікання рідини

Стискання газу в циліндрі здійснюється штоком, тому що через отвори в буксі відбувається вирівнювання тисків у порожнині з газом і кільцевих отворах, тобто букса не є поршнем.

Кільцева форма отворів (див. рис. 6.8, *а*) застосовувалася в перших штоково-плунжерних амортизаторах, які мали назву вільно-плунжерних. Основним недоліком такої форми отворів для перетікання рідини є те, що під час виробництва й експлуатації амортизатора дуже складно забезпечити точну співвісність штока і плунжера. При ексцентричній формі кільцевого отвору для проходження рідини різко зменшується сила гідравлічного опору.

Наявність отвору в днищі плунжера для проходження рідини (див. рис. 6.8, *в*) дає змогу усунути недоліки, властиві амортизатору з кільцевою формою отвору. Для забезпечення проходження рідини тільки через отвір у плунжері в конструкції його поршня передбачено ущільнювальне кільце. Щоб запобігти задиркам від кільця на внутрішній поверхні штока, його роблять пружинним. Недолік плунжера з ущільнювальним кільцем полягає в тому, що кільце в процесі експлуатації може зламатися, що призведе до різкого зменшення гідравлічного опору.

Застосування тарілчастого поршня плунжера з кількома отворами для проходження рідини (див. рис. 6.8, *б*) унеможливило вплив несспіввісності плунжера зі штоком без використання ущільнювального кільця. Поршень установлено на штоку з проміжком, достатнім для

його переміщення за умов неспіввісності штока й плунжера. Недоліком дуже малих отворів у поршні плунжера для проходження рідини є їх чутливість до чистоти й форми отвору. Якщо краї отвору є гострими, то коефіцієнт опору **ξ = 2,4…2,7**, а якщо закруглені з радіусом **r = 0,5d** (**d** – діаметр отвору), то **ξ = 1,3…1,5**.

Якщо площа отворів для проходження рідини в процесі прямого і зворотного ходу штока є однаковою, то сила гідравлічного опору залежить тільки від швидкості переміщення поршня в циліндрі.

На колеса реактивних літаків з важільною підвіскою коліс, що мають великі злітно-посадкові швидкості, діють значні вертикальні й лобові сили, які передаються на штоки амортизаторів. Різке збільшення швидкості поршня $\mathbf{V_п}$ відбувається на початку обтиснення амортизатора, що приводить до значного збільшення опору рідини під час його роботи.

Під час жорсткої посадки літака навантаження на шток амортизатора може виявитися більшим за розрахункове $\mathbf{P_{a\ max}}$. Під час зворотного ходу штока перепад тисків у камерах з газом і рідиною (підплунжерний) камерами значно менший, ніж за умов обтиснення амортизатора. Через це гальмування рідини, коли шток виходить із циліндра, є недостатнім для гашення коливань літака під час його руху по землі. Таким чином, амортизатор працює з переважним гальмуванням рідини під час прямого ходу штока.

Змінення величини прохідних отворів для протікання рідини за допомогою клапанів. Основним недоліком розглянутих плунжерних амортизаторів є те, що в них рідина перетікає через ті ж самі отвори (з однаковою площею) під час прямого й зворотного ходів штока. Щоб зменшити жорсткість амортизатора при обтисненні й підвищити його демпфірувальні властивості, а також запобігти стрибкам літака, необхідно, щоб величина отворів для проходження рідини під час прямого ходу штока була б у 2–2,5 раза більшою, ніж під час зворотного. Це стане можливим, якщо використати в амортизаторах клапани, що перекривають частину площі отворів у процесі витікання рідини тільки під час зворотного ходу штока. При обтисненні амортизаторів ці клапани практично не впливають на роботу сил гідравлічного опору. Клапани установлюють на штоку амортизатора для створення гідравлічного опіру рідини в порожнині між штоком і циліндром. В окремих випадках клапани встановлюють на кінці плунжера в порожнині для рідини штока. Від місця встановлення залежить форма клапана.

У днищі плунжера встановлюють клапан золотникового типу (рис. 6.9), а на поршні – плунжерно-пластинчастий клапан (рис. 6.9, *а*). При обтисненні амортизаторів клапани під тиском рідини піднімаються вверх і відкривають усі отвори, що сполучають підплун-

жерну порожнину і порожнину з газом (рис. 6.9, *в*). Площа цих отворів визначається умовою забезпечення необхідної жорсткості амортизатора та його роботоємкості.

Під час зворотного ходу штока клапани опускаються (рис. 6.9, *г*) і перекривають частину прохідних отворів для рідини, унаслідок чого збільшується перепад тисків у порожнині з газом і підплунжерній порожнині. Збільшення перепаду тисків сприяє збільшенню роботи сил гідравлічного опору під час зворотного ходу штока й підвищенню демпфірувальних властивостей амортизатора. Якщо розміри отворів для витікання рідини під час зворотного ходу штока підібрати правильно, то можна значно зменшити здатність літака підстрибувати під час руху по землі.

Для ефективної роботи клапанів у плунжерах необхідно забезпечити герметичність з'єднання плунжера зі штоком. В амортизаторах із золотниковим клапаном герметичності досягають шляхом установлення ущільнювального пружинного кільця на плунжері або в штоку амортизатора.

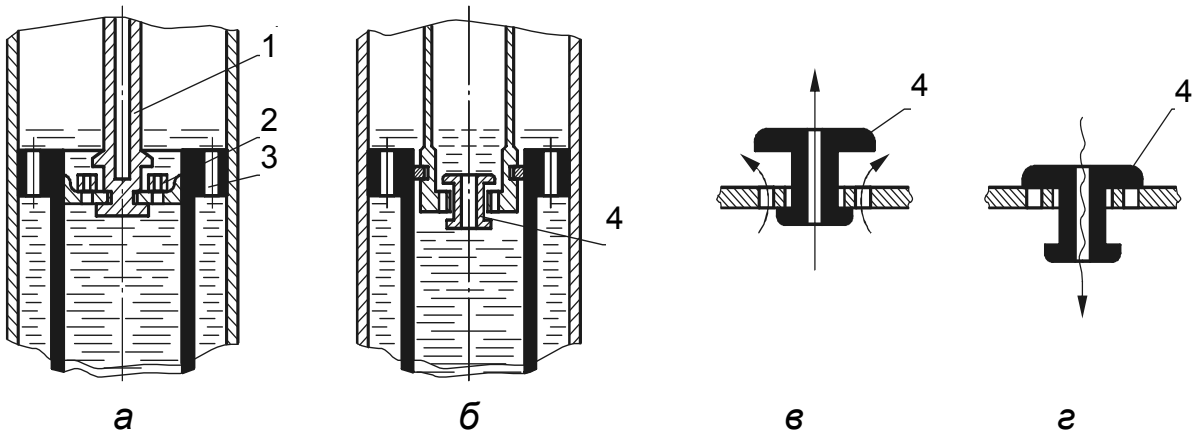


Рис. 6.9. Схема розташування гідравлічних частин плунжерного амортизатора:
а – із пластинчастим клапаном; *б, в, г* – із золотниковим клапаном;
1 – шток плунжера; 2 – пластинчастий клапан; 3 – поршень плунжера;
4 – золотниковий клапан

Якщо застосовують пластинчастий клапан на тарілчастому поршні плунжера (див. рис. 6.9, *а*), то поршень установлюють з ковзною посадкою у штоку, і він має вільний радіальний хід на штоку плунжера для виключення напружень у ньому при неспіввісності його зі штоком амортизатора.

Основною перевагою застосування клапанів у плунжерах є унеможливлення впливу високого тиску рідини на ущільнення циліндра під час прямого й зворотного ходів штока.

Використання кільцевих клапанів у плунжерних амортизато-

рах. Зі збільшенням злітно-посадкових швидкостей літака збільшилися й швидкості руху штока в амортизаторі, унаслідок чого різко збільшилися інерційні сили від маси штока. Таким чином, шток виходить із циліндра не тільки під дією сили тиску рідини в підплунжерній порожнині, але й під дією інерційних сил. У цьому випадку робота клапанів у плунжерах є недостатньо ефективною для гашення коливань літака. Значно підвищують демпфірувальні властивості амортизаторів кільцеві клапани, установлені на штоках (рис. 6.10).

При обтисненні амортизатора рідина виходить із підплунжерної порожнини в порожнину з газом з відповідним опором, а назад – через отвір у буксі, при цьому опущений клапан вільно заповнює кільцеву порожнину між штоком і циліндром амортизатора (рис. 6.10, *б*).

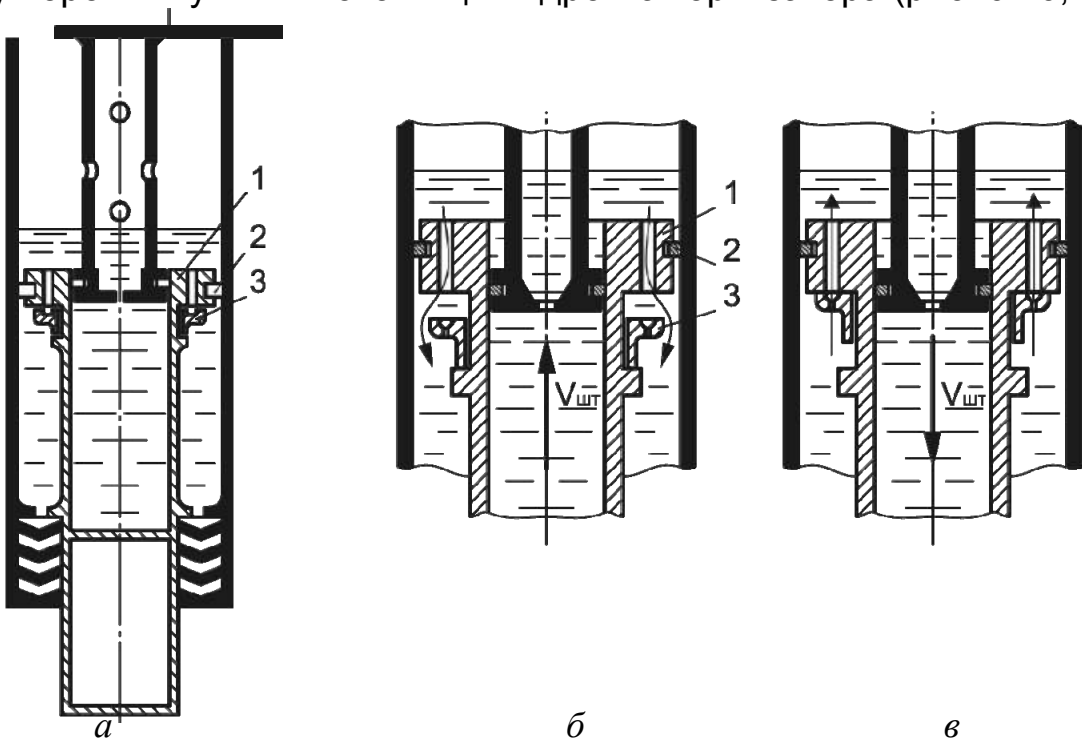
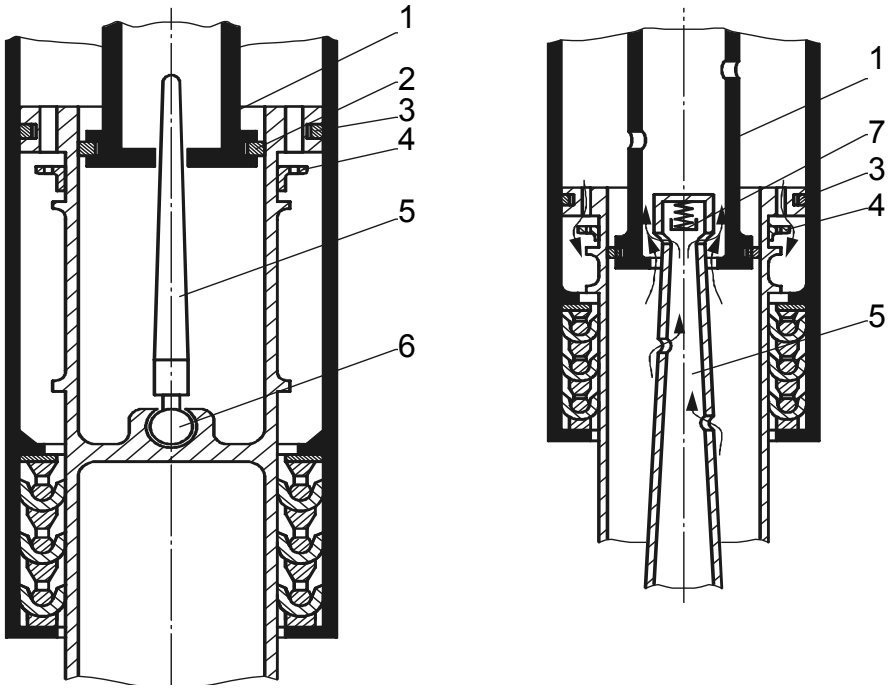


Рис. 6.10. Схема амортизатора з кільцевим клапаном (*а*);
б – на прямому ходу; *в* – на зворотному ходу;
1 – поршень; 2 – ущільнювальне кільце; 3 – кільцеві клапани

Основним недоліком застосування кільцевих клапанів на штоках амортизаторів є підвищення тиску рідини на ущільнення циліндра під час зворотного ходу штока. Незважаючи на цей недолік, у всіх амортизаторах сучасних літаків застосовуються тільки такі клапани, що є ефективним засобом гашення коливань літаків під час руху по землі.

У плунжерних амортизаторах робота сил гідравлічного опору під час прямого ходу штока здійснюється шляхом проходження рідини з підплунжерної порожнини в порожнину з газом через малі отвори. Щоб створити змінну площу отворів, які сполучають ці порожнини, за-

стосовують конусну голку, що входить в отвір днища плунжера (рис. 6.11). Цим забезпечується необхідний закон змінення прохідних перерізів для перетікання рідини на прямому й зворотному ходах амортизаційного цикла.



а *б*

Рис. 6.11. Схема гідравлічних частин плунжерного амортизатора:
а – з конусною голкою; *б* – з редукційним клапаном на кінці голки;
1 – плунжер; 2, 3 – ущільнювальні кільця; 4 – перекривний клапан;
5 – кільцева голка; 6 – шарнір; 7 – редукційний клапан

Голка 5 (рис. 6.11, *а*) кріпиться шарнірно одним кінцем у днище підплунжерної порожнини 6, іншим вільним кінцем входить в отвір плунжера 1. При шарнірному кріпленні конусної голки вона може самоорієнтуватися в центрі отвору тиском швидкісного напору рідини, що проходить через кільцеву площу. При жорсткому кріпленні голки важко зцентрувати її в отворі, тому виходить не концентрична, а ексцентрична форма площі проходження рідини, унаслідок чого зменшується величина сил гідравлічного опору, різко зменшується жорсткість і знижується роботоздатність амортизатора.

У процесі експлуатації амортизатора шарнірне кріплення конусної голки не забезпечує надійного центрування її отвору з двох причин:

– у процесі поглинання амортизатором роботи удару колесами по нерівності аеродрому голка відхиляється в отворі під дією інерційних сил;

– при тривалій експлуатації відбувається заклинення голки в шарнірі внаслідок утворення в ньому окислів металу і частинок коксівного масла.

В амортизаторах сучасних літаків конусна голка кріпиться в штоку за допомогою циліндричної втулки, що забезпечує точне центрування її в отворі плунжера.

Розраховуючи гідравлічну частину амортизатора, в'язкість рідини беруть при температурі 15…20 °С. В умовах експлуатації при температурі –40 °С відбувається різке підвищення в'язкості, особливо спирто-гліцеринової суміші, що має при температурі 20°С кінематичну в'язкість ν **= 1160** сст, а при температурі –40 °С – ν **= 12000** сст. Підвищення в'язкості спричиняє збільшення жорсткості роботи амортизатора з великими піковими навантаженнями, що перевищують величину $\mathbf{P_{a\ max}}$. Щоб усунути ці недоліки в роботі амортизатора, на кінці конусної голки передбачають редукційний клапан 7 (рис. 6.11, *б*) для стравлювання надлишкового тиску рідини з підплунжерної порожнини в газову.

Застосування плунжерного амортизатора, який зображено на рис. 6.11, забезпечує зменшення жорсткості амортизації в клапані прямого ходу.

Однак шасі для багатьох інших літаків потребують пом'якшення амортизації наприкінці зворотного ходу. Під час проєктування таку вимогу можна виконати застосуванням амортизатора, конструктивну схему якого показано на рис. 6.12.

Перед обтисненням амортизатора гаки відтягають напрямну втулку пружини униз, унаслідок чого підплунжерна порожнина амортизатора сполучається з надплунжерною (у верхній частині поршня) через кільцевий проміжок між конусною голкою і поршнем. Порівняно велика прохідна площа між цими порожнинами залишається незмінною й на початку прямого ходу штока, забезпечуючи м'яку роботу амортизатора доти, доки додаткове кільце не перекриє отвір у поршні. Після цього підплунжерна й надплунжерна порожнини будуть сполучатися тільки кільцевим проміжком між конусною голкою й поршнем плунжера, який зменшується, створюючи гідравлічний опір, що збільшується зі збільшенням швидкості обтиснення амортизатора. Кільцева порожнина між штоком і циліндром амортизатора, що збільшується, заповнюється рідиною з підплунжерної порожнини через невеликі бічні отвори в штоку й надплунжерної порожнини через отвори в поршні при опущеному клапані.

Під час зворотного ходу штока в циліндрі рідина перетікає через ті самі прохідні отвори, тільки у зворотному напрямку, за винятком отворів у поршні штока, які перекриваються клапаном. Коли шток під-

ходить до виходу з циліндра амортизатора, гаки захоплюють втулку, і починається стискання пружини, чим унеможливлюється динамічний удар штока об упорне кільце. Крім того, при цьому відриваються бічні отвори в поршні плунжера, через які тече рідина, що прискорює заповнення підплунжерної порожнини.

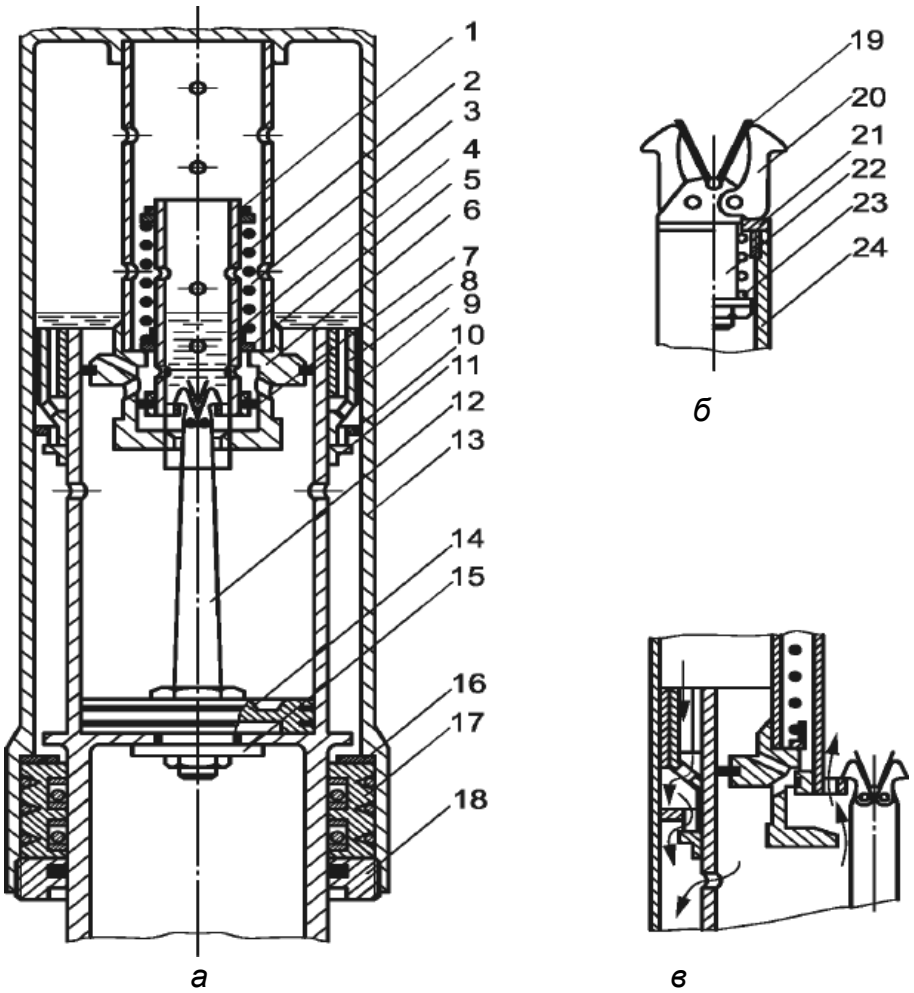


Рис. 6.12. Штоково-плунжерний амортизатор з пом'якшенням удару наприкінці зворотного ходу штока (*а*); *б* – головка конусної голки з гаками; *в* – схема перетікання рідини при обтисненні амортизатора;
1 – верхня упорна шайба пружини; 2 – пружина; 3 – напрямна втулка пружини; 4 – шток плунжера; 5 – упорна втулка пружини; 6 – поршень плунжера; 7 – ущільнювальне кільце напрямної втулки; 8 – поршень штока амортизатора; 9 – букса поршня; 10 – клапан (кільцевий); 11 – упорна гайка клапана; 12– конусна голка; 13 – циліндр амортизатора; 14 – диск кріплення конусної голки; 15 – шайба встановлення голки; 16 – упорне кільце; 17 – ущільнювальний циліндр; 18 – затяжна гайка з сальником; 19 – пружина; 20 – гак; 21 – гайка з упором для пружини; 22 – болт із головкою для кріплення гаків у механізмі регулювання натяжіння пружини; 23 – пружина головки голки; 24 – конусна голка

На відміну від раніше розглянутих амортизаторів такого типу, у цій конструкції кільцевий клапан не має отворів, які в процесі експлуа-

тації можуть забиватися коксівним маслом, що призводить до погіршення роботи.

Застосування гільз із поздовжніми прорізами в підплунжерних амортизаторах пов'язане з тією обставиною, що практично неможливо точно зцентрувати конусну голку в отворі плунжера. Крім того, у процесі навантажування стояка шасі виникають пружні деформації штока, унаслідок чого збільшується ексцентричність форми отвору для проходження рідини. Застосування гільзи з поздовжніми прорізами дає змогу усунути недоліки роботи амортизатора з конусною голкою. Площа отворів для протікання рідини через прорізи гільзи не змінюється в процесі експлуатації.

Гільза (рис. 6.13, *а*) являє собою сталевий циліндр із наскрізними прорізами змінного поперечного перерізу й різної довжини. Внутрішню поверхню гільзи полірують і хромують, щоб забезпечити достатню герметичність і зносостійкість рухомого з'єднання з поршнем плунжера при мінімальній силі тертя. Таким чином, гільзу розміщено в штоку, і в ній переміщається поршень плунжера. Схему протікання рідини через прорізи під час прямого ходу штока зображено на рис. 6.13, *б*.

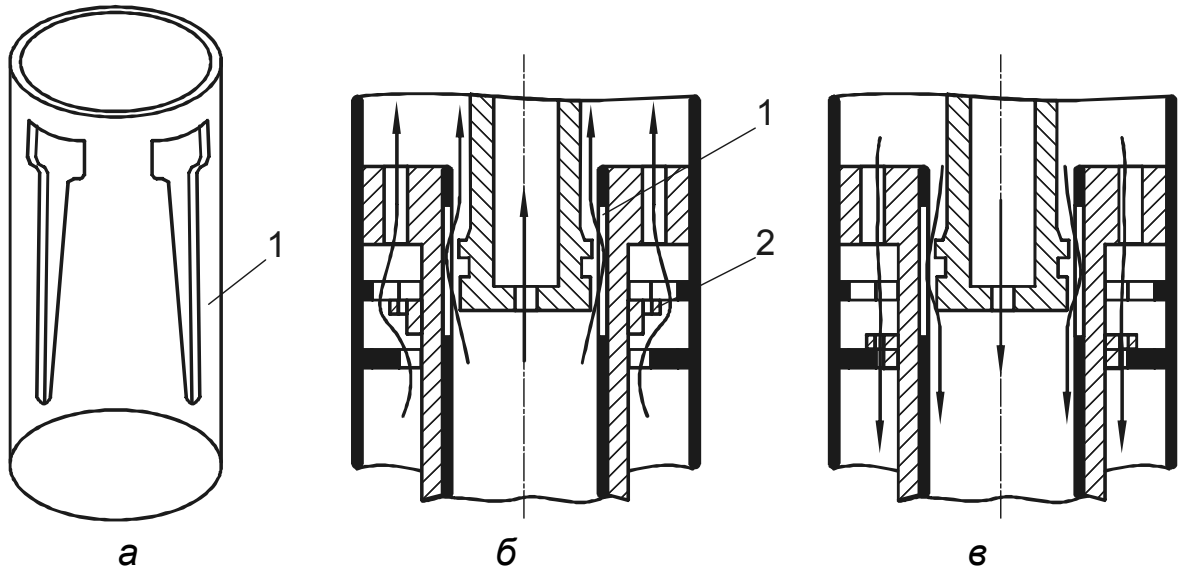


Рис. 6.13. Схема використання гільзи з поздовжніми прорізами (*а*) у плунжерному амортизаторі; *б* – під час прямого ходу; в – під час зворотного ходу; 1 – гільза із прорізами; 2 – перекривний клапан

У необтисненому амортизаторі підплунжерна порожнина сполучається з газовою камерою через великі отвори, що є необхідним для швидкого заповнення рідиною підплунжерної порожнини під час заряджання амортизатора. Це забезпечується великою площею концент-

ричного отвору, утвореного тонким кінцем голки в отворі плунжера, або наявністю великих прорізів у верхній частині гільзи. Початок обтиснення амортизатора має відбуватися без гідравлічного опору, для чого передбачають певну площу отворів для протікання рідини:

– в амортизаторах телескопічних стояків $\mathbf{f_р = (0{,}06…0{,}08)F_р}$;

– в амортизаторах важільних стояків $\mathbf{f_р = (0{,}03…0{,}04)F_р}$ ($\mathbf{F_р}$ – площа поперечного перерізу підплунжерної порожнини з рідинної).

На початку гідравлічного опору площа отвору для протікання рідини має бути такою: в амортизаторі телескопічного стояка – $\mathbf{f_р = (0{,}03…0{,}04)F_р}$; в амортизаторі важільного стояка – $\mathbf{f_р = (0{,}015…0{,}02)F_р}$. Наприкінці обтиснення амортизатора телескопічного стояка $\mathbf{f_р = (0{,}02…0{,}03)F_р}$, амортизатора важільного стояка – $\mathbf{f_р = (0{,}01…0{,}012)F_р}$.

У штоково-плунжерному амортизаторі зі змінною площею отворів для протікання рідини відбувається збільшення сполучення підплунжерної порожнини з газовою камерою в процесі виходу штока з циліндра, що спричиняє стрибки літака. Щоб цьому запобігти, на штоку встановлюють кільцевий перекривний клапан, що інтенсивно гальмує рух рідини під час зворотного ходу штока.

Залежно від характеру зменшення площі отвору для протікання рідини при обтисненні амортизатора всі штоково-плунжерні амортизатори зі змінною площею отворів працюють за схемою з гальмуванням рідини переважно під час прямого або зворотного ходу штока.

6.5.2. Плунжерно-поршневі амортизатори

Застосування важільної підвіски коліс для основних і носових стояків шасі забезпечує необхідне вертикальне переміщення осі колеса за умов невеликого ходу штока амортизатора. Для поглинання експлуатаційної роботи $\mathbf{A^e_{ам}}$ амортизатор повинен мати високу роботоємність ($\mathbf{\eta = 0{,}70…0{,}80}$), яку можна отримати при максимально допустимій жорсткості роботи амортизатора. Для цього розроблено плунжерно-поршневі амортизатори з отворами для протікання рідини за допомогою гільзи із прорізами (рис. 6.14, *а*).

Для гальмування рідини під час зворотного ходу штока призначено кільцевий клапан, установлений у порожнині з рідиною між штоком і циліндром, або золотниковий клапан у днищі плунжера.

Основна відмінність між плунжерно-поршневими амортизаторами, зображеними на рис. 6.14, *а* і *б*, полягає в такому. Амортизатор з

кільцевим клапаном має велику базу опори штока (велика відстань між буксами штока й циліндра) і застосовується в стояках, амортизатори яких навантажуються, крім осьової, ще й бічними силами.

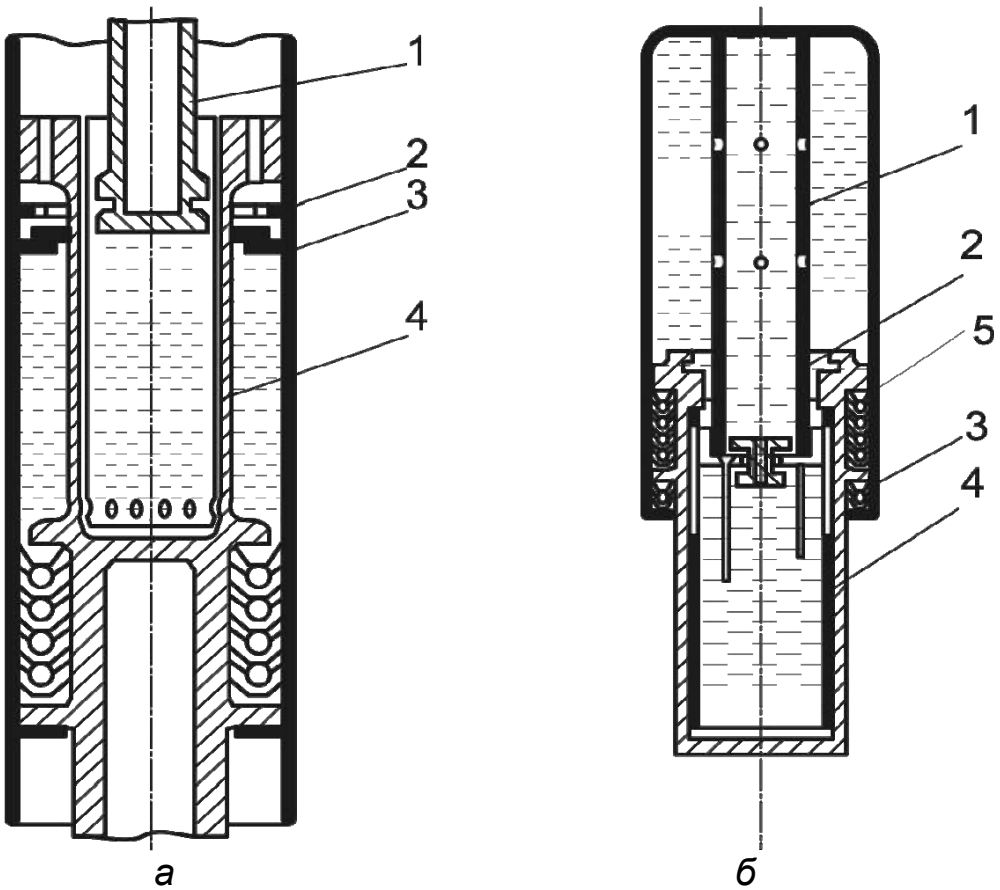


Рис. 6.14. Плунжерно-поршневі амортизатори з гільзою у штоку (*а*) і з гільзою у штоку і золотниковим клапаном у плунжері (*б*):
1 – плунжер; 2 – ущільнювальне кільце; 3 – кільцевий клапан;
4 – гільза з прорізами; 5 – золотниковий клапан

Амортизатор із золотниковим клапаном має дуже малу базу опори штока й застосовується як виносний амортизатор з підвіскою колеса, на шток якого передаються тільки осьові навантаження. У зв'язку із цим амортизатор з золотниковим клапаном має меншу довжину циліндра й меншу масу за інших рівних умов.

6.5.3. Багаторежимні амортизатори

Подальше вдосконалення амортизаторів літакових шасі полягає в забезпеченні багаторежимності їх роботи.

Річ у тому, що параметри для описаних вище амортизаторів, що зближуються із ЗПС, вибирають за заданою редукованою масою при заданій вертикальній швидкості $\mathbf{V_y}$, тобто параметри амортизації є оп-

тимальними тільки для першої половини першого удару об землю. Усі повторні удари під час пробігу по ЗПС і РД амортизаційна система амортизаторів подібного типу сприймає не в оптимальному режимі.

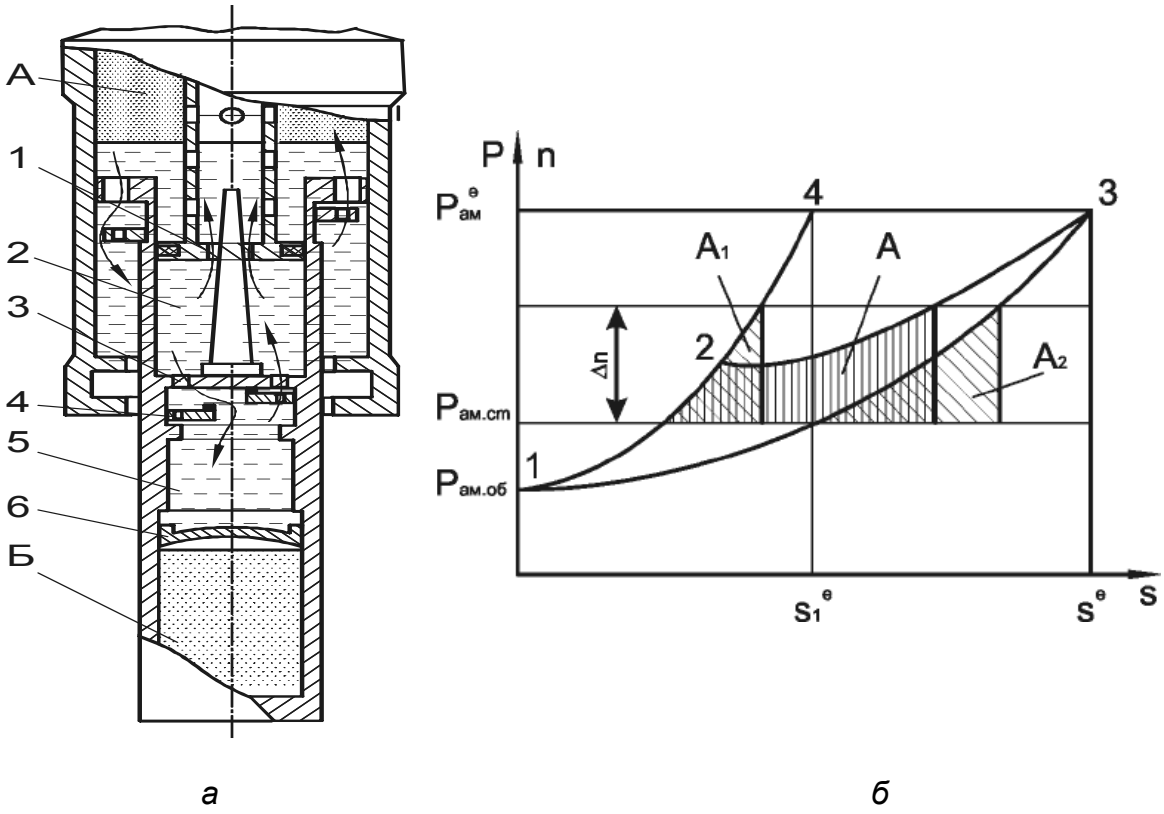
Нині значного поширення набули:

– двокамерні амортизатори [31, 38];

– амортизатори з протиперевантажувальними клапанами "за положенням" типу зворотного клапана [57, 97];

– амортизатори з частковим керуванням [98].

Двокамерний амортизатор (рис. 6.15, *а*), на відміну від звичайного амортизатора, має додаткову повітряну камеру **Б**. Зусилля попереднього обтиснення затягання камери **Б** у чотири рази є більшим від зусилля обтиснення основної повітряної камери **А**.



а *б*

Рис. 6.15. Двокамерний амортизатор (*а*) і діаграма його обтиснення (*б*)

При невеликих навантаженнях на стояк двокамерний амортизатор працює, як звичайний. Газ стискається тільки в камері **А**, рідина з порожнини 2 через отвір 1 перетікає в надплунжерну порожнину і далі в надпоршневу порожнину (на рис. 6.15 ліворуч від осі показано положення клапанів й протікання рідини під час прямого ходу, а праворуч – під час зворотного). У момент зіткнення колеса літака з перешкодою на великій швидкості відбувається швидке скорочення стояка й виникає загроза запирання рідини в камері 2 із різким збільшенням тиску в ній.

Коли зусилля рідини стає більшим за зусилля попереднього затягання камери **Б**, поршень 6 переміщується вниз, завдяки чому тиск рідини, а отже, і зусилля в амортизаторі зменшуються. При подальшому обтисненні амортизатора працюють обидві камери, рідина з порожнини 2 перетікає через отвір 1 у камеру 4 і через отвір 3 у камеру 5 над поршнем 6.

Площу перерізу отвору 3 роблять більшою за площу отвору 1, для того щоб у разі пікового навантаження не відбулося запирання. Після подолання перешкоди навантаження на стояк зменшується, поршень 6 повертається в початкове положення, витісняючи рідину в порожнину 2. Щоб забезпечити більш плавне повернення стояка в початкове положення й додаткове гальмування рідини для збільшення роботи гістерезису, в амортизаторі передбачають клапан зворотного гальмування 4.

Діаграму обтиснення двокамерного амортизатора (за газом) показано на рис. 6.15, *б* у вигляді кривої **1-2-3**. Ділянка **1-2** відповідає збільшенню зусиль унаслідок стискання газу в камері **А**, ділянка **2-3** – обтисненню амортизатора під час роботи обох камер. Більш плавне зростання зусиль на ділянці **2-3** пояснюється спільною роботою обох камер і тим, що об'єм камери **Б** зазвичай на 30…40 % є більшим від об'єму основної камери **А**. Енергоємність двокамерного амортизатора вища, ніж звичайного амортизатора. Це видно з порівняння діаграм роботи двокамерного амортизатора (**1-2-3**) і звичайних амортизаторів, що мають однакові з двокамерним величини експлуатаційного зусилля $\mathbf{P^{e}_{ам}}$ і зусилля попереднього затягання $\mathbf{P_{ам.об}}$. Для створення перевантаження $\Delta\mathbf{n = 1}$, якщо амортизатор починає працювати після попереднього обтиснення на величину $\mathbf{P_{ам.ст}}$, у випадку звичайного амортизатора витрачається робота, істотно менша, ніж у випадку двокамерного амортизатора (рис. 6.15, ***в***). Таким чином, при поглинанні такої самої енергії удару у випадку двокамерного амортизатора перевантаження буде меншим.

Амортизатори з протиперевантажувальними клапанами застосовуються здебільшого для шасі літаків короткого зльоту й посадки. Функціональні й конструктивні особливості цих амортизаторів розглянемо в підрозд. 6.8.

Опишемо принцип дії й конструктивні ознаки амортизаторів з частковим керуванням:

1. Амортизаційні стояки змінної жорсткості й демпфірування (патент Великої Британії) (рис. 6.16).

Амортизатор має дві газові камери: перша працює під час поглинання енергії посадкового удару, а спільна робота першої й другої

газових камер здійснюється тільки під час подолання нерівностей. Друга газова камера вводиться в роботу механізмом "вантаж – пружина" через селекторний клапан.

Через селекторний клапан відбувається також регулювання демпфірування зворотного ходу амортизатора в режимах посадкового удару за наявності нерівностей. Механізм з'єднаний за допомогою пружинного механізму з рухомою частиною шасі.

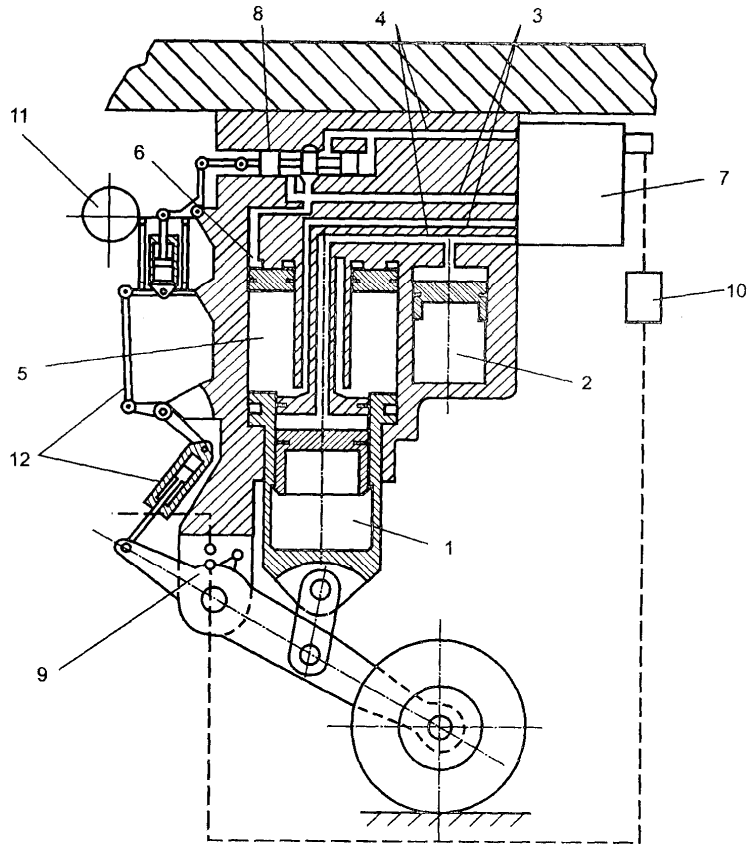


Рис. 6.16. Амортизаційна система змінної жорсткості й демпфірування (варіант дворежимної амортизації):
1 – перша газова камера; 2 – друга газова камера;
3 – канали протікання рідини для амортизації під час руління;
5 – гідравлічна камера прямого ходу; 6 – гідравлічна камера;
7 – клапанний блок; 8 – котушковий клапан; 9 – кінцевий вимикач соленоїдного клапана "на режим руління"; 10 – блок з «уповільнення» за часом;
11 – механізм "вантаж – пружина"; 12 – механізм контролю положення штока

Під впливом переміжних нерівностей механізм "вантаж – пружина" починає роботу. Переміщення механізму та його амплітудно-частотні характеристики чітко узгоджені з параметрами закону регулювання: напрямком потоку рідини через дросель селекторного клапана й величиною протоки.

2. Амортизаційні стояки з регулюванням плавності ходу планера (патент США) (рис. 6.17).

У стояку розміщено звичайний амортизатор з розділеною камерою з рідиною, під'єднаною до гідросистеми літака, а робоча рідина відводиться за допомогою клапанного пристрою.

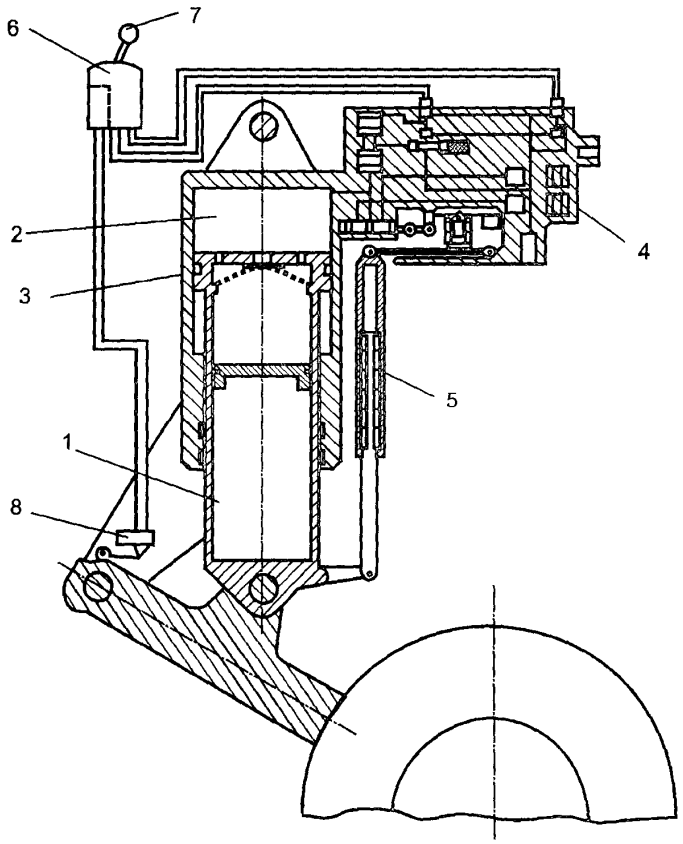


Рис. 6.17. Амортизатор із пристроєм для регулювання плавності ходу:
1 – газова камера; 2 – рідинна камера; 3 – зворотний клапан;
6 – важіль пілота; 7 – керувальний модуль; 8 – кінцевий вимикач
(прибирання шасі – увімкнення клапанного пристрою під час посадки)

Керування клапаном здійснюється механізмом, чутливим до відносного переміщення планера й коліс, завдяки чому літак підтримується на постійній висоті під час руління його по землі (тобто під час наявності нерівностей). Відсічні клапани від'єднують стояк від гідросистеми літака під час його польоту й посадки.

Механізм керування оснащено фільтром низьких частот, однак принцип будови цієї системи керування потребує подальшого дослідження.

Таким чином, застосування багаторежимних амортизаційних систем дає можливість знизити динамічне навантаження агрегатів планера, опор шасі, підвісного оснащення та інших агрегатів літаків під час руху по землі.

6.6. Проєктувальний розрахунок амортизаційної системи шасі

Як вихідні дані насамперед слід брати параметри проєктованого літака ($\mathbf{m_{зл}}$, $\mathbf{m_{пос}}$, $\mathbf{V_{пос}}$), необхідно вибрати схему компонування шасі, тип стояків і підібрати колеса.

Розрахунок амортизації виконують за вимогами регламентувальних документів [3, 55, 61, 62] з урахуванням досвіду з проєктування й експлуатації однотипних літаків.

Крім того, необхідно використовувати статистичні матеріали, результати копрових випробувань посадкових пристроїв і науково-дослідних матеріалів у цій галузі [10, 14, 16, 37, 50, 56, 57, 71, 85, 97].

Проєктувальний розрахунок амортизатора складається з визначення його розмірів (геометричного розрахунку) і площі отворів для протікання рідини (гідравлічного розрахунку).

6.6.1. Розрахункові моделі визначення параметрів амортизатора

1. *Визначення потрібної енергоємності амортизатора.* Експлуатаційну роботу, яка сприймається одним стояком шасі, знаходять із формули (1.23):

$$\mathbf{A^e_{ст}} = \mathbf{zA^e_{пн}} + \mathbf{xA^e_{ам}}, \qquad (6.50)$$

де $\mathbf{z}$ – кількість пневматиків; $\mathbf{A^e_{ам}}$ – робота, яку поглинає один амортизатор; $\mathbf{x}$ – кількість амортизаторів на стояку.

У такому випадку величину потрібної енергоємності амортизатора визначають за виразом

$$\mathbf{A^e_{ам}} = (\mathbf{A^e_{ст}} + \mathbf{zA^e_{пн}})/\mathbf{x}. \qquad (6.51)$$

2. *Визначення експлуатаційного ходу штока амортизатора.* Амортизатор поглинає експлуатаційну роботу

$$\mathbf{A^e_{ам}} = \mathbf{S^e P^e_{ам}} \eta^e, \qquad (6.52)$$

де $\mathbf{S^e}$ – експлуатаційний хід штока амортизатора; $\mathbf{P^e_{ам}}$ – зусилля в амортизаторі під час сприйняття експлуатаційної роботи $\mathbf{A^e_{ам}}$; η^e – коефіцієнт повноти діаграми обтиснення амортизатора під час сприйняття роботи $\mathbf{A^e_{ам}}$.

Як і для колеса, для амортизатора необхідно побудувати діаграму обтиснення $\mathbf{P_{ам} = f(S)}$, що поєднує зусилля $\mathbf{P_{ам}}$ із ходом $\mathbf{S}$. Коефіцієнт η^e, що характеризує ступінь відхилення цієї діаграми від ідеа-

лізованої $\mathbf{P_{ам} = P^{e}_{ам}}$, дорівнює відношенню площі діаграми $\mathbf{P_{ам} = f(S)}$ на інтервалі $\mathbf{0 \le S \le S^{e}}$ до величини $\mathbf{P^{e}_{ам}S^{e}}$. Цим коефіцієнтом характеризується також конструктивна досконалість амортизатора. Чим більше η^{e}, тим менший хід $\mathbf{S^{e}}$ потребується для поглинання роботи $\mathbf{A^{e}_{ам}}$. Однак зі збільшенням η^{e} амортизація стає більш жорсткою, що призводить до збільшення перевантаження на літак під час його посадки.

Для телескопічних стояків з гальмуванням рідини на прямому ході коефіцієнт η^{e} змінюється в межах η^{e} **= 0,7…0,75**, для стояків з важільною підвіскою коліс – η^{e} **= 0,65...0,7** [35].

Зусилля $\mathbf{P^{e}_{ам}}$ обчислюють за формулою

$$\mathbf{P^{e}_{ам} = n^{e}_{пос} z P^{к}_{ст.пос} \varphi^{e} / x}, \qquad (6.53)$$

де $\mathbf{n^{e}_{пос}}$ – коефіцієнт експлуатаційного перевантаження; φ^{e} – передатне число під час ходу поршня $\mathbf{S^{e}}$.

Передатне число дорівнює відношенню проєкції на вертикальну вісь сили, що стискає амортизатор, до вертикальної проєкції цієї сили, що діє на колесо. Для телескопічного стояка коефіцієнт φ – величина стала:

$$\varphi = \varphi^{e} = \cos\theta. \qquad (6.54)$$

Якщо в стояку з важільною підвіскою коліс установлено виносний амортизатор (див. рис. 3.3), то φ залежить від положення амортизатора відносно землі, тобто від величини ходу штока амортизатора:

$$\varphi = l/a = f(S), \qquad (6.55)$$

де **a** – відстань від осі шарніра, що створює важіль зі стояком, до осі амортизатора; **l** – відстань від осі шарніра до лінії дії навантаження на колесо $\mathbf{P^{к}_{ст}}$.

Із формул (6.52) і (6.53) одержують залежність для визначення експлуатаційного ходу штока амортизатора:

$$S^{e} = \frac{x A^{e}_{ам}}{\eta^{e} n^{e}_{пос} P^{к}_{ст.пос} \varphi^{e} z}. \qquad (6.56)$$

Для телескопічного стояка хід штока знаходять безпосередньо з рівності (6.56). Для стояка з виносним амортизатором, передатне число φ якого є змінним, хід $\mathbf{S^{e}}$ визначають методом послідовного наближення або шляхом графічної побудови. На кресленні в масштабі зображують стояк з різними кінематичними й компонувальними схемами положень важеля й виносного амортизатора (6–8 положень), починаючи з необтисненого положення амортизатора (**S = 0**). Для кожного положення визначають хід штока **S**, величини α, l, обчислюють передатне число φ і будують графік залежності φ **= f(S)** (рис. 6.18).

Потім у цій же системі координат будують криву залежності $\varphi_e = \psi(S^e)$, що відповідає рівнянню (6.56). Точка перетину кривих відповідає значенням S^e і φ^e для стояка з виносним амортизатором.

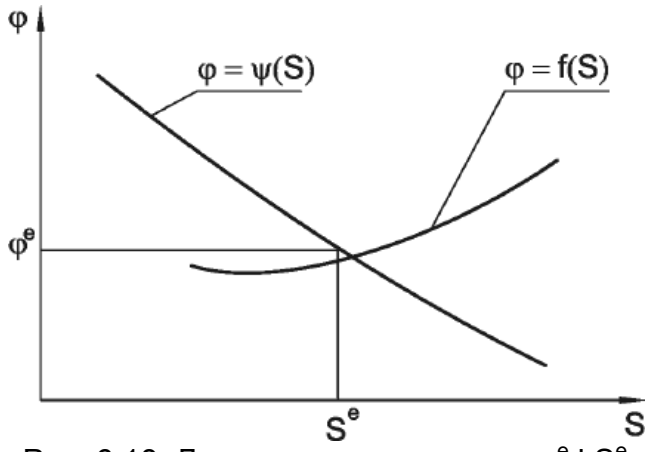


Рис. 6.18. До визначення величин φ^e і S^e для стояків із виносним амортизатором

3. *Початковий об'єм* V_o *газової камери* визначають *з* рівняння політропічного процесу

$$V_o = V^e(p^e/p_o)^к, \qquad (6.57)$$

де **к** – показник політропи, що відповідає індексу "е", тобто при сприйнятті амортизатором експлуатаційної роботи $A^e_{ам}$. Якщо газ в амортизаторі стискається адіабатично, тобто без теплообміну з навколишнім середовищем, то **к = 1,41** (для повітря). Однак експериментально визначено, що при обтисненні амортизатора рідина, що втікає з великою швидкістю в повітряну камеру, розприскується, і крапельки рідини відбирають частину тепла стисненого повітря. Отже, крива стискання має середнє положення між адіабатою й ізотермою. Для амортизатора, що розраховується, беруть **к = 1,2**.

Ураховуючи, що

$$V^e = V_o - F_г S^e, \qquad (6.58)$$

остаточно одержують вирази для визначення початкового об'єму

$$V_o = \frac{F_г S^e}{1 - \left(\frac{n_o \varphi_o}{n^e \varphi^e}\right)^{1/к}} \qquad (6.59)$$

і висоти газової камери при необтисненому амортизаторі

$$h_{г.о} = 4V_o / (\pi d_ц^2). \qquad (6.60)$$

4. *Граничний хід амортизатора* S^{max} *і перевантаження* n^{max} визначають за величиною робіт $A^{max}_{ам}$.

Щоб знайти значення $\mathbf{S^{max}}$ і $\mathbf{n^{max}}$, можна використовувати рівняння (6.52), (6.56) і (6.59), замінивши індекси "**e**" на "max". Після деяких перетворень маємо

$$\mathbf{A_{ам}^{max} = S^{max}\eta^{max} = P_{ст.пос}^{к} n^{max}\varphi^{max}};$$
$$\frac{\mathbf{n^{max}\varphi^{max}}}{\mathbf{n_o\varphi_o}} = \left(\frac{\mathbf{V_o}}{\mathbf{V_o - F_r S^{max}}}\right)^{\mathbf{к}}, \qquad (6.61)$$

де φ^{max} – передатне число, що відповідає ходу штока $\mathbf{S^{max}}$; η_{max} – коефіцієнт повноти діаграми обтиснення амортизатора при поглинанні роботи $\mathbf{A_{ам}^{max}}$.

Для телескопічного стояка η^{max} **= 0,75...0,8**, для стояка з виносним амортизатором η^{max} **= 0,85...0,9**.

Першу з цих рівностей можна звести до квадратного рівняння:

$$(\mathbf{n^{max}})^2 + \mathbf{bn^{max}} - \mathbf{c} = \mathbf{0}, \qquad (6.62)$$

де

$$\mathbf{b} = S^{max}\varphi^{max}\frac{\eta^{max} n_{гр}^2 P_{ст.пос}^{к}}{A_{мq}^{*}}\frac{p_o}{p_o^{*}};$$
$$\mathbf{c} = \frac{\mathbf{n_{гр}^2 A_{ст}^{max}}}{\mathbf{z A_{мq}^{*}}}\frac{\mathbf{p_o}}{\mathbf{p_o^{*}}}.$$

Слід пам'ятати, що у виразах для **b** і **c** величини $\mathbf{p_o}$ і $\mathbf{p_o^{*}}$ – це тиск у пневматиках, але не в амортизаторі.

Із рівності (6.62) випливає, що

$$\mathbf{n^{max} = -b/2 + \sqrt{b^2/4 + c}}. \qquad (6.63)$$

Підставивши цей вираз у друге співвідношення (6.61), одержують трансцендентне рівняння

$$\mathbf{f(S^{max}) = f_1(S^{max}) + f_2(S^{max}) =}$$
$$= \frac{\mathbf{n_o\varphi_o}}{\varphi_{max}}\left(\frac{\mathbf{V_o}}{\mathbf{V_o - F_r S^{max}}}\right)^{+1,2} + \frac{\mathbf{b}}{\mathbf{2}} - \sqrt{\frac{\mathbf{b^2}}{\mathbf{4}} + \mathbf{c}} = \mathbf{0}, \qquad (6.64)$$

коренем якого є шукана величина $\mathbf{S^{max}}$.

Зазвичай виходить, що

$$\mathbf{S^{max} = (1,05...1,15)S^{e}}. \qquad (6.65)$$

Знаючи $\mathbf{S^{max}}$, перевантаження $\mathbf{n^{max}}$ знаходять за виразом (6.63).

5. *Висоту рідини над верхньою буксою визначають* таким чином, щоб при будь-яких положеннях циліндра не оголювався гальмівний клапан, оскільки при цьому може зруйнуватися амортизатор унаслідок гідравлічного удару. Висоту рівня рідини $\mathbf{h_{Po}}$ знаходять із умови

рівності об’ємів рідини над клапаном у необтисненому стані й рідини, що перетікає у надпоршневу порожнину під час максимального ходу:

$$h_{ро} = S^{max}(1 - (D_{шт} / d_{ц})^2). \quad (6.66)$$

Необхідно пам'ятати, що

$$h_{ро} + h_{го} > S^{max},$$

і, розраховуючи основні розміри гідравлічного амортизатора, попередньо слід перевірити цю нерівність.

6.6.2. Побудова діаграми роботи під час проєктування газорідинного амортизатора

Побудова діаграми роботи є одним з етапів проєктувального розрахунку амортизатора, оскільки робота є інтегральною характеристикою його роботоздатності.

У процесі проєктувального розрахунку необхідно одержати залежності величин від ходу штока:

– тиску в газовій камері $P_г = f(S)$;

– сили опору рідини $P_р = f(S)$;

– сил тертя манжет і букс $P_т = f(S)$.

Уважають, що стискання газу в амортизаторі відбувається у вигляді політропічного процесу

$$P_{гі} = P_{ам.о} F \left(\frac{V_o}{V_o - FS_i} \right)^n, \quad (6.67)$$

де V_o – початковий об’єм газової камери,

$$V_o = \frac{FS^{max}}{\left(1 - \frac{n_o \psi_o}{n^{max}\ \psi^{max}}\right)^{1/n}}. \quad (6.68)$$

Тут **n** – показник політропи стискання й розширення газу в амортизаторі: якщо газова порожнина не ізольована від порожнини з рідиною, то **n = 1,1**; якщо порожнина з рідиною не сполучається безпосередньо з газовою, тобто ізольована від неї, то **n = 1,2…1,3**.

Використовуючи вирази (6.67) і (6.68), визначають величини S^{max}, n^{max}, ψ_o і ψ^{max}.

Силу гідравлічного опору під час перетікання рідини через профільовані отвори описують таким виразом:

$$P_р = \frac{F_р \gamma}{2\mu_р^2 g} \left(\frac{F_р}{f_р} \right)^2 V_п^2, \quad (6.69)$$

де γ – питома густина робочої рідини; $\mathbf{f_р}$ – сумарна площа отворів і щілин для протікання рідини під час роботи амортизатора. Величина $\mathbf{f_р}$ може бути змінною в процесі прямого й зворотного ходу штока або постійною, але на прямому й зворотному ходах вона є неоднаковою.

Задавшись кількома значеннями $\mathbf{S_i}$, за виразом (6.69) обчислюють відповідні величини **Р** і будують криву **АаБ** (рис. 6.19). У процесі зворотного ходу штока амортизатора розширення газу відбувається за тією самою кривою (**БаА)**.

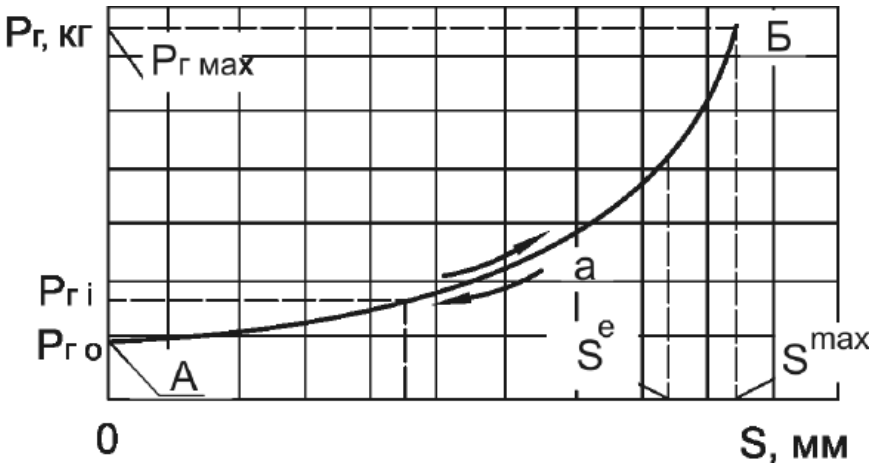


Рис. 6.19. Характер політропи стискання й розширення газу в амортизаторі

Для наближених розрахунків можна скористатися статистичними даними:

– для прямого ходу штока

$$\mathbf{f_р/F_р = 0{,}025…0{,}040,}$$

– для зворотного ходу штока

$$\left(\frac{\mathbf{f_р}}{\mathbf{F_р}}\right)_{\mathbf{зв}} = (0{,}4 - 0{,}6)\left(\frac{\mathbf{f_р}}{\mathbf{F_р}}\right)_{\mathbf{пр}}.$$

За умов незмінності прохідних перерізів під час прямого ходу штока $\mathbf{f_{рід.прям} = const}$, під час зворотного – $\mathbf{f_{р.зв} = const}$, і вираз (6.69) набирає такого вигляду:

$$\mathbf{P_р = C\,V_п^2},$$

де **С** – стала величина; $\mathbf{V_п}$ – швидкість переміщення поршня в циліндрі, тобто швидкість обтиснення амортизатора **S**.

Значення **S** можна виразити через швидкість опускання ц.м. літака $\mathbf{V_{ц.м.}}$ і швидкість обтиснення шини колеса $\frac{\mathbf{d\delta}}{\mathbf{dt}}$:

$$\frac{dS}{dt} = \psi\left(V_{ц.м.} - \frac{d\delta}{dt} \right). \qquad (6.70)$$

Через те, що амортизатор починає працювати після деякого обтиснення шини на величину δ_1, то при **S = 0**

$$V_{ц.м.} \approx \frac{d\delta}{dt}. \qquad (6.71)$$

Розрахунок подальшого процесу спільної роботи амортизатора й шини для побудови діаграми $P_a = f(S)$ є ітераційним завданням.

Під час попереднього проєктування амортизації шасі можна користуватися спрощеними методами визначення f_p. Для цього з урахуванням вимог, що ставляться до роботи амортизатора, і результатів динамічних випробувань однотипних конструкцій будують поміжні графіки $S = f(t)$, $\delta = f(t)$ і $P_к = f(t)$. Користуючись цими графіками, будують діаграму $P = f(S)$.

Для будови графіка $S = f(t)$ задаються статистично обробленими даними копрових випробувань і враховують такі умови:

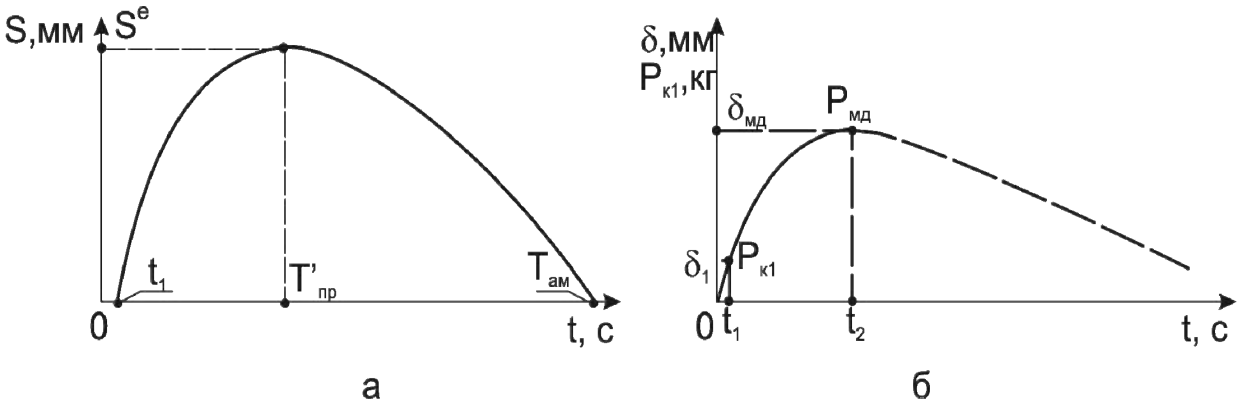
1) тривалість повного циклу роботи амортизатора (прямий і зворотний ходи штока) $t_{ам} = 0{,}4…0{,}7$ с;

2) тривалість обтиснення амортизатора $t_{об} = (0{,}3…0{,}4)\, t_{ам}$;

3) площа діаграми $S = f(t)$ щодо осі t $\Omega_{діагр} = (0{,}57…0{,}62)\, St_{ам}$.

Графік $S = f(t)$ (рис. 6.20, *а*) є вихідним для побудови інших залежностей.

За результатими динамічних випробувань шасі максимальне обтиснення шини (для величини $P_{мд}$) відбувається при $S = (0{,}35…0{,}45)S^e$ і $S = (0{,}32…0{,}4)S^{max}$. У цій точці $d\delta/dt = 0$. При подальшому обтисненні амортизатора без урахування інерційних сил рухомих частин стояка й сил тертя шини об землю під час розкручування коліс графік залежності $\delta = f(t)$ матиме вигляд, показаний на рис. 6.20, *б*.



а б

Рис. 6.20. Залежність ходу амортизатора S (*а*) і пневматика δ (*б*) від часу обтиснення

За відсутності характеристики шини $P_к = f(\delta)$ його можна побудувати за такими трьома точками: при $\delta = 0$ і $P_к = 0$; при $\delta_{ст}$ і $P_{к.ст}$; при $\delta_{мд}$ і $P_{мд}$.

Для побудови діаграми $P = f(S)$ необхідно визначити й швидкість опускання ц.м. літака під час обтиснення амортизатора шасі. Для цього скористаємося таким виразом [22]:

$$\frac{m_{ред} V_{ц.м.i}^2}{2} + 0{,}25 m_{ред} g(S^e \psi^e + \delta_{м.д}) = \\ = A_н^e - A_{ам\,i} - A_{ш\,i} + 0{,}25 m_{ред} g(S_i \psi_i + \delta_i) \quad , \tag{6.72}$$

де $m_{ред}$ – редукована маса літака, яка припадає на стояк шасі, що розраховується; $0{,}25 m_{ред} g(S^e \varphi^e + \delta_{мд})$ – робота (додаткова до кінетичної енергії удару), яка має бути поглинена амортизатором при обтисненні його на $h^e = S^e \psi^e + \delta_{мд}$; $0{,}25$ – коефіцієнт, що характеризує незрівноваженість маси літака й піднімальної сили крила під час посадки ($Y = 0{,}75 m_{пос}$); $A_{ам\,i}$ і $A_{ш\,i}$ – робота, яку поглинають амортизатор і шина колеса стояка за розрахунковий проміжок часу.

З рівності (6.72) одержимо

$$V_{ц.м.\,i}^2 = \frac{2}{m_{ред}} \Big[A_н^e - 0{,}25 m_{ред} g(S^e \psi^e + \delta_{м.д}) - \\ - A_{ам\,i} - A_{ш\,i} + 0{,}25 m_{ред} g(S_i \psi_i + \delta_i) \Big]. \tag{6.73}$$

На початку роботи амортизації при $\delta = 0$ і $S = 0$

$$V_{ц.м.\,i} = V_{ц.м.\,o},$$

звідки

$$V_{ц.м.\,o}^2 = \frac{2}{m_{ред}} \Big[A_н^e - 0{,}25 m_{ред} g(S^e \psi^e + \delta_{м.д}) \Big]. \tag{6.74}$$

Коли обтиснення шини колеса становить $\delta = \delta_1$ і $S = 0$ вираз (6.73) набирає такого вигляду:

$$V_{ц.т.\,i}^2 = V_{ц.т.\,o}^2 - \frac{2}{m_{ред}} \Big[A_{ш1} + 0{,}25 m_{ред} g \delta_1) \Big], \tag{6.75}$$

де $A_{ш\,1} = \dfrac{P_{к\,1} \delta_1}{2}$.

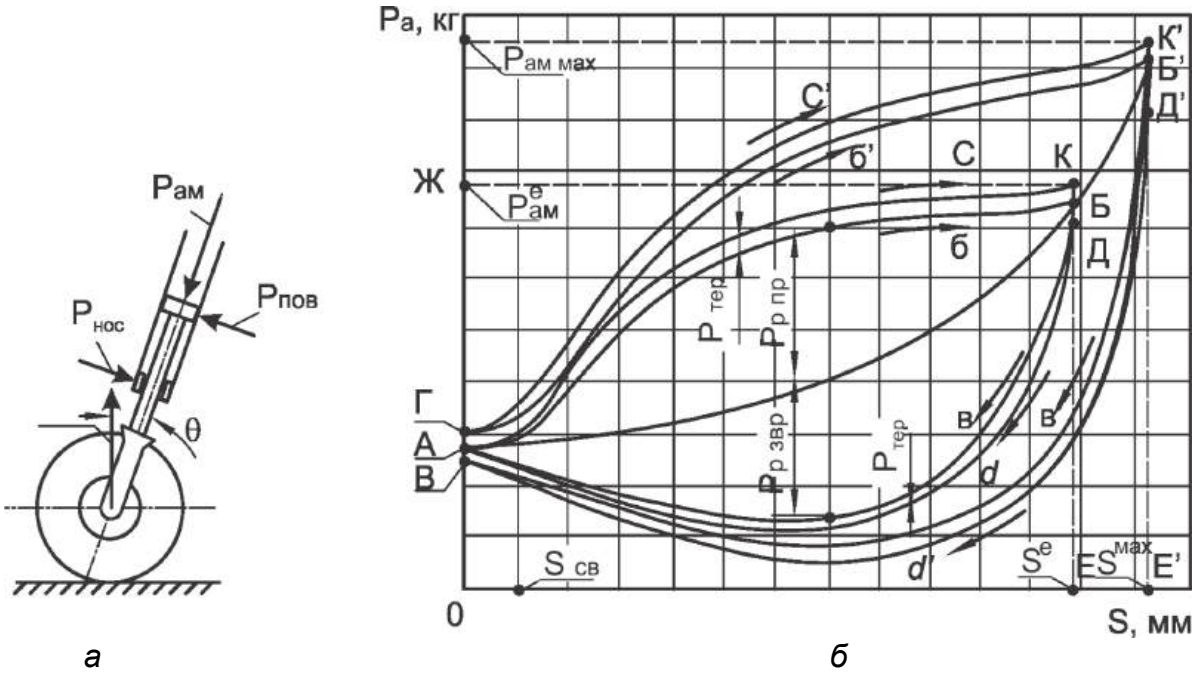
Виходячи з наведених співвідношень будують графік залежності $V_{ц.т.} = f(t)$ при обтисненні амортизатора. За графіком, зображеним на рис. 6.20, *б*, визначають $d\delta/dt$ для кожної величини $V_{ц.т.}$ і з урахуванням виразу (6.73) визначають значення і будують діаграму $P_р = f(S)$.

В окремих випадках для суто наближених розрахунків, будуючи графік залежності $P_р = f(S)$, значення dS/dt можна брати з графіка, зображеного на рис. 6.20, *а*.

Отримані величини $\mathbf{P_p}$ для кожного значення **S** відкладають уверх від політропи обтиснення амортизатора (рис. 6.21).

Проєктуючи амортизатор зі змінною площею отворів для протікання рідини, спочатку креслять діаграму роботи амортизатора $\mathbf{P_p = f(S)}$, вимірюють величини $\mathbf{P_{p\,i}}$ для значень $\mathbf{S_i}$ і за формулою (6.69) обчислюють відповідні значення $\mathbf{f_p}$ під час прямого й зворотного ходів штока. Потім добудовують графік $\mathbf{P_p = f(S)}$ і визначають вид голки або пазів змінного перерізу із плавним зміненням $\mathbf{f_{p\,пр}}$ і $\mathbf{f_{p\,зв}}$.

Під час проєктування однокамерних поршневих або штокоплунжерних амортизаторів, що мають значний гідравлічний опір на прямому ході штока, необхідно передбачити початок обтиснення без дії сил $\mathbf{P_p}$, тобто так званий вільний початковий хід штока.



а *б*

Рис. 6.21. Схема роботи амортизатора стояків шасі з урахуванням сил тертя (*а*) і розрахункова діаграма (*б*)

Величину $\mathbf{S_{св}}$ обчислюють за такою формулою [22]:

$$\mathbf{S_{св} \geq \frac{1}{\psi_{св}}\left[h_к - (\delta_{мд} - 0{,}25\delta_{ст})\right]},$$

де $\mathbf{h_к}$ – висота "стандартної купини" (розрахункової нерівності) аеродрому, $\mathbf{h_к \approx 120}$ мм; $\psi_{св}$ – передатне число, що відповідає $\mathbf{S_{св}}$.

Для важільних стояків шасі $\mathbf{S_{св} \approx (0{,}08\ldots0{,}11)S^e}$.

Під час проєктування двокамерних амортизаторів значення $\mathbf{S_{св}}$ забезпечується м'якою роботою однієї з камер.

Неодмінною умовою побудови діаграми роботи амортизатора є врахування сил тертя в манжетах і буксах.

Сили тертя напрямних букс та ущільнювальних манжет можна виразити рівністю

$$P_{тер} = P_м + P_б.$$

Сили тертя манжет $P_м$ визначають залежно від тиску газу:

$$P_м = \mu_м P_г,$$

де $\mu_м$ – коефіцієнт тертя манжет, у розрахунках $\mu_м = 0{,}06…0{,}12$.

Тертя напрямних букс $P_б$ для важільних стояків шасі розраховують за умов наявності бічної сили, що діє на струм амортизатора під час обертання важеля. Для телескопічних стояків шасі (див. рис. 6.21, *а*) значення $P_б$ обчислюють за формулою

$$P_б = \mu_б(R_б + R_н),$$

де $\mu_б$ – коефіцієнт тертя букс, за умов тертя між бронзовими буксами й сталевим циліндром $\mu_б = 0{,}10…0{,}12$; $R_в$ і $R_н$ – реакції опор верхньої й нижньої букс, що змінюються залежно від відстані між ними, сили $P_к$ і кута нахилу θ.

Обчисливши величини $P_в = f(S)$ для кількох точок S_i і визначивши $P_м$, можна побудувати діаграму $P_{ам} = f(S)$.

Діаграма роботи амортизатора (див. рис. 6.21, *б*) має відповідати таким вимогам:

1) площа діаграми **ОГСКЕО** має відповідати розрахунковій роботі $A^e_{ам}$, що поглинається амортизатором, площа **ОГС′К′Е′О** – роботі A^{max};

2) коефіцієнт гістерезису амортизатора $\xi = \dfrac{\text{пл.ГСКDdВГ}}{\text{пл.ОГСКЕО}}$, тобто відношення розсіяної роботи до всієї роботи, поглиненої амортизатором, має відповідати заданій величині (0,55…0,75), що визначається з умов запобігання поздовжнім коливанням літака під час його руху по землі;

3) коефіцієнт повноти діаграми $\eta = \dfrac{\text{пл. ОГСКЕО}}{\text{пл. ОЖКЕО}}$ має дорівнювати η^e (або η^{max}), узятому в розрахунках;

4) характер кривої $P_а = f(S)$ (на прямому й зворотному ходах штока) має бути плавним, без утворення піків і стрибків;

5) робота, не розсіяна амортизатором (пл. діаграми **OBdDEO**), має бути достатньою, щоб підняти літак на висоту обтиснення його амортизації;

6) отримані з діаграми величини експлуатаційного й максимального перевантажень ($n^e = \dfrac{P^e_{ам}}{P_{ам.\,ст.}}$ і $n^{max} = \dfrac{P^{max}_{ам}}{P_{ам.\,ст.}}$) мають бути близькі до значень, узятих у розрахунках.

6.6.3. Формування конструктивних розмірів амортизатора

Дані, отримані під час побудови діаграми роботи амортизатора, є основою для одержання найбільш важливих його конструктивних розмірів.

Конструктивний хід $\mathbf{S_{кон}}$ – це максимально допустиме обтиснення амортизатора (рис. 6.22): $\mathbf{S_{кон} = S^{max} + 2\text{-}3}$ мм. Запас ходу 2-3 мм необхідний для забезпечення під час експлуатації розрахункової величини $\mathbf{S^{max}}$ при відповідних відхиленнях розмірів від номінальних значень під час виготовлення й складання амортизатора.

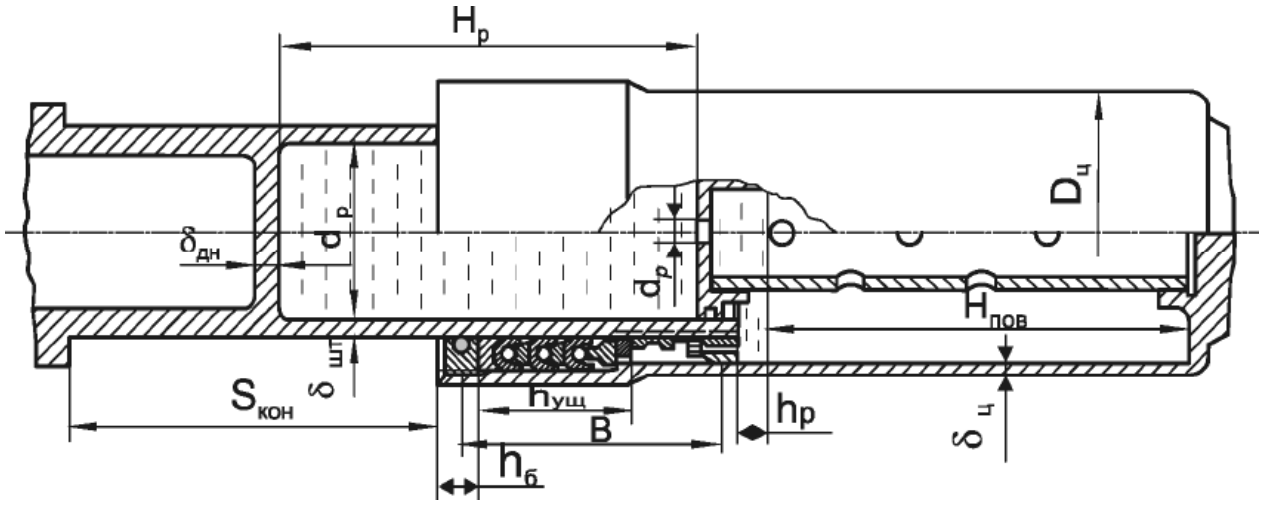


Рис. 6.22. Основні конструкційні розміри газорідинного плунжерно-поршневого амортизатора

Діаметр штока $\boldsymbol{D_{шт}}$ *і діаметр циліндра* $\boldsymbol{d_ц}$**.** У штоково-плунжерному амортизаторі при нерухомому кріпленні ущільнення в циліндрі стискання газу здійснюється поршнем, площа перерізу якого дорівнює площі поперечного перерізу штока із зовнішнім його діаметром $\mathbf{d_{шт} = d_п}$.

Ці розміри знаходять із умови рівноваги штока в початковий момент обтиснення амортизатора, коли рідина ще не почала працювати. Рівняння рівноваги має вигляд

$$\mathbf{P_{ам.\,о} = P_{г.о} + P_{тер.\,о}},$$

де $\mathbf{P_{г.о}}$ – рівнодійна навантаження від тиску газу; $\mathbf{P_{тер.\,о}}$ – сила тертя в буксах та ущільненнях.

Сила тертя залежить від конструкції стояків і ущільнень, а також від тиску газу в амортизаторі. У стояках з важільною схемою підвішення коліс сила тертя є меншою, ніж у телескопічних, що працюють

на вигин. Сила тертя в буксах та ущільненнях зазвичай є якоюсь частиною сили стискання газу:

$$P_{тер} = кP_г.$$

Для важільних стояків шасі зазвичай беруть **к = 0,06...0,08**, для телескопічних – **к = 0,1…0,15**. У міру обтиснення амортизатора сила тертя збільшується, тому що збільшується $P_г$.

Таким чином,

$$P_{ам.о} = P_{г.о}(1 + к) = p_o F_г (1 + к), \qquad (6.76)$$

де p_o – початковий тиск газу в амортизаторі; $F_г$ – площа перерізу штока амортизатора, на який діє тиск газу.

Із рівностей (6.53) і (6.58) випливає, що

$$P_{ам.о} = \frac{zP^к_{ст.пос} n_o \varphi_o}{P_{г.о}(1 + к)x}, \qquad (6.77)$$

де $\varphi_{об}$ – передатне число в момент початку обтиснення амортизатора; n_o – коефіцієнт попереднього затягання амортизатора, що характеризує значення сили $P_{ам.о}$, при якій починається обтиснення амортизатора:

$$n_o = P^к_o / P^к_{ст.пос},$$

де $P^к_o$ – вертикальне навантаження на колесо в момент початку обтиснення амортизатора.

Величину коефіцієнта n_o вибирають залежно від типу літака й конструкції шасі. Чим більша різниця між злітною й посадковою масами, тим менша величина n_o. Для важких літаків зазвичай беруть **n_o = 0,5...0,6**, для легких – **n_o = 0,8...1,1**.

Таким чином, рівняння (6.77) містить дві невідомі величини: $F_г$ і p_o. Величиною p_o зазвичай задаються. Чим більше p_o, тим менша площа $F_г$ і, отже, менші габарити амортизатора. Однак зі збільшенням p_o збільшується тиск при максимальному обтисненні амортизатора p_{max}, який обмежується допустимим тиском за умовами роботи ущільнень. Для амортизаторів, що працюють на осьові й згинальні зусилля, важко забезпечити надійне ущільнення між штоком і циліндром. Тому для них визначено найбільш прийнятний тиск газу – 10 МПа, чому відповідає початковий тиск **p_o = 1,5…3** МПа. Для амортизаторів, що працюють тільки на осьові зусилля (стояк з важільною підвіскою коліс і виносним амортизатором), допускається найбільший тиск **p_o = 3…10** МПа.

В амортизаторах носових стояків значення початкового тиску газу беруть трохи меншим, унаслідок чого діаметр амортизатора буде більшим. Для телескопічних стояків беруть **p_o = 0,5…1,5** МПа, для стояків з виносним амортизатором – **p_o = 2…4** МПа. Якщо величину $F_г$

відомо, то залежно від конструкції амортизатора можна знайти внутрішній діаметр циліндра $\mathbf{d_ц}$ або зовнішній діаметр штока $\mathbf{D_{шт}}$. Якщо ущільнення розташоване нерухомо в циліндрі, то

$$\mathbf{D_{шт}} = 2\sqrt{\mathbf{F_г} / \pi}\,, \qquad \mathbf{d_ц = D_{шт} + 2\delta_{ущ}}, \tag{6.78}$$

де $\delta_щ$ – ширина ущільнювального пакета.

Якщо ущільнення розташоване нерухомо на штоку, то

$$\mathbf{D_{шт} = d_ц - 2\delta_{ущ}}, \qquad \mathbf{d_ц} = 2\sqrt{\mathbf{F_г} / \pi}\,. \tag{6.79}$$

У другому випадку діаметр циліндра менший, що вигідно для амортизатора, на який не діють згинальні зусилля (при важільній схемі підвішення колеса). Для телескопічного стояка доцільніше брати більше значення $\mathbf{d_ц}$, тобто передбачити встановлення ущільнення в циліндрі. Проміжок між штоком і поршнем $\delta_{ущ}$ визначається шириною манжети ущільнення ($\delta_{ущ}$ **= 5…20** мм).

Внутрішній діаметр циліндра $\mathbf{D_{ц.вн} = d_{шт} + (8…12)}$. У поршневих амортизаторах з ущільненням, закріпленим на штоку, при переміщенні штока в циліндрі стискання газу здійснюється поршнем, діаметр якого відповідає внутрішньому діаметру циліндра. Тоді зовнішній діаметр штока $\mathbf{d_{шт} = d_п - 2\delta_{ущ}}$.

Товщину стінок штока $\delta_{шт}$ і циліндра $\delta_ц$ визначають, коли виконують розрахунок амортизатора на міцність. В ескізному проєктуванні можна використовувати статистичні дані щодо цих величин.

Зовнішній діаметр циліндра в нижній його частині, де закріплено ущільнення або напрямну буксу, виконують більшим на 8…12 мм за діаметр іншої частини циліндра, а внутрішній діаметр циліндра – на 6…10 мм.

Висота ущільнення $\boldsymbol{h_{ущ}}$. Якщо ущільнення виконано з манжет, то його висота залежить від типу ущільнення (комбінованого ущільнення або манжет з розпірними кільцями), кількості манжет, діаметра циліндра й висоти кожної манжети. Якщо ущільнення виконано з гумових круглих кілець, то його висота залежить в основному від діаметра циліндра.

Ущільнення зі шкіряних манжет з фасонними кільцями (рис. 6.23, *а*) в амортизаторах, не навантажених бічними силами, складається з 3–4 манжет, а в амортизаторах, навантажених лобовими силами, – з 4–5 манжет. Загальна висота манжетного ущільнення визначається сумою:

$$\mathbf{h_{ущ} = n_м h' + h_н + h_в},$$

де $\mathbf{n_м}$ – кількість манжет; $\mathbf{h'}$ – висота однієї манжети з фасонним кільцем, $\mathbf{h' = h + 5}$ мм (**h** – товщина манжети); $\mathbf{h_н}$ – висота нижнього упорного кільця; $\mathbf{h_в}$ – висота верхньої упорної гайки; для наближених розрахунків можна брати $\mathbf{h_н = 20…40}$ мм, $\mathbf{h_в = 50…80}$ мм.

В амортизаторах, не навантажених бічними силами, комбіноване ущільнення без фасонних кілець складається з трьох шкіряних і п'яти гумових манжет, а в амортизаторах, навантажених бічними силами, – п'яти шкіряних і семи гумових манжет. Загальна висота ущільнення із верхньою й нижньою упорними шайбами визначається сумою:

$$h_{ущ} = n_ш\delta_ш + n_г\delta_г + (5…8),$$

де $n_ш$ – кількість шкіряних манжет; $\delta_ш$ – товщина шкіряної манжети, $\delta_ш = 1,5$ мм; $n_г$ – кількість гумових манжет; $\delta_г$ – товщина гумової манжети, $\delta_г = 2…3$ мм.

Ущільнення із круглих гумових кілець (рис. 6.23, *б*) застосовують в амортизаторах, що мають мінеральне масло й стиснений газ – азот. Висота ущільнювальної втулки з кільцями залежить від типу амортизатора та його діаметра: в амортизаторах, не навантажених бічними силами, $h_{ущ} = 30…35$ мм, а в амортизаторах, навантажених бічними силами, $h_{ущ} = 55…70$ мм. Більші величини потребують більшого розміру.

Висота напрямних букс $h_б$ залежить від типу амортизатора й величини навантаження букси. Для амортизаторів, не навантажених бічними силами, беруть таку висоту букс: нижньої – $h_{б.н} = (0,3…0,4)D_{ц.вн}$, верхньої – $h_{б.в} = (0,4…0,5)D_{ц.вн}$.

База опорних букс в амортизаторі $B_б$ – це відстань між напрямними буксами в необтисненому амортизаторі, величина якої залежить від типу стояка та його висоти. В амортизаторах з важільною підвіскою (схемою підвішення коліс), штоки яких не навантажені бічними силами,

$$B_б = (1,2…1,8)\ D_{ц.вн},$$

а в амортизаторах, навантажених бічними силами,

$$B_б = (1,7…2,5)\ D_{ц.вн}.$$

Рівень рідини в амортизаторі має бути на величину $h_р$ вищий за верхню буксу штока для гарантії запобігання гідравлічному удару під час роботи амортизатора. Для поршневих амортизаторів у необтисненому стані беруть $h_р = 5…7$ мм, для штоково-плунжерних амортизаторів в обтисненому стані – $h_р = 35$ мм.

Висота газової камери $H_{пов}$ (див. рис. 6.22) залежить від об'єму газової порожнини амортизатора в необтисненому стані υ_0 і конструктивного ходу штока $S_{кон}$. Для поршневих амортизаторів беруть $H_{пов} = 1,15\upsilon_0/F$, а для штоково-плунжерних амортизаторів – $H_{пов} = (1,2…1,25)S_{кон}$.

Глибина рідинного колодязя у штоку $H_р$ – це відстань від нижнього кінця масляного поршня до днища колодязя в необтисненому амортизаторі: $H_р = (1{,}1…1{,}25)S_{кон}$.

Товщину днища рідинного колодязя $\delta_{дн}$ визначають із умов міцності й жорсткості рідинної камери: $\delta_{дн} \approx 2\delta_{шт}$.

Товщину стінки плунжера $\delta_{пл}$ визначають із умов достатньої міцності при поздовжньому стисненні силою гідравлічного опору. У наближених розрахунках величину $\delta_{пл}$ можна брати на основі статистичних даних для однотипних амортизаторів.

Зазначені рекомендації щодо вибору основних конструктивних розмірів амортизатора можна використовувати в першому наближенні. Остаточні ж значення беруть з урахуванням більш точних гідравлічних і міцнісних розрахунків, а також з обов'язковим урахуванням результатів випробувань амортизаційних стояків на копрах.

Геометрія ущільнень. Ущільнення рухомих з'єднань штока із циліндром амортизатора здійснюють шляхом застосування манжет або кілець. Робота ущільнення забезпечує створення герметичності на шляху можливого витікання рідини із циліндра.

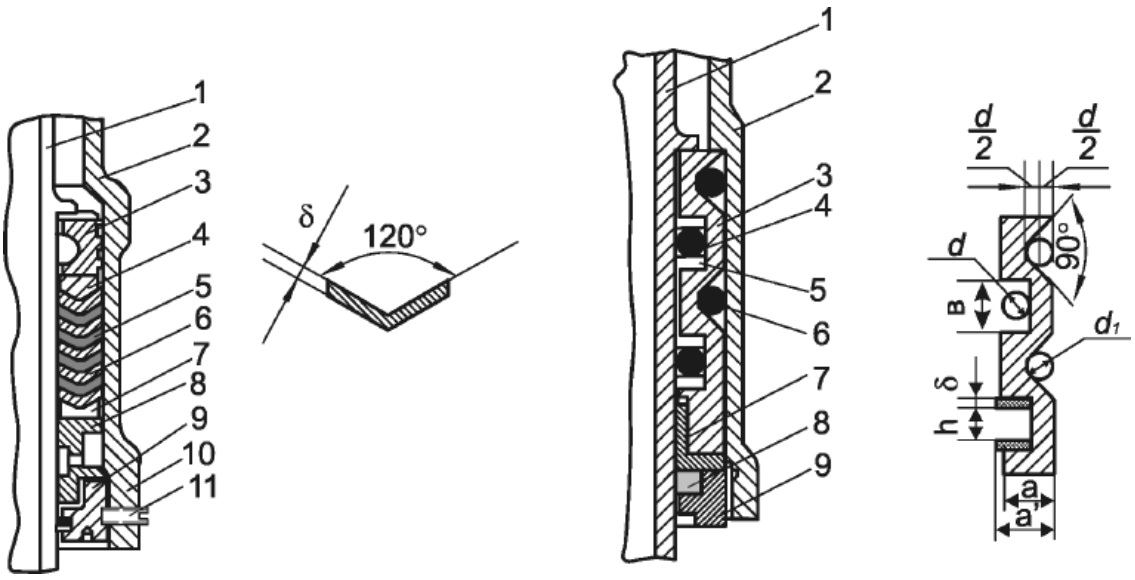


Рис. 6.23. Конструктивні форми ущільнень в амортизаторах:
а – у вигляді комбінованого пакета манжет; *б* – у вигляді гумових кілець і шайб

Конструктивно ущільнення виконують у вигляді манжет (рис. 6.23, *а*) або кілець (рис. 6.23, *в*).

Для запобігання склеюванню гумових манжет між ними передбачено шкіряні манжети (хромового виконання), жири яких не розчиняються в маслі.

Виготовлення шкіряних і гумових манжет здійснюють у прес-формі при підвищеній температурі. Форма манжети в перерізі має вигляд, який зображено на рис. 6.23, *б*. Товщина комбінованого ущільнювального пакета з манжет є такою самою, що й товщина манжетного ущільнення.

Товщина гумової манжети $\delta_г$ **= 2…3** мм, шкіряної – $\delta_ш$ **= 1,5** мм. Рекомендована кількість гумових манжет становить 5–7, шкіряних – 4–6, більше манжет ставити не слід, тому що манжети, розташовані знизу, не будуть створювати ущільнення.

Втулка 8 є нижньою напрямною буксою штока, виготовляється із бронзи. Гайка 9 призначена для затягання ущільнювального пакета, а також для утримання фетрового очисного кільця 10. Гайка 9 може бути законтрена стопорним гвинтом 11 або шплінтом.

Для зменшення зношення манжетного ущільнення його необхідно розвантажити від сил тиску штока й циліндра. Ці сили мають сприйматися напрямними буксами.

Кільцеве ущільнення має вигляд втулки 3 з внутрішніми і зовнішніми 6 кільцями однакової товщини (див. рис. 6.23, *б*).

Внутрішні кільця разом із захисними шайбами 5 забезпечують герметичність рухомого з'єднання. Захисні шайби, установлені з двох боків кільця, запобігають видавлюванню гуми в проміжок між штоком та ущільнювальною втулкою під час роботи амортизатора. Герметичність нерухомого з'єднання втулки й циліндра забезпечується зовнішніми гумовими кільцями.

На ущільнювальну втулку монтують гумові кільця й захисні шайби, після чого її вставляють в циліндр і затягають гайкою 9. Таким чином, монтаж і демонтаж гумового ущільнення в амортизаторі є нескладними операціями.

Наведено деякі рекомендації щодо конструювання ущільнень за допомогою гумових кілець.

Об’єм канавки має бути більшим за об’єм кільця на величину розбухання гуми в маслі (табл. 6.2).

Таблиця 6.2

Розміри елементів ущільнення

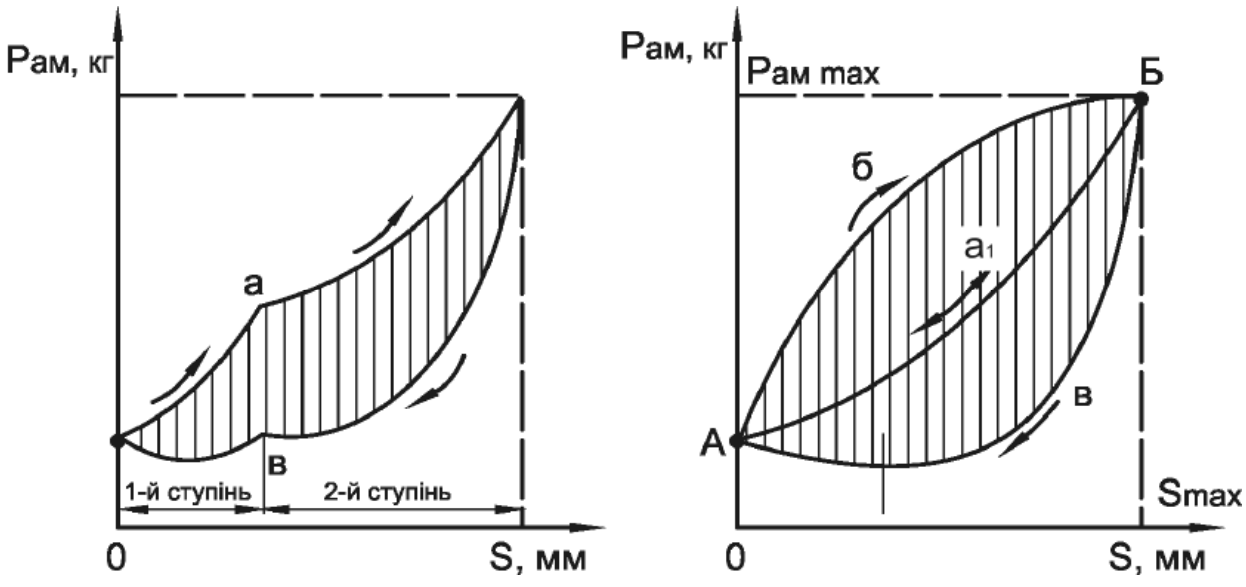
Діаметр штока D, мм	Діаметр перерізу кільця d, мм	Висота канавки для кільця h, мм	Глибина канавки в, мм	Товщина захисної шайби δ, мм
36…144 Понад 144	5,3 7	4,7…4,8 6,0…6,12	7,14 9,5	1,82…2,4 2,6…3,2

Щоб підвищити жорсткість кільця на вигин під дією сили тертя, його трохи стискають у канавці, при цьому **h < d**.

Внутрішній діаметр захисної шайби має бути на 1,2…1,8 мм меншим за внутрішній діаметр ущільнювальної втулки: **a′ – a = 0,6…0,9** мм. Захисні шайби мають ковзну посадку на штоку амортизатора.

6.7. Реалізація проєктувальних розрахунків для амортизаційних систем шасі серійних літаків

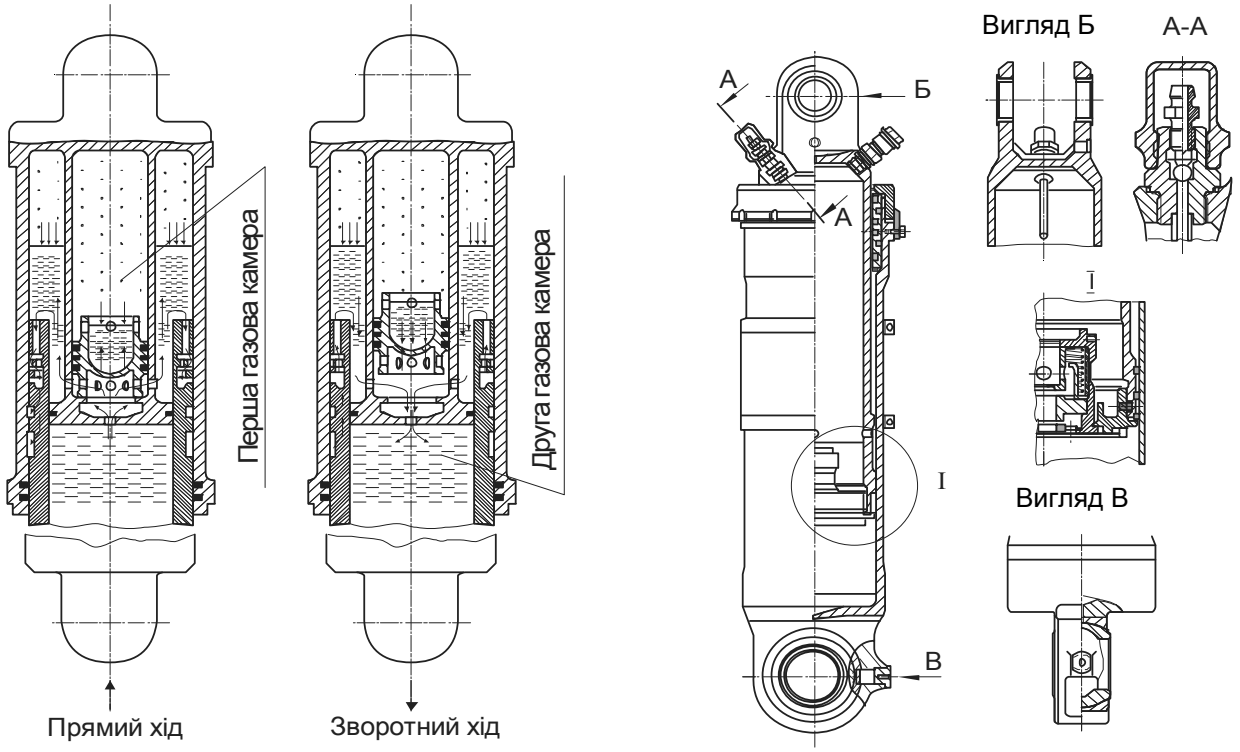
Наведено приклад реалізації проєктувальних розрахунків для амортизаційних систем шасі регіонального пасажирського літака зі злітною масою 21 т (рис. 6.24–6.27).



а *б*

Рис. 6.24. Діаграми роботи амортизаційних систем: *а* – переднього стояка; *б* – основних опор шасі літака (без урахування сил тертя)

На рис. 6.25 показано конструктивне виконання амортизаторів носового стояка й основної опори, принципові схеми яких мають істотні відмінності.



а *б*

Рис. 6.25. Конструктивне виконання амортизаторів переднього стояка (*а*) і основної опори (*б*) шасі регіонального пасажирського літака

Якщо амортизатор передньої опори виконано із двома камерами з газом 1 і 2, то в основній опорі використано класичну плунжерну схему зі спеціальним клапанним пристроєм (вузол 1) для погашення енергії. Таке виконання визначило й розбіжність у діаграмах роботи амортизації передньої й основної опор (див. рис. 6.24).

Як бачимо, передній стояк має більший хід амортизації з переважним гашенням енергії на зворотному ходу в обох ступенях амортизатора, що дає можливість використовувати основні переваги стояків із двокамерними амортизаторами, оскільки початковий тиск у першій камері приблизно втричі менший, ніж у другій:

– розкручування колеса відбувається при менших навантаженнях;

– час розкручування є більшим;

– навантаження наприкінці розкручування є меншим, а робота, яка поглинається амортизацією, сприймається камерою 2.

Параметри амортизаційних систем основних опор літака також вибиралися з умови поглинання експлуатаційної роботи $\mathbf{A}^{\mathbf{e}}$, прохідно-

сті літака по ЗПС із умови $P_y < P_y^e$ і заданого перевантаження.

Аналіз переміщень у всіх розрахункових випадках посадок (рис. 6.26) показує, що літак при такій схемі розташування стояків та їх амортизаційних параметрах забезпечує необхідні злітно-посадкові характеристики цього літака.

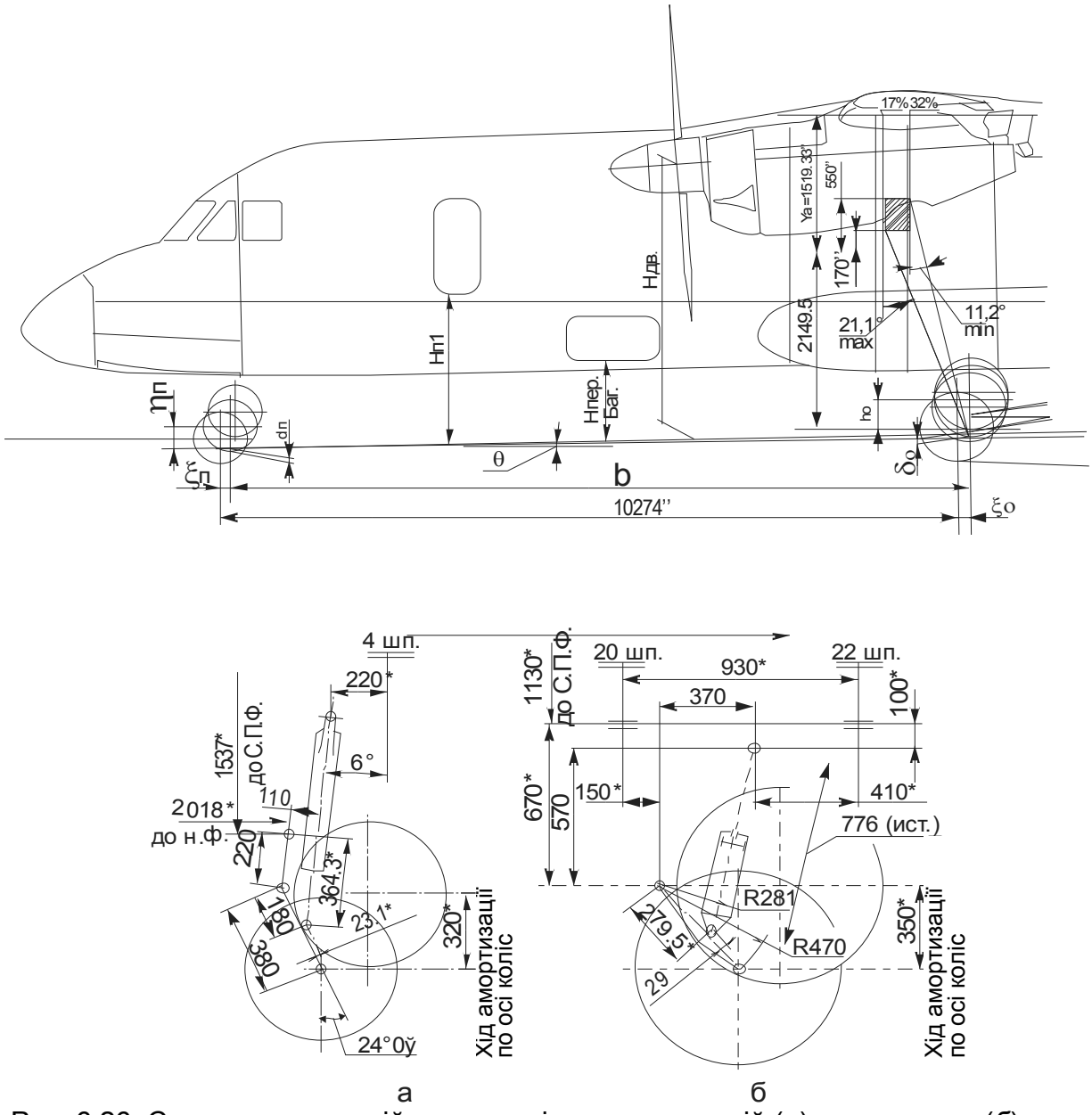


Рис. 6.26. Схема амортизаційних переміщень у передній (*а*) та основних (*б*) опорах шасі літака

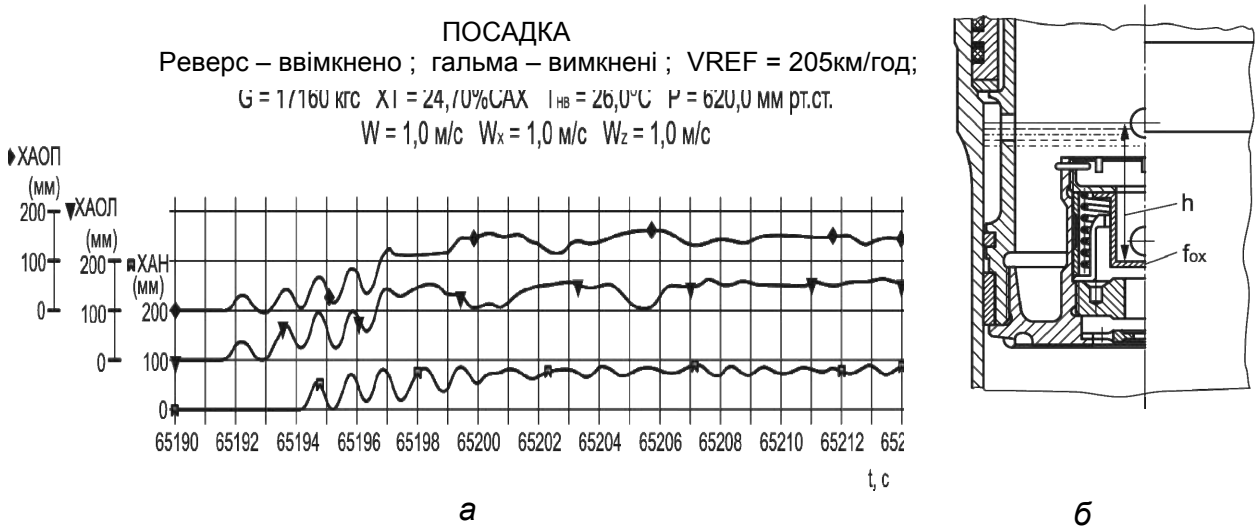
Копрові випробування амортизаційних систем ”пневматик + амортизатор” показали (табл. 6.3), що в усьому діапазоні скидань при **A, V_y** і $h_{ц.м.}$ динамічні зусилля P_y не перевищують нормативної величини $P_y^{e\,(max)}$.

Таблиця 6.3

Дані копрових випробувань амортизаційних систем основних стояків шасі літака

Номер скидання	A_1	G, Н	V_y, км/год	$h_{ц.м.}$, мм	P_y, Н	$P_y^{e(max)}$, Н	$P_y/P_y^{e(max)}$
1	A^e	95750	0	375	162500	173100	0,94
2	A^e	95750	240	390	162500	173100	0,96
3	A^e	95750	0	440	211050	248500	0,85
4	A^e	95750	240	463	246100	248500	0,99
5	$0,25A^e$	95750	0	175	95800	173100	0,55
6	$0,25A^e$	95750	240	205	83100	173100	0,48
7	$0,5A^e$	95750	0	274	114550	173100	0,66
8	$0,5A^e$	95750	240	298	117800	173100	0,68
9	$0,75A^e$	95750	0	335	142000	173100	0,82
10	$0,75A^e$	95750	240	350	140000	173100	0,81

Однак під час перших льотних випробувань літака (особливо в гірських умовах) з'ясувалося, що літак має тенденцію до повторного злітання через відділення всіх опор від ЗПС (рис. 6.27, *а*). Динамічний процес розгойдування починається в лівій основній опорі, потім у правій основній, а після відділення основних опор відбувається відрив й передньої опори.



а *б*

Рис. 6.27. Схеми відділення основних (ХАОЛ, ХАОП) і носової (ХАН) опор шасі від ЗПС у процесі посадки (*а*) і доробка клапана зворотного гальмування амортизаторів основних опор за параметрами f_{ox} і h (*б*)

Аналізуючи причини повторних злітань літака з'ясував, що в основі цього явища лежить недостатньо обґрунтований вибір параметрів зворотного гальмування амортизаторів основних опор шасі (вузол **I** на рис. 6.25, *б*), а саме:

– «залипання» клапана зворотного гальмування в неробочому положенні внаслідок несприятливого сполучення розташування отворів клапана й сідла;

– розташування верхньої групи отворів клапана зворотного гальмування (h) поблизу верхньої межі рідини, що зумовило роботу клапана зворотного гальмування $\mathbf{f_{ox}}$ на спіненій рідині.

Дороблення амортизатора за параметрами $\mathbf{f_{ox}}$ і **h** здійснювалося з урахуванням зазначених вище недоліків на основі раніше викладених методик визначення $\mathbf{f_{ox}}$.

Льотні випробування літака з доробленими амортизаторами основних опор шасі показали, що динамічні процеси в опорах шасі в першу секунду подібні до аналогічних процесів при випробуваннях першого варіанта амортизаційної системи. Однак у другому варіанті процес коливань є стійко згасаючим за часом.

6.8. Специфічні особливості амортизаторів шасі літаків у режимі короткого зльоту й посадки

Для літаків, що експлуатуються в режимі короткого зльоту й посадки (КЗП), необхідно забезпечити сполучення в одному амортизаторі характеристик, що відповідають вимогам до посадки без вирівнювання: короткий зліт і посадка з невеликою посадковою масою й великими швидкостями ($\mathbf{V_y > 4}$ м/с) або з великою посадковою масою й невеликими швидкостями ($\mathbf{V_y \geq 2{,}5}$ м/с).

Вирішення такого завдання ускладнюється, коли основні опори таких літаків являють собою багатостоякові шасі (рис. 6.28).

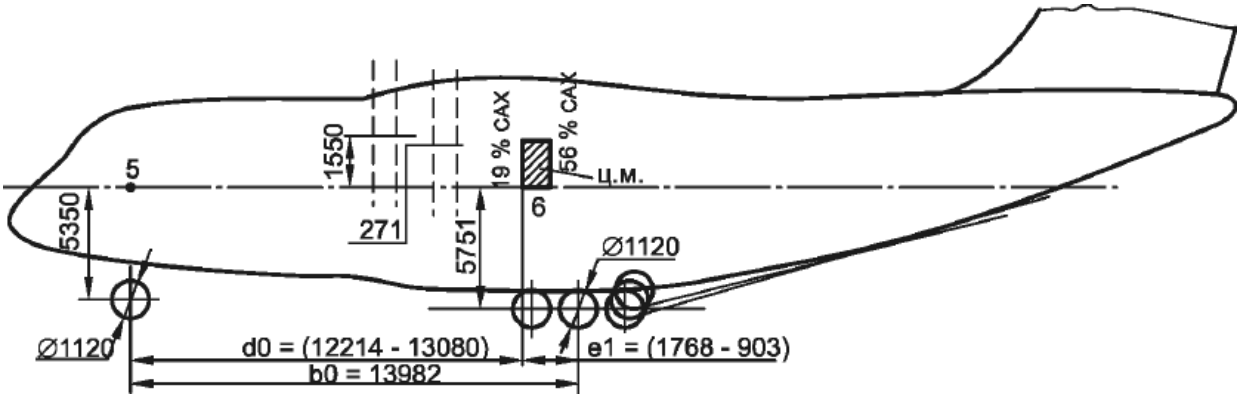


Рис. 6.28. Розташування переднього й основного стояків шасі літака в режимі КЗП

У передньому стояку шасі використано двокамерний амортизатор (рис. 6.29), який пом'якшує не тільки вертикальні, але й тангажні переміщення літака в режимі КЗП.

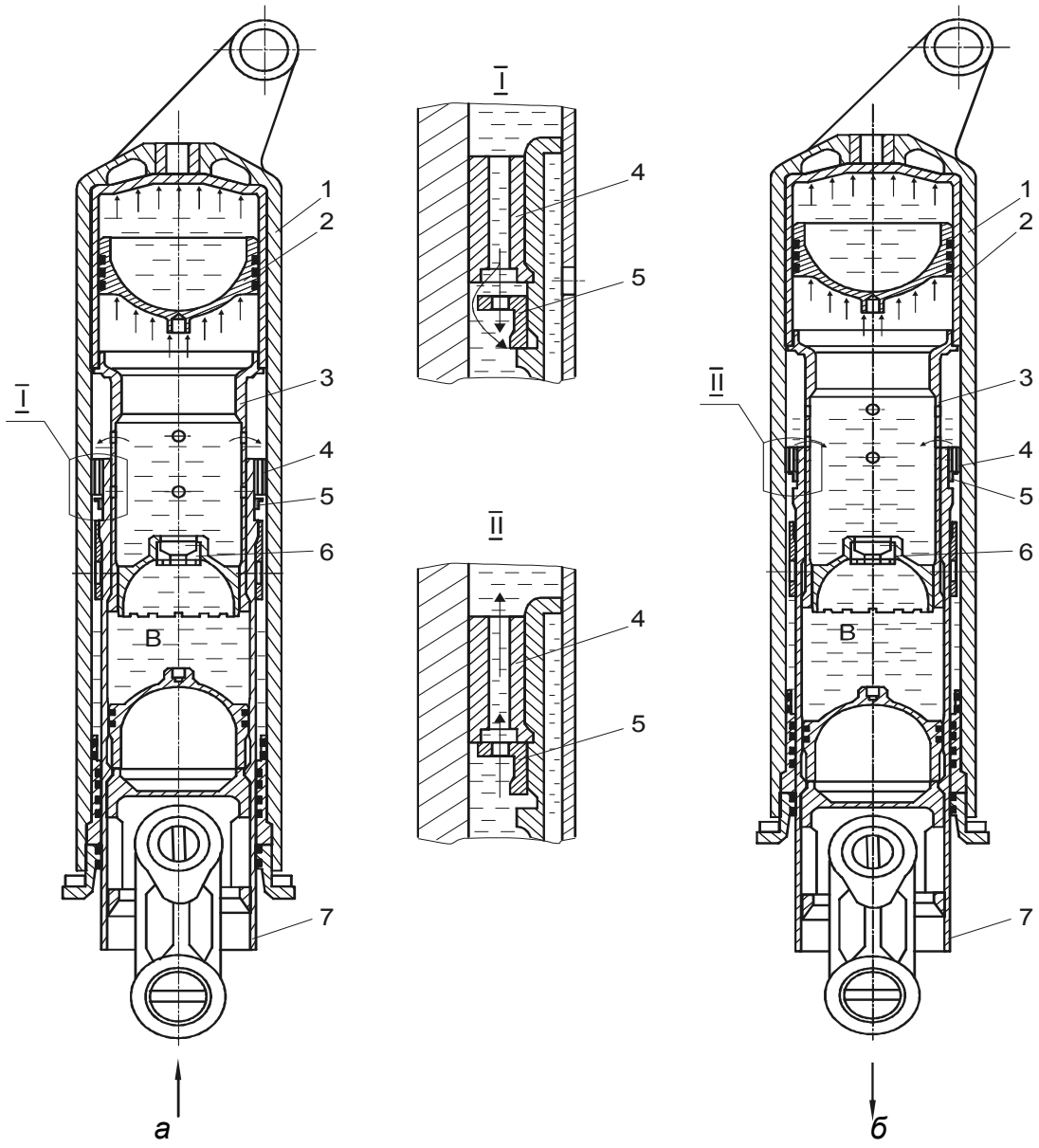


Рис. 6.29. Схема роботи двокамерного амортизатора переднього стояка літака в режимі КЗП на прямому (*а*) і зворотному (*б*) ходах: 1 – циліндр-траверса; 2 – поршень; 3 – плунжер; 4 – букса; 5 – клапан гальмування; 6 – дросель; 7 – шток

У стояках основних опор (рис. 6.30) використано класичний плунжерний амортизатор. Зважаючи на умови КЗП, цей амортизатор оснащено протиперевантажувальними клапанами.

Вибір параметрів амортизаційної системи, тобто початкових тисків у газових камерах пневматика й амортизатора, об’ємів гідравлічних камер і демпфірування прямого ходу, моменту спрацьовування протиперевантажувальних клапанів, здійснено з умови заданої енергоємності, умов прохідності й забезпечення заданої величини максимальних динамічних зусиль в опорах шасі.

За результатами копрових випробувань ізольованих амортизаційних стояків на роботоздатність (табл. 6.4) видно, що як у режимі КЗП, так і при звичайних посадках за параметром енергоємності ці амортизаційні стояки задовольняють поставлені вимоги.

Характерним є те, що при всіх $\mathbf{V_y \le 4}$ м/с $\mathbf{P_y^{max}}$ не перевищувало нормованої величини $\mathbf{P_{розр}}$.

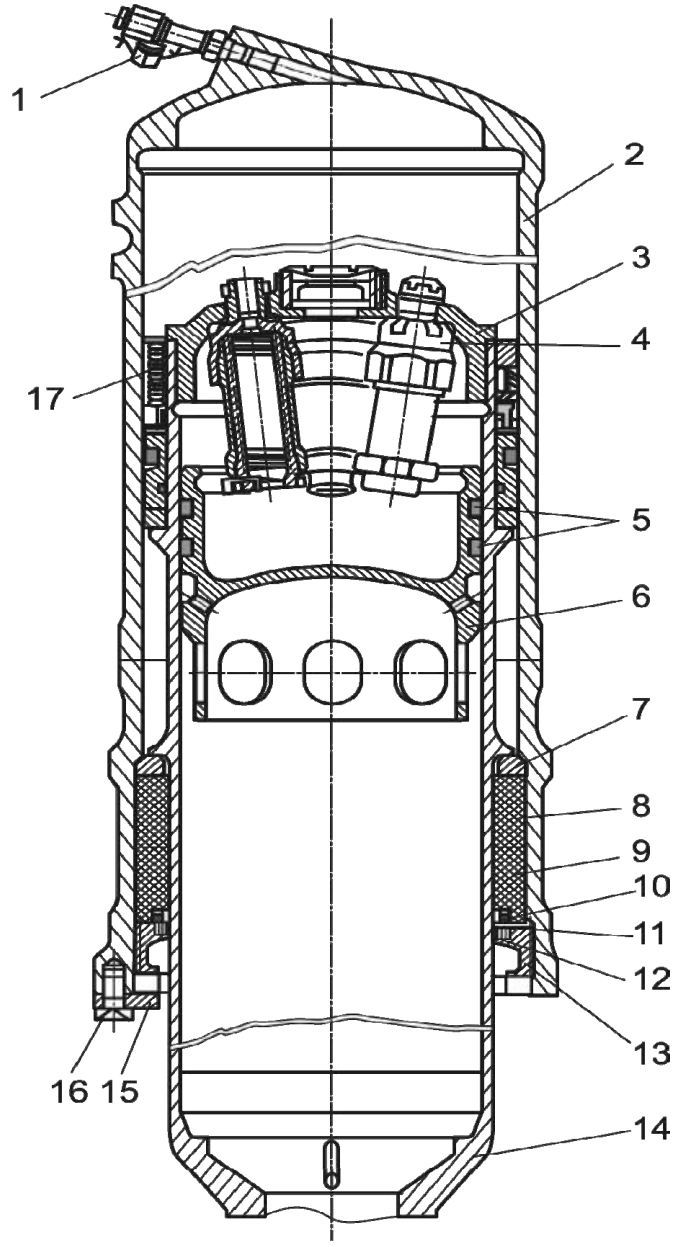


Рис. 6.30. Амортизатор, що застосовується в стояках основних опор шасі літака в режимі КЗП: 1 – трійник; 2 – циліндр; 3 – гайка; 4 – перепускний клапан; 5 – гумове кільце; 6 – плаваючий поршень; 7 – опорна втулка; 8 – верхня бухта; 9 – нижня бухта; 10 – ущільнювальне кільце; 11 – скребкове кільце; 12 – кільце; 13 – гайка; 14 – шток; 15 – стопор; 16 – гвинт; 17 – пружина

Таблиця 6.4

Результати копрових випробувань основного стояка літака

Номер скидання	G, Н	А, Н·м	Висота скидання, м	$P_у$, Н	$P_у/P_{розр}$	$V_у$, м/с
1	224200	182400	0,626	413000	105,6	4,0
2	224200	184000	0,640	385000	98,5	4,01
3	224200	273600	0,740	511000	90,6	4,9
4	224200	272000	0,750	497000	88,1	4,87
5	224200	183200	0,622	410000	104,9	3,85
6	224200	184800	0,648	370000	94,6	3,87
7	284000	163000	0,593	377000	100,5	3,36
8	284000	163200	0,634	311000	82,9	3,36
9	284000	244000	0,706	456000	84,4	4,11
10	284000	243600	0,758	446000	2,6	4,10

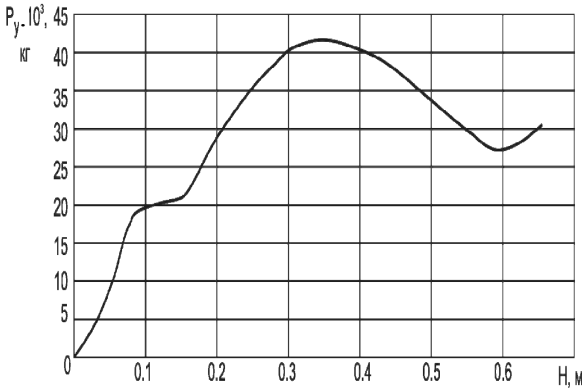
Слід зазначити, що на діаграмах $\mathbf{P_у = f(H)}$ (рис. 6.31) при $\mathbf{H \approx 0{,}1}$ м видно невеликий майданчик вирівнювання зусиль $\mathbf{P_у}$, що є результатом спрацьовування протиперевантажувальних клапанів при тиску в камері з рідиною амортизатора $\mathbf{P_{відкр} \geq 1300}$ МПа.

Таке зменшення граничних динамічних зусиль (при одночасному збільшенні ходу амортизатора) забезпечує належну енергоємність ізольованої системи основної опори шасі літака в режимі КЗП.

Однак, зважаючи на умови базування цього літака на ґрунтових ЗПС з низькою міцністю ґрунту, кількість основних опор була вибрана по три на правому й лівому бортах. Після розрахунку посадки літака з таким шасі виявилося, що послідовне увімкнення заднього, середнього й переднього рядів основних опор призводить до циклічного перевантаження конструкції в період часу 0,1...0,25 с після моменту торкання ЗПС (рис. 6.32).

Висока циклічна повторюваність на граничному значенні загального навантаження виявилася неприйнятною з огляду на ресурсні міркування.

Ураховуючи послідовність увімкнення трьох рядів основних опор під час посадки, завдання зниження циклічного навантаження основних опор і вузлів їх навішення на фюзеляжі вирішувалося шляхом підбирання величини $\mathbf{p_{відкр}}$ – тиску, при якому спрацьовують перепускні клапани, для різних рядів основних опор шасі: для третього ряду $\mathbf{p_{відкр} \leq 1450}$ МПа, для другого – 1300 МПа, для першого – 1450 МПа.



(V_y = 4 м/с, без розкручування коліс, КЗП)

Рис. 6.31. Діаграми роботоємності амортизаторів основної опори шасі літака

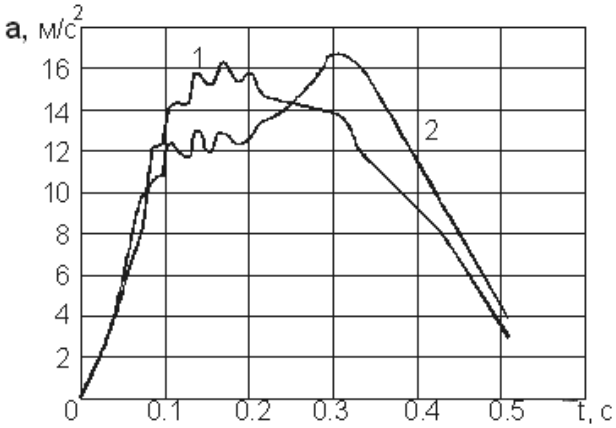


Рис. 6.32. Вплив послідовності входження в роботу рядів основних опор шасі та величини тиску відкриття протиперевантажувальних клапанів на динаміку прискорень у ц.м. літака під час посадки:
1 – $p_{відкр}$ = const, 2 – $p_{відкр}$ = var

Динаміку змінення прискорень у ц.м. літака під час його посадки з такими характеристиками основних опор показано на рис. 6.32.

Очевидно, що характер залежності **a = f(t)** істотно змінився. У діапазоні часу 0,1…0,2 с більш ніж на 25 % зменшилася величина **a**, амплітуда циклічних змінень зменшилася більш ніж удвічі. При цьому максимум загального навантаження змістився з 0,15 на 0,3 с. Така динаміка змінення зусиль в основних опорах і вузлах навішень на фюзеляж виявилася прийнятною за вимогами ресурсу.

Таким чином, на прикладі шасі літака, що експлуатується в режимі КЗП, показано, як за допомогою амортизаційної системи можна ”керувати” величинами й характером повторюваності навантажень, які діють у точках навішення, і цим забезпечити необхідний ресурс літаків у наземних режимах переміщення.

Вище було наведено класичні приклади процесу створення амортизаційних стояків шасі літаків, який містить обов'язкові випробування натурного екземпляра на спеціальних копрах (рис. 6.33) та уточнення характеристик амортизаційних систем основних і переднього стояків шасі під час льотних випробувань літака.

Тільки такий шлях забезпечує повну реалізацію вимог, які ставляться до амортизаційних систем шасі літаків.

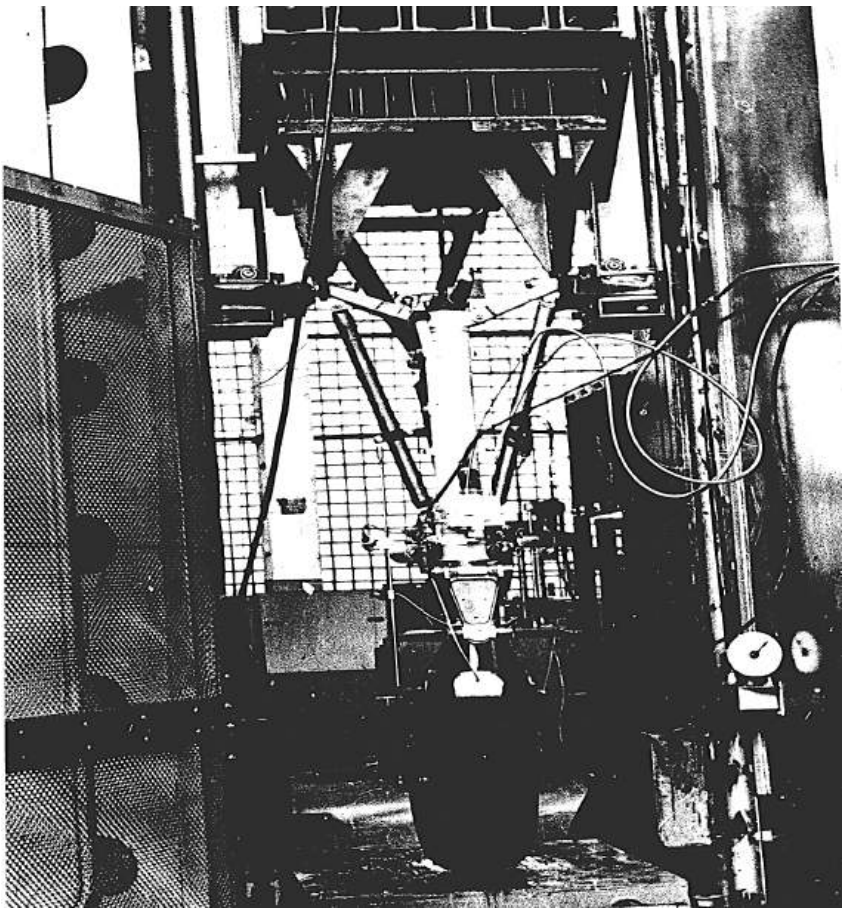


Рис. 6.33. Випробування натурної амортизаційної системи на копрі

Запитання для самоперевірки

1. З якою метою на шасі літака встановлюють систему пружних елементів?

2. На яких основних принципах базується реалізація поглинання й розсіювання енергії ударів, яких зазнає літак у момент посадки й під час руху по нерівній поверхні аеродрому?

3. Назвіть основні вимоги до амортизаційної системи шасі літаків.

4. Які види енергії поглинає амортизаційна система шасі в момент приземлення? Як можна визначити їх складові?

5. Між якими елементами амортизаційної системи шасі і як розподіляється вся енергія під час посадки літака?

6. Від чого залежить величина експлуатаційної роботи стояків основного шасі під час посадки?

7. Як визначають величину експлуатаційної роботи для носових стояків шасі під час посадки?

8. У чому полягають суть і причини можливого відділення коліс шасі літака від ЗПС після першого удару під час його приземлення?

9. Які існують схеми амортизаторів, що використовуються у стояках шасі літаків?

10. Як визначають осьове навантаження на шток амортизатора і

якими елементами амортизаційної системи воно зрівноважується?

11. Від чого залежать зусилля стискання газу, подолання гідравлічного опору рідини й сил тертя і чому, відповідно, дорівнює їх величина?

12. Чому газорідинні амортизатори набули найширшого застосування в шасі сучасних літаків?

13. З якою метою в конструкції газорідинних амортизаторів передбачено переважне гальмування рідини на зворотному ході?

14. З яких умов вибирають величину попереднього затягання амортизатора?

15. У чому полягають недоліки амортизаторів з переважним гальмуванням на прямому ході?

16. За допомогою яких конструктивних рішень можна пом'якшити амортизацію на початку ходу штока, не знижуючи його загальної енергоємності?

17. Чому дорівнює коефіцієнт експлуатаційного перевантаження амортизатора для телескопічних і важільних стояків шасі?

18. Які найважливіші характеристики амортизаційної системи впливають на характер діаграми роботи амортизатора?

19. Чому плунжерні амортизатори з регулюванням прохідних отворів для рідини на прямому й зворотному ходах набули широкого застосування на сучасних літаках?

20. З якою метою на сучасних літаках застосовуються шасі із багаторежимними амортизаторами?

21. У чому полягають суть і переваги роботи двокамерних амортизаторів?

22. Як конструктивно можна забезпечити змінність жорсткості, демпфірування й регулювання плавності ходу амортизатора?

23. Як визначаються энергосилові параметри амортизатора?

24. Як визначаються величина ходу й діаметр амортизатора?

25. Від чого залежить і як визначається початковий об’єм газової камери?

26. З яких умов визначається об’єм рідини та яким має бути рівень рідини над верхньою буксою?

27. Як будують діаграму обтиснення амортизатора під час його проєктування?

28. Як формуються конструктивні розміри амортизатора?

29. З яких умов визначають геометрію ущільнення в амортизаторі?

30. У чому полягають особливості конструкції носових та основних стояків шасі літака Ан-140 і розбіжність у роботі їх амортизаторів?

31. З якою метою здійснено доробку конструкції амортизатора основного стояка шасі літака Ан-140?

32. У чому полягають особливості конструкції й роботи амортизаторів шасі літаків, що експлуатуються в режимі КЗП?

33. З якою метою в амортизаторах основних стояків шасі літака Ан-70 для різних рядів стояків визначено різний тиск спрацьовування перепускних клапанів газової камери?

Розділ 7. МАСОВА ДОСКОНАЛІСТЬ І ВИБІР КОНСТРУКЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ ДЛЯ СТОЯКІВ ШАСІ

Одним із критеріїв досконалості конструкції літака, у тому числі й такого агрегата, як шасі, є маса, що залежить від таких факторів:

– умови базування літака;
– необхідний ресурс;
– компонувальні особливості літака й шасі;
– матеріали, що застосовуються.

7.1. Вплив злітної маси літака, аеродромного покриття й необхідного ресурсу на масу шасі

Сумарну масу шасі можна подати в такому вигляді

$$\mathbf{m_ш} = \overline{\mathbf{m}}_\mathbf{ш}\mathbf{m_o}, \qquad (7.1)$$

де $\overline{\mathbf{m}}_\mathbf{ш} = \dfrac{\mathbf{m_ш}}{\mathbf{m_o}}$ – відносна маса шасі (рис. 7.1).

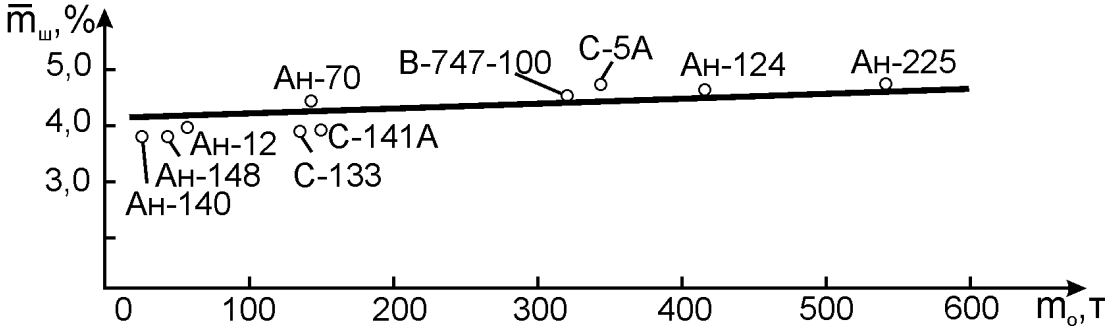


Рис. 7.1. Залежність злітної маси літака m_o від відносної маси шасі $\overline{m}_ш$ для деяких сучасних літаків

Як бачимо, відносна маса шасі становить 3…5 % від максимальної злітної маси $\mathbf{m_o}$. Більша частина маси шасі припадає на основні стояки з колесами. Маса носового стояка з колесом $\overline{\mathbf{m}}_\mathbf{нос.\,ш}$ становить 10…20 % від повної маси шасі. Зі збільшенням злітної маси літака відносна маса носового стояка зменшується (табл. 7.1).

Таблиця 7.1

Відносна маса носових стояків шасі залежно від злітної маси літака

$\mathbf{m_o}$, тс	< 20	20…40	40…60	> 60
$\mathbf{m_{нос.\,ш}} / \mathbf{m_ш}$	0,25…0,20	0,20…0,13	0,13…0,11	~ 0,10

Відносну масу шасі проєктованого літака можна подати у вигляді суми

$$\overline{m}_{ш} = \overline{m}_{ст} + \overline{m}_{к},$$

де $\overline{m}_{ст} = m_{ст} / m_{о}$ – відносна маса стояків шасі; $\overline{m}_{к} = m_{к} / m_{о}$ – відносна маса коліс шасі.

Для трьохопорного шасі (з носовим стояком) можна рекомендувати, наприклад, формулу Шейніна [94]

$$\overline{m}_{ст} = (6{,}32h + 7)\overline{m}_{пос} \cdot 10^{-3} - 0{,}3 \cdot 10^{-7}\overline{m}_{о} + 0{,}0047, \qquad (7.2)$$

де **h** – відстань від поверхні ЗПС до шарніра навішення основного стояка (висота шасі), м; $\overline{m}_{пос} = m_{пос} / m_{о}$ – найбільша допустима з умов міцності відносна маса літака під час посадки.

Відносна посадкова маса літака залежить також від маси, що витрачається в польоті: при $\overline{m}_{вит}$ **= 0,15…0,20** $\overline{m}_{пос}$ **= 1,0…0,95**; при $\overline{m}_{вит}$ **= 0,25…0,35** $\overline{m}_{пос}$ **= 0,80…0,90**; при $\overline{m}_{вит}$ **= 0,40…0,50** $\overline{m}_{пос}$ **= 0,70…0,75**.

Відносна маса коліс шасі за Привеном [68]

$$\overline{m}_{к} = 0{,}0293(2 - \overline{e})\frac{\sqrt{p_{ш}}}{1 + p_{ш}}, \qquad (7.3)$$

де $p_{ш}$ – тиск у пневматиках основних коліс, кгс/см^2; $\overline{e}$ **= 0,06…0,12** – частка злітної маси літака, що припадає на носовий стояк шасі під час стоянки.

Умови базування літака значно впливають на навантаженість шасі і, отже, на його масу (рис. 7.2).

Величина необхідного ресурсу шасі впливає на величину його маси (рис. 7.3).

Одним із основних критеріїв технічної досконалості шасі літаків і його окремих елементів є масова віддача, яка визначається відношенням маси оцінюваного елемента до стоянкового навантаження на цей елемент (стояк, колесо та ін.)

Абсолютна величина масової віддачі шасі залежить від його проєктних параметрів, конструктивно-технологічних рішень розробника й вимог замовника. Тому для об'єктивного порівняльного оцінювання рівня технічної досконалості шасі необхідно його проєктні параметри й вимоги до нього звести до параметрів і вимог до шасі-аналога або до параметрів і вимог до умовного шасі, для якого було визначено нормативи, викладені в роботі [10].

За зведеними параметрами й вимогами визначають зведену масу, а потім зведену масову віддачу, яка і є показником технічної

досконалості оцінюваного елемента шасі порівняно з масовою віддачею відповідного елемента або масовою віддачею, визначеною нормативами.

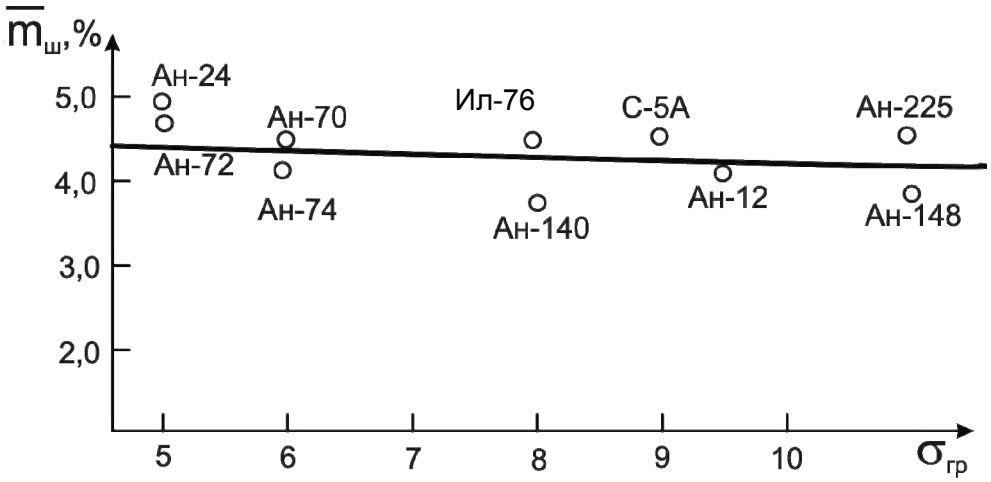


Рис. 7.2. Залежність відносної маси шасі $\overline{m}_ш$ від міцності ґрунту $\sigma_{гр}$

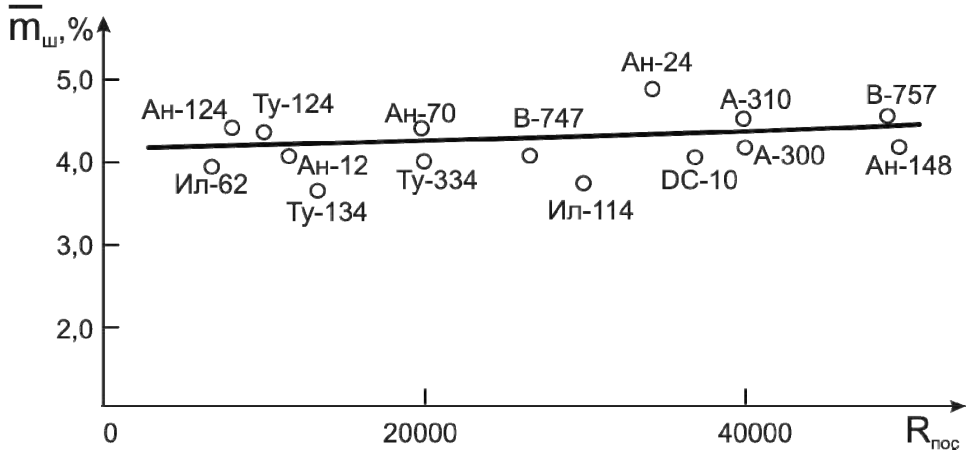


Рис. 7.3. Залежність відносної маси шасі $\overline{m}_ш$ від необхідного ресурсу зльотів-посадок R

У цій роботі викладено методику визначення зведеної маси й зведеної масової віддачі стояків шасі, що складаються з амортизаторів, підкосів, траверс, осей коліс та інших конструктивних елементів опор шасі (за винятком коліс). При цьому в методиці передбачається оцінювання рівня масової досконалості стояків шасі шляхом порівняння з аналогами й нормативами.

Разом з тим, необхідно вибрати ту або іншу методику, яка дала б можливість визначити масу стояків шасі з урахуванням проєктних параметрів, вимог і характеристик застосовуваних матеріалів. Оцінюючи рівень технічної досконалості стояків шасі літаків, можна викори-

стати методику поелементного розрахунку маси шасі, наведену в роботі [92].

Слід зазначити, що для прямого розрахунку маси стояків, тобто прогнозування маси при заданих проєктних параметрах і вимогах, можна використати будь-яку іншу методику, що задовольняє такі умови:

– висока точність прогнозування абсолютного значення маси;

– правильне відображення впливу змінень проєктних параметрів і вимог на масу, тобто чутливість до зазначених змінень.

За методикою, викладеною в роботі [94], масу основних елементів шасі визначають за формулами перевірно-міцнісного розрахунку, а допоміжних − за статистичними даними. У загальному вигляді залежність маси стояка шасі від його основних проєктних параметрів можна записати в такому вигляді:

$$m_{ст} = f_i(m_o, m_{пос}, H_{ст}, \bar{d}, z, n_к, D, B, n^e_{зл}, n^e_{пос}, \sigma, \gamma, ...), \qquad (7.4)$$

де $m_o, m_{пос}$ – злітна й посадкова маси літака; $H_{ст}$ – фактична висота стояка; $\bar{d}$ – параметр центрування; z – кількість стояків на літаку (основних або носових); $n_к$ – кількість коліс на одному стояку; D, B – діаметр і ширина колеса; $n^e_{зл}, n^e_{пос}$ – експлуатаційне перевантаження під час зльоту й посадки; σ, γ – характеристики застосовуваних матеріалів.

Як бачимо, до основних параметрів, якими визначається маса стояків, належать і характеристики коліс ($m_к, D, B$). Пояснюється це тим, що розміри коліс зумовлюють (певною мірою) розміри (а отже, і масу) осей, рами візка та інших елементів стояка.

Формули, які рекомендовано в роботі [92] для визначення маси окремих елементів стояка шасі (штока й циліндра амортизатора, осей коліс, рами візка та ін.), містять статистичні коефіцієнти (коефіцієнти неврахованої маси, або коефіцієнти форми) $К_{шт}$, $К_ц$, $К_{ос}$, $К_Р$ і т.д. Значення цих коефіцієнтів визначено за статистичним даними до 1975 року. З 1985 р. ці коефіцієнти зменшилися на 5 % і ще на 5 % – з 2000 року.

7.2. Методика оцінювання рівня масової досконалості стояків шасі за аналогами

Для оцінювання масової досконалості стояків шасі, що розроблюється, мають бути задані основні проєктні параметри літака та його маса. Такі самі дані мають бути задані і для аналога.

Якщо ці дані задано, то за методикою, яку викладено в роботі [94], визначають розрахункову масу стояка

$$m_1 = f_1(m'_o, m'_{пос}, H'_{ст}, \bar{d}', m'_к, \sigma', \gamma', ...), \quad (7.5)$$

де $m'_o, m'_{пос}, H'_{ст}$ – проєктні параметри оцінюваного шасі.

За цією ж методикою визначають розрахункову масу стояка (за проєктними параметрами) шасі-аналога

$$m_2 = f_2(m''_o, m''_{пос}, H''_{ст}, \bar{d}'', m''_к, \sigma'', \gamma'', ...), \quad (7.6)$$

де $m''_o, m''_{пос}, H''_{ст}$ – проєктні параметри шасі-аналога.

Значення $\Delta m = m_2 - m_1$ буде відповідати зміненню маси стояка шасі внаслідок змінення (зведення) проєктних параметрів ($m'_o \to m''_o, m'_{пос} \to m''_{пос}, H'_{ст} \to H''_{ст}$ і т.д.). Якщо значення Δm додати (з відповідним знаком) до фактичної маси стояка $m_{факт}$ шасі, то отриманий результат буде визначати зведену масу цього стояка

$$m_{зв} = m_{факт} + \Delta m. \quad (7.7)$$

Таким чином, зведена маса – це та маса, що відповідає взятій конструкції стояка проєктованого шасі, але яку перераховано на проєктні параметри стояка шасі-аналога й вимоги до нього.

Далі зіставляють отримане значення $m_{зв}$ із фактичною масою стояка шасі-аналога $m_{ан.факт}$: якщо при цьому значення

$$\Delta m_{зв} = m_{зв} - m_{ан.факт} \quad (7.8)$$

не є більшим за ± 5 % від $m_{ан.факт}$, то уважають, що рівень технічної досконалості стояка оцінюваного шасі відповідає технічному рівню стояка шасі-аналога.

Масову досконалість стояка можна оцінювати й за *масовою віддачею* π_i. Для цього необхідно зіставити зведену масову віддачу $\pi_{i\ зв}$ з фактичною масовою віддачею аналога $\pi_{ан.факт}$, тобто

$$\pi_{зв} = m_{зв}/P_{ан.ст};$$

$$\pi_{ан.факт} = m_{ан.факт}/P_{ан.ст}, \quad (7.9)$$

де $P_{ан.ст}$ – стоянкове навантаження на стояк шасі літака-аналога.

Формули для розрахунку маси шасі, викладені в роботі [93], виведено при ресурсі стояків R_i, що дорівнює 5000 зльотів-посадок.

У випадку, коли заданий ресурс оцінюваного стояка або стояка-аналога більший за 5000 зльотів-посадок, значення m_1 і m_2 слід помножити на коефіцієнт

$$K_R = 0{,}5\left(1 + \sqrt[4]{R_i / 5000}\right), \quad (7.10)$$

де R_i – ресурс оцінюваного стояка або стояка-аналога.

7.3. Оцінювання досконалості стояків шасі за коефіцієнтом масової ефективності

Оцінювання масової досконалості шляхом порівняння її з нормативами здійснюють у такій же послідовності й за такими самими формулами, що й при порівнянні з аналогами. Однак під час визначення m_2 замість значень параметрів шасі-аналога $(H''_{ст}, \bar{d}'', \sigma'', \gamma'', ...)$ підставляють значення параметрів умовного стояка шасі, масову віддачу якого взято як норматив. Основні розміри такого умовного стояка беруть як оптимальні, а навантаження та інші проєктні параметри – за даними шасі, що проектується. Виходячи із цього розрахункову масу m_1 визначають за параметрами $m'_о, m'_{пос}, H'_{ст}$ і т.д., а масу m_2 – за проєктними параметрами:

$$m''_о = m'_о,\ m''_{пос} = m'_{пос},\ H''_{ст} = H'_{ст};$$

$$\alpha''_{ос} = \alpha_{ос\ опт};\ \ \alpha''_{рм} = \alpha_{рм\ опт}\ ;$$

$$n''^{e}_{пос} = 2{,}3;\ \ n''^{e}_{в} = 2{,}0;\ \ \sigma'' = 17000\ кгс/см^2;$$

$$R'' = 5000;\ \ \gamma'' = 7{,}81\ т/м^3,$$

де $H_{ст\ опт}$, $\alpha_{ос\ опт}$, $\alpha_{рм\ опт}$ – оптимальні розміри стояків, осей коліс і рами візка.

Як зазначалося в розд. 6, висоту стояка визначають за необхідним ходом амортизатора для поглинання максимальної роботи. Оптимальне її значення зазвичай є меншим за фактичну висоту стояка:

$$H'_{ст} = H_{ст\ опт} \le H_{ст\ факт}.$$

Оптимальні розміри осей коліс і рами візка за умов багатоколісної опори залежать від розмірів коліс і визначаються формулами

$$\alpha_{ос\ опт} = (0{,}85 + n_{к\ ос})B_к;\ \ \alpha_{рм\ опт} = 1{,}1D_к,$$

де $B_к$, $D_к$ – розміри коліс; $n_{к\ ос}$ – кількість коліс на осі.

Найчастіше для кращої прохідності літака, зумовленої міцністю покриття ЗПС, на практиці фактичні розміри $\alpha_{ос\ факт}$ і $\alpha_{рм\ факт}$ беруть більшими за оптимальні значення. У цьому випадку, визначаючи значення m_1, розміри осей і рами беруть як фактичні, а визначаючи m_2 – як оптимальні.

Визначивши m_1 і m_2, з урахуванням ресурсу знаходять

$$\Delta m = m_2 - m_1;$$

$$m_{зв} = m_{факт} + \Delta m;$$

$$\pi_{зв} = m_{пр}/P_{ст},$$

де $P_{ст}$ – стоянкове навантаження на стояк шасі, яке оцінюється.

Шляхом зіставлення розрахункового значення $\pi_{зв}$ із нормативним визначають рівень масової досконалості стояка шасі, що проєктується.

Нормативи для стояків шасі на момент їх проєктування [1–6, 9] наведено в табл. 7.2.

Таблиця 7.2

Нормативи для стояків шасі

Час проєктування	1985 р.	1990 р.	2000 р.
Масова віддача, кг/кгс	0,017…0,018	0,0163…0,0166	0,0160…0,163

Слід зазначити, що в практиці реального проєктування [3, 45] передбачено оцінювання технічного рівня не тільки шляхом порівняння із зарубіжним аналогом і нормативами, але й із одним із вітчизняних аналогів і базових зразків. У цьому випадку за формулами (7.1)–(7.5) визначають також масу й масову віддачу оцінюваного виробу, доведеного до проєктних параметрів і вимог, як вітчизняного аналога, так і базового зразка.

7.4. Приклад визначення рівня масової досконалості стояків основних опор шасі літаків Ил-86 і Ан-124

Для прикладу оцінимо масову досконалість стояків шасі літака Ил-86 порівняно з масовою досконалістю шасі літака L-1011 (табл. 7.3).

Результати визначення можливого змінення маси стояка літака Ил-86 унаслідок зведення його проєктних параметрів до параметрів шасі літака-аналога L-1011 наведено в табл. 7.4. З цієї таблиці видно, що рівень масової досконалості стояків шасі літака Ил-86 на 68 кг (або на ~2 %) є вищим, ніж L-1011. Таким чином, за рівнем масової досконалості стояки шасі цих літаків є практично порівнянними.

Такий висновок може видатися на перший погляд несподіваним, оскільки при початкових значеннях параметрів відносна маса шасі Ил-86 становить 4,03 %, а L-1011 – 3,68 %. Але це є наслідком того, що на Ил-86 встановлено колеса з порівняно низьким тиском заряджання пневматиків, тому їх габаритні розміри й маса значно більші за розміри й масу коліс L-1011.

Таблиця 7.3

Проєктні характеристики стояків шасі літаків Ил-86 і L-1011

Найменування характеристик	Позначення	Літак	
		Ил-86	L-1011
Максимальна злітна маса, кг	m_o	206000	195040
Максимальна посадкова маса, кг	$m_{пос}$	175000	162390
Посадкова швидкість, км/год	$\upsilon_{пос}$	235	260
Параметри центрування	$\bar{d}$	0,919	0,958
Кількість основних стояків	z	3	2
Кількість коліс на стояку	$n_{к.ст}$	4	4
Розміри коліс, см	$D_K x B_K$	130,0x48	126,0x50,4
Тиск у пневматиках, кгс/см^2	p_0	8,5	12,7
Висота стояка, см	$H_{ст}$	287 (середнє значення)	361
Хід амортизатора, см	$S_{ам}$	45	50
Розрахункове напруження матеріалу, кгс/см^2	$\sigma_р$	17000	17000
Густина матеріалу, тс/м^3	ρ	7,81	7,81
Маса, кг: основних опор шасі коліс конструкції шасі	 $m_{ос.оп}$ $m_к$ $m_ш$	 7331 3852 3479	 6480 2820 3660
Загальна маса шасі (з передньою опорою), кг	$m_ш$	8316	7180

Слід також зазначити, що зведена маса $m_{зв}$, наведена в табл. 7.4, відповідає масі всіх стояків шасі літака, тому, визнаючи зведену масову віддачу $\pi_{зв}$, значення $m_{зв}$ необхідно зараховувати до навантаження на всі основні стояки літака, тобто

$$\pi'_{зв} = \frac{m_{зв}}{m''_o \bar{d}''} = \frac{3592,2}{195040 \cdot 0,958} = 0,0192 .$$

Для оцінювання рівня масової досконалості основних стояків шасі літака Ил-86 за нормативами початкові параметри й параметри умовного стояка було взято з табл. 7.5. Інші проєктні параметри, що визначають масу стояків, було взято з табл. 7.3, і в процесі зведення вони не змінювалися. Результати розрахунку наведено в табл. 7.6.

Таблиця 7.4

Можливі змінення параметрів стояків шасі літака Ил-86

Розрахункові характеристики	Числові значення
Загальне збільшення маси стояків унаслідок зведення параметрів, кг:	
$\Delta m = m_2 - m_1$	113,2*
$m'_o \to m''_o;\ m'_{пос} \to m''_{пос}$	-213,3
$\bar{d}' \to \bar{d}''$	62,4
$z' \to z''$	69,7
$P'_0 \to P''_0,\ K'_б \to K''_б$	-305,3
$H'_{ст} \to H''_{ст};\ S'_{ам} \to S''_{ам}$	499,7
Зведена маса $m_{зв} = m'_{факт} + \Delta m$, кг	3592,2
Порівняльний рівень масової досконалості, кг:	
$\Delta m_{зв} = m_{пр} - m''_{ан.факт}$	-67,8
$\Delta \bar{m}_{зв} = \frac{\Delta m_{зв}}{m_{ан.факт}} 100\ \%$	~2

*Ресурс стояка шасі Ил-86 беруть таким, що дорівнює ресурсу стояків шасі L-1011.

Таблиця 7.5

Вихідні параметри стояка шасі літака Ил-86

Проєктні параметри	Початкові параметри	
	Ил-86	Умовний стояк
Висота стояка $H_{ст}$, см	287	275
Довжина ос і$\alpha_{ос}$, см	150	135
Довжина рами $\alpha_{рм}$, см	149	143
Розрахункове напруження матеріалу $\sigma_р$, кгс/см^2	17000	17000

Із табл. 7.6 видно, що за зведеною масовою віддачею стояки шасі літака Ил-86 відповідають нормативам, визначеним на рік створення літака.

Що стосується шасі транспортних літаків, то необхідно використовувати зведене значення масової віддачі:

– для окремого стояка шасі

$$\bar{\pi}_{ст} = \frac{m_{ст}}{P_{ст} n^e_{пос}}; \qquad (7.11)$$

– для стояка з колесом (колесами)

$$\bar{\pi}_{ст} = \frac{m_{ст} + m_к n_к}{P_{ст} n^e_{пос}}, \qquad (7.12)$$

де $m_{ст}$, $m_к$ – маси стояка й колеса; $n^e_{пос}$ – експлуатаційне перевантаження під час посадки; $n_к$ – кількість коліс на одному стояку.

Таблиця 7.6

Розрахункова масова віддача стояка шасі літака Ил-86

Розрахункові характеристики	Числові значення
Загальне збільшення маси стояка внаслідок зведення всіх параметрів, кг: $\Delta m = m_2 - m_1$	-213,3
у тому числі внаслідок зведення окремих параметрів:	
$H_{ст.факт} \to H_{ст.факт}$	-89,5
$\alpha_{ос.факт} \to \alpha_{ос.опт}$	-102,5
$\alpha_{р.факт} \to \alpha_{р.опт}$	-21,3
$\sigma_р' \to \sigma_р''$	0,0
Зведена маса $m_{пр} = m'_ф + \Delta m$, кг	3265,7
Зведена масова віддача $\pi_{зв} = \frac{m_{зв}}{m''_0 d''}$	0,0173

На відміну від критерію π зведене значення $\bar{\pi}$ визначають з урахуванням перевантаження під час посадки $n^e_{пос}$. Річ у тому, що транспортні й військово-транспортні літаки проєктуються на різну посадкову швидкість і різні посадкові перевантаження, особливо в режимі короткого зльоту й посадки.

Оцінювання технічної досконалості стояків за масовою віддачею передбачає безумовне виконання й вимог до ресурсу, жорсткості, кінематики та інших факторів.

Так, наприклад, викладена вище методика оцінювання маси шасі розрахована на ресурс, що дорівнює 5000 зльотів-посадок.

У випадку, коли заданий ресурс оцінюваного стояка є більшим за 5000 зльотів-посадок, значення $m_{ст}$ необхідно помножити на коефіцієнт

$$K_R = 0{,}5\left(1 + \frac{\sqrt[4]{R_i}}{5000}\right), \qquad (7.13)$$

де R_i – ресурс стояка (кількість зльотів-посадок), що оцінюється.

Якщо як критерій порівняльного оцінювання конструктивних рішень узяти умову (7.12), то величина $\overline{\pi}_{ст}$ набуде таких значень, які наведено в табл. 7.7.

Таблиця 7.7

Зведені значення масової віддачі стояків шасі

Рік створення літака	1980	1990	2000
Світовий рівень значень	0,0085…0,009	0,0081…0,0083	0,008…0,0081
Для стояків шасі літака Ан-124	–	0,0079	–

7.5. Використання високоміцних сталей і титанових сплавів у силових елементах стояків – шлях забезпечення масової досконалості шасі

Як бачимо, за параметром відносної масової віддачі $\pi_{зв}$ стояки шасі літака Ан-124, як і деяких інших вітчизняних літаків, випередили світові досягнення в цьому питанні в основному завдяки масштабному застосуванню в їх конструкціях високоміцних титанових сплавів.

Важливим етапом процесу створення шасі поряд з визначенням компонувальних і кінематичних параметрів є вибір конструкційних матеріалів для силових елементів опор, оскільки від цього розв'язку значною мірою залежать такі найважливіші характеристики шасі, як маса, жорсткість, ресурс, трудомісткість на етапах виготовлення й експлуатації.

Маса шасі – це "мертвий" вантаж у польоті, і він має бути мінімальним. За умовами компонування мінімальними мають бути й габарити стояків.

Слід також мати на увазі, що шасі сприймає ударні навантаження в першій фазі процесу посадки та їх циклічне змінення під час руху літака по ЗПС і РД [49, 50, 53].

З урахуванням цих обставин у силових елементах стояків шасі традиційно використовуються такі високоміцні вуглецеві сталі, як 30ХГСА і 30ХГСН2А [17], основні механічні характеристики яких наведено в табл. 7.8, де $\sigma_в$, $\sigma_{0,2}$ – границі міцності й плинності; δ – максимальне подовження; $a_н$ – коефіцієнт ударної в'язкості; **E** – модуль першого роду; ρ – густина матеріалу.

Таблиця 7.8

Деякі механічні властивості вуглецевих сталей, що застосовуються в стояках шасі

Марка матеріалу	Механічні властивості					
	$\sigma_в$, кгс/мм^2	$\sigma_{0,2}$, кгс/мм^2	δ, %	$a_н$, кгс·м/см^2	**E**, кгс/мм^2	ρ, кг/м^3
30ХГСА	110…130	95…130	10	> 5	20000	7850
30ХГСН2А	160…180	140…160	9	< 6	19500	7770

Найважливішими критеріями на етапі вибору конструкційних матеріалів для стояків шасі є їх питомі характеристики: питома міцність $\sigma_в/\rho$ і питома жорсткість $\mathbf{E}/\rho$ (табл. 7.9).

Таблиця 7.9

Питомі характеристики високоміцних вуглецевих сталей

Марка матеріалу	$\sigma_в/\rho$	$\mathbf{E}/\rho$
30ХГСА	14,012	2548
30ХГСН2А	20,59	2510

При приблизно однакових показниках $\mathbf{E}/\rho$ застосування сталі марки 30ХГСН2А забезпечує істотне зменшення маси завдяки тому, що показник питомої міцності $\sigma_в/\rho$ є більшим.

З урахуванням цієї обставини важливо мати уявлення про характеристики інших високоміцних конструкційних матеріалів порівняно з характеристиками сталі 30ХГСМ2МА-ВД (табл. 7.10).

Таблиця 7.10

Основні абсолютні й відносні проєктні характеристики високоміцних конструкційних матеріалів силових елементів стояків шасі

Характеристика	Сталь 30ХГСМ2 МА-ВД	Титан ВТ-22	Алюмінієвий сплав АК-6 Т1
Густина, кг/м^3	7770	4620	2750
Тимчасовий опір, ГПа	1,70	1,10	0,38
Відносна міцність, %	100	65	22
Масова відносна міцність, %	100	109	63

Закінчення табл. 7.10

Характеристика	Сталь 30ХГСМ2 МА-ВД	Титан ВТ-22	Алюмінієвий сплав АК-6 Т1
Модуль пружності, ГПа	195	110	72
Масова відносна жорсткість, %	100	95	104
Границя витривалості при $N = 5 \cdot 10^5$, МПа: **КО$_1$** **КО$_3$**	 72 45	 46 13	 185 12
Відносна витривалість при $N = 5 \cdot 10^5$, %: **КО$_1$** **КО$_3$**	 100 100	 64 29	 26 27
Масова відносна витривалість при $N = 5 \cdot 10^5$, %: **КО$_1$** **КО$_3$**	 100 100	 107 49	 73 58

Високоміцні вуглецеві сталі ЗОХГСА, ЗОХГСНА й алюмінієвий сплав АК-6 широко застосовуються в конструкціях шасі літаків Ан-12, Ан-24, Ан-22 [65].

Наприкінці XX ст. в авіаційних конструкціях титанові сплави й нержавіючі сталі завдяки унікальним властивостям набули широкого застосування, зокрема, у стояках шасі літаків [5, 66] (табл. 7.11–7.13).

Таблиця 7.11

Механічні й фізичні характеристики високоміцних нержавіючих сталей і титанового сплаву ВТ-22

Марка матеріалу	Механічні властивості						
	$\sigma_в$, кгс/мм^2	$\sigma_{0,2}$, кгс/мм^2	δ, %	$a_н$, кгс•м/см^2	K_{1C} кгс/мм$^{3/2}$	E, кгс/мм^2	ρ, кг/м^3
03Н18К8М5Т (ВКС-170)	160…185	155…180	9-13	≥5	240…300	19000	8100
01Н18К9М5Т (ВКС-210)	195…215	185…205	7	≥3	370…500	18400	8010
ВТ-22	110…130	105…115	8	≥3	180…215	11500	4620
13Х15Н4АМ3 (ВНС-5)	138…160	≥92	≥15	≥10	265…300	19000	7820
35ХС2Н3М1ФА (ВКС-9)	195…215	160…178	≥9	≥5	550…600	20000	7720

Таблиця 7.12

Ресурсні характеристики нержавіючих сталей і титанового сплаву ВТ-22

Марка матеріалу	σ_{max}, кгс/мм^2 ($к_1$ = 2,6)	σ_{-1}, кгс/мм^2	Джерело
ВКС-9	45	72	Паспорт ВІАМ
ВКС-170	45	66	Паспорт ВІАМ
ВКС-210	40	65	Звіт ВІАМ
ВТ-22	40	50	Паспорт ВІАМ
ВНС-5	–	56	Довідник ВІАМ

Таблиця 7.13

Питомі характеристики нержавіючих сталей і титанового сплаву

Марка матеріалу	$\sigma_в/\rho$	E/ρ
ВКС-210	24,34	2297
ВТ-22	23,81	2490
ВНС-5	17,90	2430

Із аналізу даних, наведених у табл. 7.8–7.12, видно, що не завжди матеріали з максимальними значеннями міцності (навіть без урахування конструктивних особливостей) є найбільш ефективними для вузлів шасі, де потребується забезпечити необхідну жорсткість і максимальну живучість конструкції. Сталь ВКС-210 і титановий сплав ВТ-22 мають приблизно однакову питому міцність, але сплав ВТ-22 значно перевершує сталь за питомим модулем пружності при розтяганні і ресурсними характеристики.

Очевидно, що для деталей з максимальною жорсткістю, найбільш ефективним буде застосування сталі ЗОХГСА, а для деталей з максимальною живучістю – сталі ВНС-5. При цьому очевидним є програш за масою.

Крім того, оцінюючи вигідність застосування альтернативних матеріалів, слід ураховувати конструктивні обмеження, які виникають під час проєктування, особливо тонкостінних конструкцій, коли товщину стінок доводиться проєктувати такою, що є мінімально можливою.

Що стосується зниження маси конструкції стояків шасі найбільш перспективними матеріалами є металокомпозиційні (МКМ), армувальний елемент яких може бути як безперервним (борні волокна, ста-

левий дріт тощо), так і дискретним (ниткоподібні кристали, частки вуглецю тощо).

Волокна безперервно армованих МКМ розташовуються завжди в одному напрямку. Звідси й специфіка властивостей – високий ступінь анізотропії міцності й модуля пружності, низька технологічність.

Складно й дискретно армовані МКМ мають нижчий ступінь анізотропії властивостей завдяки розташуванню волокон під різними кутами, додатковому армуванню сітками волокон пластичних матеріалів і рівномірному розподілу волокон дискретно армованих МКМ.

Однак саме в односпрямованих армованих МКМ якнайбільшою мірою реалізуються висока міцність і модуль пружності їх волокон, що становить інтерес для розробників.

Результати випробувань показали, що підкоси із МКМ, які мають оптимальні параметри конструкції, на 30...50 % є легшими, а трудомісткість їх виготовлення після освоєння серійного виробництва є порівнянною з трудомісткістю виготовлення суцільнометалевих аналогів.

Слід зазначити, що для подальшої успішної роботи з упровадження конструкцій із МКМ необхідно вирішити такі завдання [87]:

– організувати спеціалізоване виробництво листових напівфабрикатів МКМ зі стабільними фізико-механічними властивостями;

– паспортизувати МКМ за основними розрахунковими й технологічними властивостями з урахуванням можливості варіювання структури;

– розробити надійні методи дослідження й прогнозування поводження МКМ у конструкції залежно від стану структури (у тому числі неруйнівний контроль), підвищити рівень реалізації характеристик МКМ в елементах конструкцій;

– провести комплекс досліджень натурних конструкцій з метою визначення впливу технології одержання виробу на його експлуатаційні властивості.

Іще одне найважливіше завдання – забезпечення ресурсу шасі до 50000 зльотів-посадок під час експлуатації за технічним станом протягом 25 років. Його можна вирішити шляхом застосування титанового сплаву ВТ-22 і високоміцної конструкційної сталі ВКС-170, розробленої замість сталі 30ХГСН2А [11].

Річ у тому, що за умов заявленого ресурсу (50000 зльотів-посадок протягом 25 років) значною перешкодою є електролітична корозія й корозія під напруженням.

Досвід широкого застосування високоміцної вуглецевої сталі 30ХГСН2А свідчить про те, що через ураження водою негативний вплив на поверхневі шари деталі, виготовлені з цієї сталі, можуть пе-

редчасно руйнуватися при навантаженнях, не більших від розрахункових [16].

Для силових деталей, у тому числі кріплень, здатних працювати при **-196 ^{0}C < t < 400 ^{0}C**, а також для виробів, що працюють у морських умовах і повинні мати високий опір корозійному розтріскуванню, замість сталі 30ХГСН2А стали застосовувати сталь ВКС-170 (табл. 7.14, 7.15).

Таблиця 7.14

Фізичні й механічні властивості сталі ВКС-170

Властивості	Температура, °С				
	-196	-70	+20	+200	+400
$E_{розтяг}$, кгс/мм^2		20250	19000	17500	
$G_{зс}$, кгс/мм^2			7300		
$\sigma_{пц}$, кгс/мм^2	174…198	132…170	134…146	110…130	105…114
$\sigma_{0,2}$, кгс/мм^2	190…222	164…193	155…180	140…160	120…140
$\sigma_в$, кгс/мм^2	200…230	173…199	160…185	145…165	136…157
δ, % (l = 10d)	7…9	8…12	4,5…6 9…13	4,5…5 9…10	7…8
$\tau_в$, кг/мм^2			96…110		
HRC			45,4…48,5		
$a_н$,кгс•м/см^2	4…4,5	4…6	5…8		
ρ, г/см^3			8,1		
Питома теплоємність, кДж/(кг•град)			0,45	0,484	0,547
Коефіцієнт теплопровідності, Вт/(м•град)			23,6	27	29,5

Процес хромування сприяє підвищенню міцнісних і пластичних властивостей виробів зі сталі ВКС-170.

Як випливає з наведених даних, границі витривалості сталей ВКС-170 і 30ХГСН2МА є однаковими.

Сталь не схильна до вповільненого руйнування. Занурені повністю у воду зразки зі сталі ВКС-170 (при σ = 150 кгс/мм^2) через 40 діб виймали без руйнування, тоді як аналогічні зразки зі сталі 30ХГСН2А (при $\sigma_в$ = 120 кгс/мм^2) руйнувалися через одну-дві години.

Таблиця 7.15

Ресурсні характеристики сталі ВКС-170

Властивості	Температура, °С		
	+20	-70	-130
K_{1C}, кгс/мм$^{3/2}$	70…500	350…440	350…390
K_{1C} у 3%-вому **NaCl** на базі 10000 год	210…220		
Границя витривалості σ_{-1}	66		

Сталь ВКС-170 має високий опір корозійному розтріскуванню в камері з 3%-вим NaCl і водневому розтріскуванню під час хромування й кадрування – K_{1SCC} = 210…220 кгс/мм$^{3/2}$, тоді як ЗОХГСН2А – 35…40 кгс/мм$^{3/2}$. Корозійне розтріскування при σ = 145 кгс/мм^2 становить більше 90 діб (без руйнування).

Зварні з'єднання без повної термообробки (тільки з низькотемпературним старінням до 350 °С) мають $\sigma_в$ = 120 кгс/мм^2 при $a_н$ = 8•10 кгс•м/см^2.

Високоміцна сталь ВКС-170 поступово витісняє досить поширену вуглецеву сталь ЗОХГСН2МА-ВД. Загалом це можна пояснити, якщо порівняти ці два матеріали за їх питомими характеристиками (табл. 7.16).

Таблиця 7.16

Питомі характеристики високоміцних сталей

Марка сталі	$\sigma_в/\rho$	E/ρ
ЗОХГСН2МА-ВД	20,59	2510
ВКС-170	20,00	2401

Як бачимо, за такими параметрами, як $\sigma_в/\rho$ і E/ρ, якими визначаються маса й жорсткість конструкції, ці матеріали є приблизно однаковими.

Якщо при цьому врахувати, що сталь ВКС-170 не чутлива до концентрації напружень, не схильна до вповільненого руйнування, має високий опір корозійному руйнуванню, не наводнюється під час хромування, то є всі підстави вважати, що її застосування поряд із застосуванням титанового сплаву ВТ-22 дасть можливість забезпечити

ресурс стояків шасі 50000 зльотів-посадок протягом 25 років технічної експлуатації.

Результати аналізу свідчать про те, що більше 70 % загальної кількості деталей стояків шасі працює на вигин. В умовах такого навантаження високоміцні сталі можна застосовувати для важко навантажених вузлів шасі, коли за умовами компонування накладаються обмеження на будівельну висоту вузлів, а також для деталей з досить великими площами регулярних перерізів, що дає можливість зменшити товщину стінок. При цьому виграш за масою становить 10…15 %.

Необхідно зазначити, що застосування високоміцних сталей через малі товщини неминуче призводить до втрати жорсткості агрегатів шасі й можливості виникнення небезпечних згинально-крутильних коливань. Мала жорсткість вузлів шасі може спричинити істотне збільшення деформації стояка під навантаженням, що створює додаткові зусилля в елементах конструкції.

Таким чином, в окремих випадках через зменшення жорсткості конструкції застосування високоміцних сталей не забезпечує очікуваного виграшу за масою.

Із розрахунків видно, що титановий сплав ВТ-22 та аналогічні йому матеріали доцільно застосовувати у великогабаритних вузлах, що працюють в основному на вигин і не мають просторових обмежень для реалізації оптимальних геометричних параметрів у розрахункових перерізах. При цьому виграш за масою становить близько 20 % порівняно з таким самим вузлом, але виготовленим зі сталі 30ХГСН2МА, без утрати жорсткості.

Компонуючи вузли з титанових сплавів, необхідно також враховувати електролітичну сумісність титану й сталі, тому що в місцях з’єднання деталей із цих металів відбуваються процеси електрохімічної корозії, для усунення яких необхідні вживати спеціальних конструктивних заходів.

Для шасі літака Ан-124 [33] найбільшого застосування набули високоміцні титанові сплави. Так, за загальною масою деталей шасі цього літака з титанового сплаву ВТ-22 становлять майже 35 % від загальної маси літака. Це дало можливість забезпечити відносну масу шасі 4,2...4,3 % від злітної маси літака й зменшити загальну масу шасі на 170 кг.

До шасі літаків, що розробляються зараз, ставляться особливо високі вимоги:

– подальше зниження маси конструкції;

– забезпечення ресурсу шасі до 50000 зльотів-посадок;

– безремонтна експлуатація протягом 10–15 років.

Вирішення цих досить важких з технічного погляду завдань може бути здійснене на основі використання високоміцних нержавіючих сталей, титанових сплавів і металокомпозиційних матеріалів.

7.6. Методи зниження маси коліс транспортних літаків

Наша країна є творцем цілої серії транспортних літаків, таких як літаки “Ілля Муромець-Київський”, К-7, Ан-12, Ан-22, Ан-124 і Ан-225. Усі вони на момент їх розроблення мали унікальні особливості, у тому числі й у вирішенні проблем стосовно маси шасі.

Проблема забезпечення необхідної маси й заданого ресурсу силових елементів стояків вирішувалася й вирішується шляхом застосування конструкційних матеріалів, адекватних технічним вимогам і часу.

Із аналізу параметрів шасі видно [56], що маса колеса й шини становить 40...50 % від загальної маси шасі. Тому зниження маси цих агрегатів є важливим напрямом у забезпеченні масової ефективності шасі.

У проєктуванні літаків допустимі стоянкові навантаження на колеса й шини шасі літака, від яких залежать їх маси, мають відповідати максимальним стоянковим навантаженням на шасі для всіх варіантів завантаження літака.

Допустимі швидкості для коліс і шин, що істотно впливають на масу гальм, мають відповідати шляховим злітно-посадковим швидкостям у всіх умовах базування, зазначених у тактико-технічному завданні на літак.

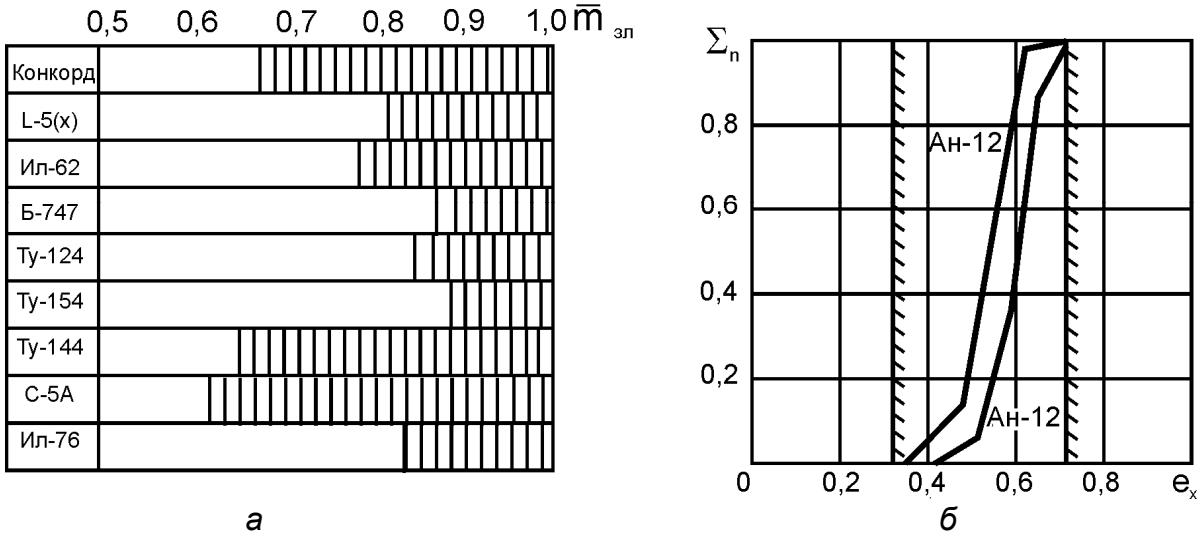
Для максимальних значень злітної і посадкової мас (із урахуванням можливої помилки льотчика в пілотуванні) за бічною швидкістю допустимі швидкості для коліс і шин – збільшення на 7 % від швидкості відриву і на 10 % від швидкості приземлення.

Початковими швидкостями для визначення їх допустимих значень на етапі проєктування є розрахункові значення, на етапі випробувань – максимальні значення, отримані експериментально.

У проєктуванні дослідних зразків літаків, зазначених вище, колеса і шини повинні мати запас за допустимими стоянковими навантаженнями не менше 20 %, а за шляховими злітними й посадковими швидкостями – не менше 10 %. Нормування цих запасів ґрунтується на досвіді створення вітчизняних літаків [74], який свідчить, що від початку розроблення технічної пропозиції й аванпроєкту до закінчення доведення, початку серійного виробництва й експлуатації збільшуються злітні маси й злітно-посадкові швидкості літаків. Оскільки великий обсяг льотних випробувань у всіх очікуваних умовах експлуатації

й випробувань літака за відмовною програмою пов'язаний з підтвердженням характеристик шин, коліс і гальм, повторювати льотні випробування для кінцевих мас літака й центрувальних конфігурацій літака є економічно недоцільним і стратегічно недопустимим.

Для транспортного літака важливою характеристикою, що впливає на масу коліс, виходячи із заданого мінімального ресурсу є повторюваність злітних і посадкових мас. У переліку завдань, визначених для транспортного літака тактико-технічним завданням, та обов'язковій програмі тренувальних польотів передбачається те, що далеко не кожний політ виконується з максимальною злітною й посадковою масами. Проведений аналіз експлуатації транспортних літаків Ан-12, Ан-22 та деяких пасажирських літаків дав можливість обґрунтовано побудувати криві інтегральних залежностей повторюваності злітних мас і центрувань (рис. 7.4).



а *б*

Рис. 7.4. Повторюваність злітних мас $m_{зл}$ (*а*) і центрувань $\overline{e}_x$ (*б*) у процесі експлуатації деяких пасажирських і транспортних літаків

На основі проведеного аналізу для коліс транспортних літаків можна брати відсоткове розбиття повторюваності злітних і посадкових мас таким, що дорівнює 2,5 %.

Наступним кроком зниження маси коліс шасі транспортного літака є аналіз економічної ефективності зменшення ресурсу барабанів коліс. Нормативними документами визначено мінімальний ресурс коліс – 1500 посадок. Для важких далекомагістральних літаків із середньою тривалістю польоту більше 5 год економія від зниження маси шляхом зменшення ресурсу коліс є більшою, ніж утрати, пов'язані із

заміною барабанів. Розрахунки показують, що при зменшенні ресурсу барабанів коліс із 1500 до 500 посадок, зниження маси для важкого літака становить близько 350 кг.

Сучасні барабани коліс (рис. 7.5) виготовляють у вигляді двох штампованих боковин з легкого алюмінієвого сплаву АК-6. Щоб збільшити масову віддачу барабанів, застосовують удосконалену технологію, де як початкову використовують плоску заготовку. Як показали дослідження матеріалу заготовок, застосування плоскої заготовки дає можливість одержувати глибокі штамповки з відношенням **D/H = 7** і більш стабільним рівнем механічних властивостей ($\sigma \geq 39{,}0$ кгс/мм^2, $\delta \geq 10$ %) по всьому об'єму й при цьому волокна матеріалу штамповки орієнтовані за напрямком чистової обробки деталі.

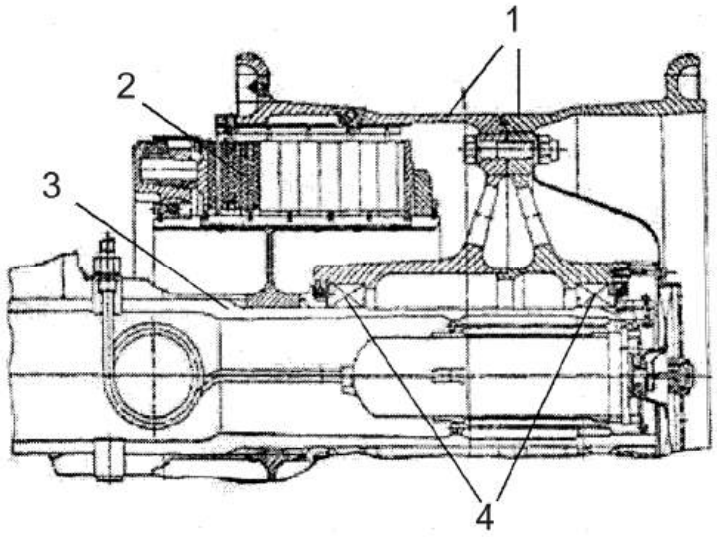


Рис. 7.5. Конструктивне виконання основного колеса й барабана:
1 – барабан колеса; 2 – гальмівний пакет;
3 – вісь колеса (на стояку шасі); 4 – підшипник

Таким чином, загальну масу коліс важкого транспортного літака з багатоколісним шасі можна зменшити, якщо вжити таких додаткових заходів:

– застосування прогресивних штамповок із високим рівнем механічних властивостей;

– упровадження вуглецевих дисків як теплопоглинача й фрикціона в гальмах;

– зменшення нормованих запасів за злітно-посадковими навантаженнями й швидкостями;

– зменшення ресурсу барабанів коліс.

Комплекс таких рішень дає можливість зменшити загальну масу коліс важкого транспортного літака майже на 1500 кг.

7.7. Антифрикційні покриття конструкційних матеріалів у рухомих зчленуваннях стояків шасі

Шасі літака є його агрегатом з найбільшою кількістю рухомих зчленувань. Це рухомі й малорухомі шарнірно-болтові вузли, внутрішні й зовнішні поверхні гідроциліндрів і штоків амортизаторів, гідрошарніри гідропроводки, ніпельні з'єднання трубопроводів, осі, замки тощо [49].

Важкі й надважкі транспортні літаки мають кількість таких механізмів, у 2…2,5 раза більшу, ніж звичайні, унаслідок чого загальна сума поверхонь тертя збільшується майже в $\sqrt{\mathbf{n}}$ разів (де **n** – кількість стояків шасі).

Так, загальна сума поверхонь тертя в стояках шасі літака Ан-124 (рис. 7.6) більш ніж у 5 разів є більшою від аналогічного параметра літака Ан-22. Насамперед це зумовлено збільшенням кількості стояків в основних опорах.

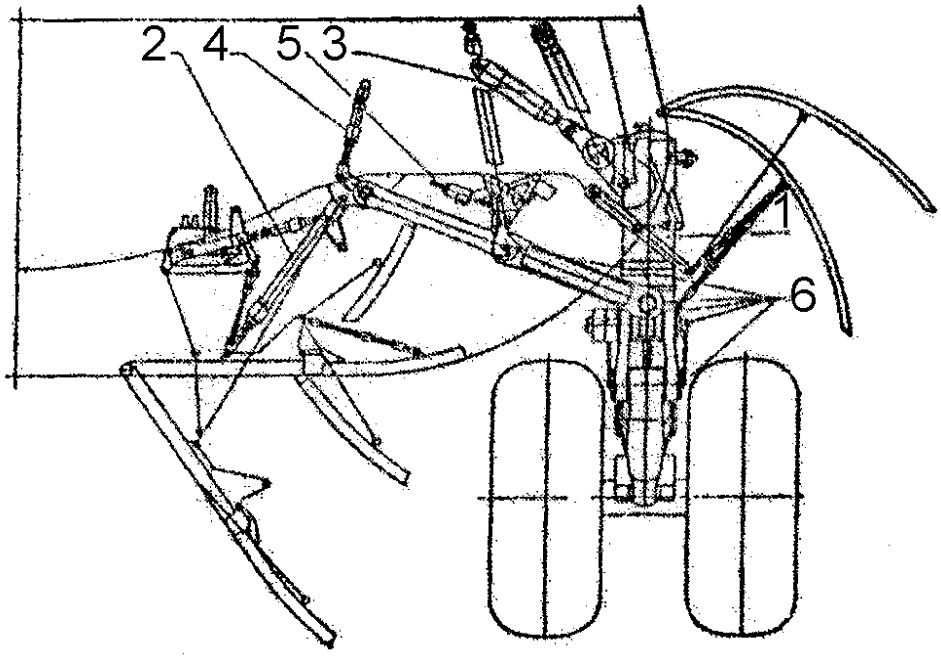


Рис. 7.6. Рухомі зчленування у вузлах шасі:
1 – циліндр амортизатора; 2 – гідроциліндр керування стулкою;
3 – гідроциліндр випускання-прибирання; 4 – гідроциліндр підлома бокового підкоса; 5 – гідроциліндр замка випущеного положення;
6 – шарнірно-болтові з'єднання силових і кінематичних елементів

Рухомі зчленування працюють під час зльоту й посадки.

Ураховуючи, що цей цикл відбувається за обмежений проміжок часу (посадка – 15…20 с, зліт – 20…22 с, руління – до 3 хв), у зоні тертя при питомому тиску 20...150 МПа температура становить 120…220 ^{o}C.

Шарнірно-болтові вузли шасі умовно можна поділити на три групи: **А, Б, В** (див. рис. 7.6).

До групи **А** належать вузли, що забезпечують рухомість силових приводів і характеризуються невеликими швидкостями ковзання, невеликими строго регламентованими навантаженнями й невисокими температурами в зоні тертя.

Вузли групи **Б** забезпечують рухомість в умовах впливу значних наземних навантажень. До цієї групи належать вузли амортизаційних стояків, візків і т.ін. Характерною рисою вузлів цього типу є значні питомі тиски й переважно високі (близько 150 ^{o}C) температури в зоні тертя.

До групи **В** належать вузли амортизаційної системи (кілька десятків на один літак), які відрізняються від вузлів групи **Б** тим, що шлях тертя в їх рухомих зонах майже на два порядки більший. Температура у вузлах амортизаційної групи шасі становить близько 200 ^{o}C. Інтенсивність та абсолютна величина зношення вузлів цієї групи істотно вищі порівняно з вузлами групи **Б**. Мінімальність коефіцієнта тертя не є обов'язковою, оскільки через сили тертя у вузлах демпфірується частина посадкової енергії літака.

У зонах тертя вузлів контактують кілька деталей, але визначальними є осі (їх покриття й обробка), а також покриття й обробка антифрикційних зон втулок. Осі вузлів виготовляються переважно з високоміцних сталей, таких, як 30ХГСН2А, 30ХГСА, 40ХНМА [17] і титанових сплавів ВТ-22 і ВТ-5 [66]. Перед установленням у рухомий вузол осі покривають твердим або пористим хромом [46, 47], кадмієм, ВАП-2 або ВАП-3 [67] та іншими антифрикційними матеріалами, у процесі нанесення яких суворо дотримуються умов з’єднання вісь – втулка за передбаченим класом точності.

Внутрішні поверхні втулок найчастіше виконують із бронзових сплавів БрАЖН 10-4-4, БрАЖМу 10-3-1.5, БрБ2, БрАЖ 9-4Г [2].

Із цього випливає, що безвідмовна робота шасі багато в чому залежить від стану поверхонь тертя.

Так, за даними англійської служби цивільної авіації [105] (табл. 7.17), на шасі, його системи й гальма припадає близько третини всіх відмов, що виникають у літаках на етапах їх експлуатації.

Таблиця 7.17

Потоки відмов в основних агрегатах і системах літаків транспортної категорії

Агрегати, системи	Кількість відмов, %	Агрегати, системи	Кількість відмов, %
Двигуни	27	Основна конструкція планера	8
Конструкція шасі	23	Прилади	5
Система силової установки	11	Гальма	3
Системи шасі	9	Пневматика	3
Система керування	9	Гідравліка	2

Здійснивши більш детальний аналіз (рис. 7.7), дійшли висновку, що в рухомих зчленуваннях шасі найбільш поширеними є відмови через передчасне спрацювання деталей [16].

Неважко зрозуміти, що питання забезпечення несної здатності й довговічності рухомих зчленувань шасі, виконаних з високоміцних сталей і титанових сплавів, набуває особливої актуальності, і вирішити його можна шляхом широкого застосування нових антифрикційних покриттів і вдосконалення способів їх нанесення.

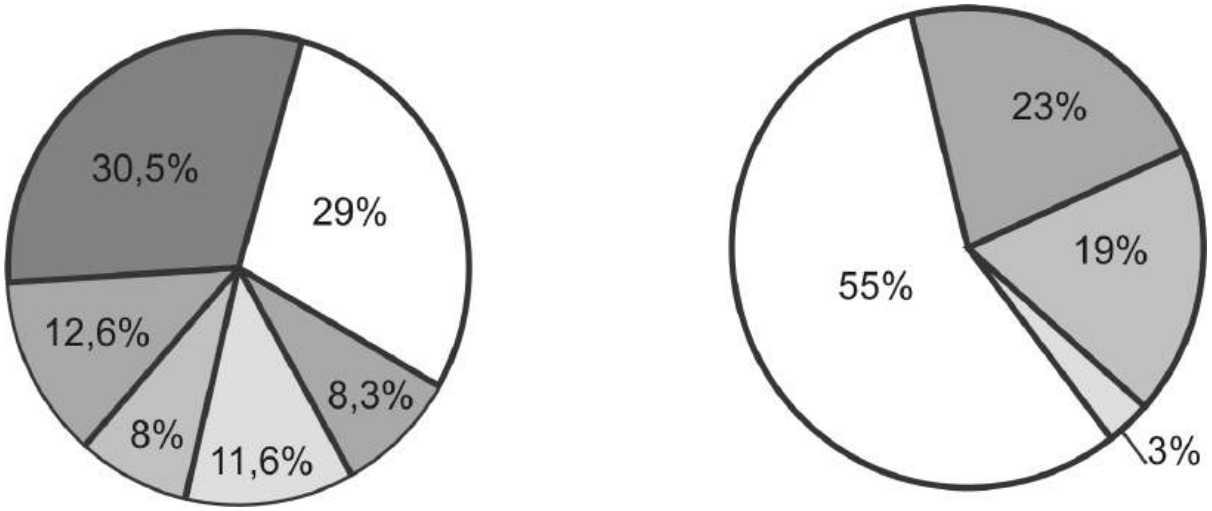
Роботоздатність рухомих зчленувань у практиці проєктування шасі оцінюють такими основними параметрами [24, 25]:

– критичне питоме навантаження $\mathbf{p_{кр}}$, при якому рухомий вузол зберігає свою роботоздатність;

– гранична температура в зоні тертя $\mathbf{t_{гр}}$, при якій поверхні, що з'єднуються, зберігають несну здатність;

– величина й характер змінення коефіцієнта **p** і напрацювання зчленування **N**.

Довговічність рухомих зчленувань оцінюють зазвичай інтенсивністю зношення поверхонь тертя $\mathbf{J_h}$ або напрацюванням рухомого зчленування **N** до виробітку допустимого проміжку **h**.



а *б*

Рис. 7.7. Відмови у силових елементах (*а*) і рухомих шарнірних вузлах (*б*) шасі: 30,5 % – спрацювання деталей рухливих зчленуваннях; 29 % – тріщини від утомленості в силових елементах; 12,6 % – фретинг-корозія; 8 % – наклеп; 11,6 % – заїдання, задирки, розхитування; 55 % – спрацювання через стирання, пластичне деформування; 23 % – спрацювання деталей у малорухомих зчленуваннях (фретинг-корозія); 3 % – утомне викришування; 19 % – інші види відмов [16]

7.7.1. Покриття поверхонь тертя у вузлах, виготовлених із хромансилевих сталей

Найбільш ефективним шляхом вирішення проблеми довговічності рухомих зчленувань є нанесення антифрикційних покриттів на поверхні тертя [12, 19, 27, 46, 47, 60].

Як видно з рис. 7.8, існують електрохімічні, хімічні, хіміко-термічні, термомеханічні, електрофізичні методи нанесення захисних і зносостійких покриттів. Кожний із цих методів має свої переваги й недоліки.

Характерну взаємозалежність параметрів несної здатності вузлів такого типу подано на рис. 7.9 [12]. З наведених даних випливає, що існує верхня межа роботоздатності рухомих вузлів $\mathbf{p_{кр}}$ за параметром несної здатності.

Другим обмеженням за несною здатністю рухомих вузлів шасі є температура в зоні тертя.

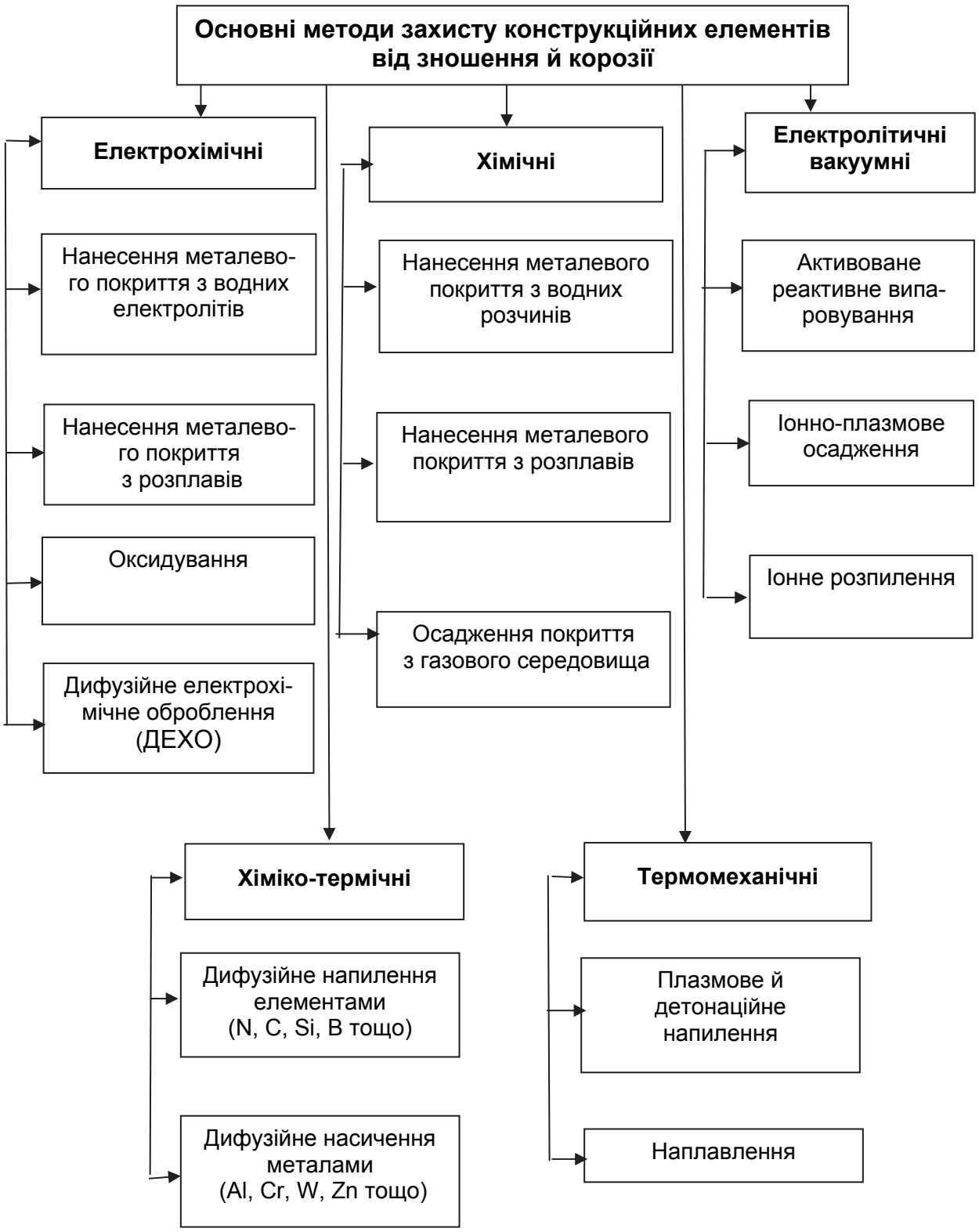


Рис. 7.8. Основні методи захисту конструкційних матеріалів від корозії й зношення

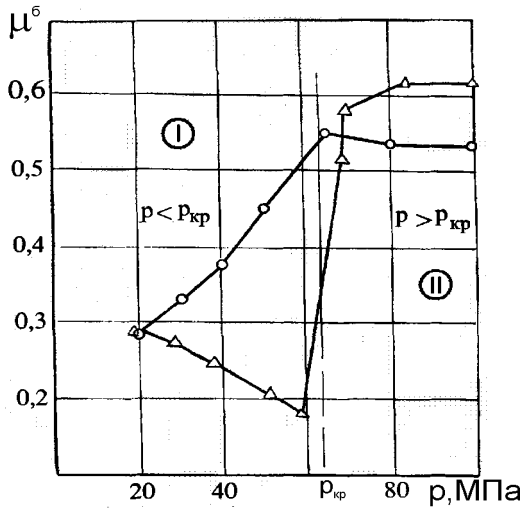
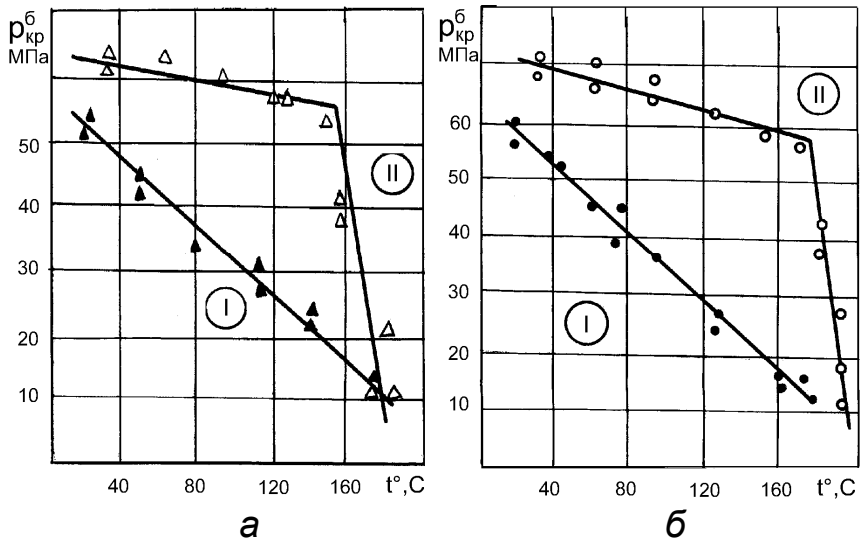


Рис. 7.9. Залежність коефіцієнта тертя від питомого тиску в базовому вузлі:
-Δ- БрАЖ 10-4-4 – кадмійована сталь; -○- БрАЖн 10-4-4 – хромована сталь;
I – ділянка стійкої роботоздатності вузлів; II – ділянка аварійних видів зношення

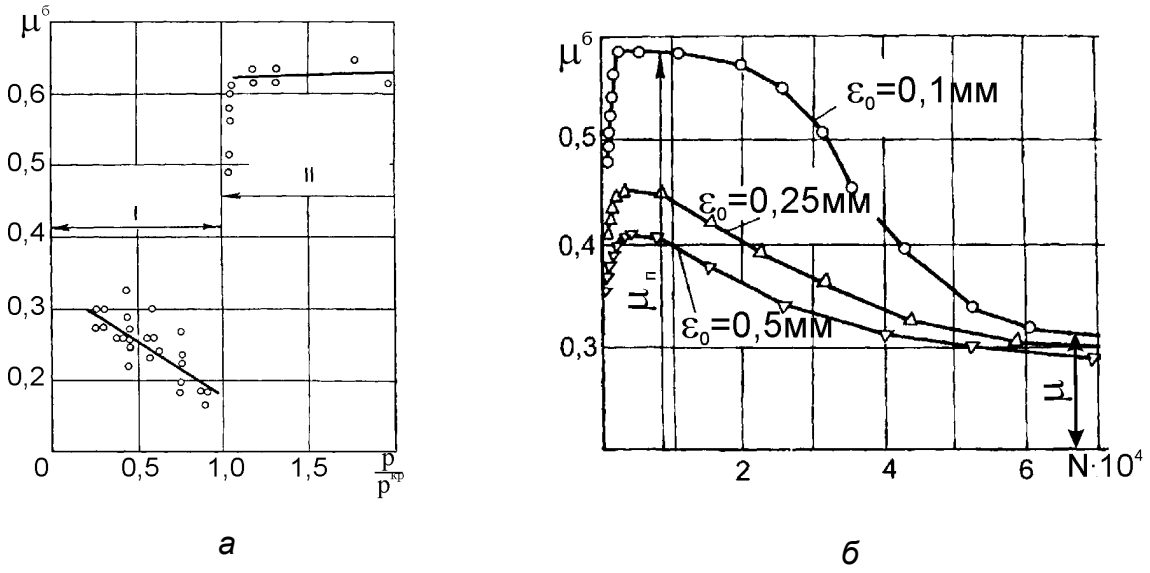
Як видно рис. 7.10, *б*, існує гранична величина температури $\mathbf{t_{гр}}$, °С, при якій у цьому випадку базові вузли втрачають повністю (або майже повністю) свою несну здатність, оскільки $\mathbf{p_{кр} \rightarrow 0}$.

На несну здатність рухомих зчленувань значно впливає коефіцієнт тертя μ. Як видно з рис. 7.9, коефіцієнт тертя визначається відносною величиною питомих тисків у зоні контакту (рис. 7.11, *а*).



а *б*

Рис. 7.10. Критичні значення питомих тисків $p_{кр}$ у рухомих вузлах літаках:
— Δ — хромована сталь БрАЖМц 10-3-1,5; — ▲ —- кадмійована сталь БрАЖМц 10-3-1,5; — ○ — хромована сталь БрАЖН 10-4-4;
— ● — кадмійована сталь БрАЖН 10-4-4;
I – ділянка стійкої роботоздатності рухомих вузлів;
II – ділянка аварійних видів зношення; t – температура в зоні тертя



а *б*

Рис. 7.11. Граничні значення коефіцієнта тертя в базових вузлах з кадмійованою віссю у сталому режимі (*а*) і в період припрацьовування (*б*):
I – ділянка стійкої роботоздатності рухомих вузлів; II – ділянка аварійних видів зношення; $\mu_П$ – коефіцієнт тертя в період припрацьовування;
μ – коефіцієнт тертя у сталому режимі; ε_0 – початковий проміжок у вузлі

На ділянці $\mathbf{p < p_{кр}}$ зв'язок коефіцієнта тертя з відносним питомим тиском можна описати такими виразами [36]:

– для вузлів з кадмійованою віссю

$$\mu^б = 0{,}346 - 0{,}169\ p/p_{кр}; \qquad (7.14)$$

– для вузлів із хромованою віссю

$$\mu^б = 0{,}184 + 0{,}261\ p/p_{кр}, \qquad (7.15)$$

а на ділянці $\mathbf{p > p_{кр}}$:

– для вузлів з кадмійованою віссю

$$\mu^б = 0{,}162 + 0{,}0107\ p/p_{кр}; \qquad (7.16)$$

– для вузлів із хромованою віссю

$$\mu^б = 0{,}327 + 0{,}125\ p/p_{кр}. \qquad (7.17)$$

Тривалість напрацювання **N** істотно впливає на режими тертя, про що свідчать залежності (рис. 7.11, *б*) коефіцієнта тертя від величини напрацювання при різних питомих навантаженнях і різних радіальних проміжках у вузлі. Як бачимо, коефіцієнт тертя під час напрацювання вузла значно змінюється. У період припрацьовування ($\mathbf{N \le 10^4}$) коефіцієнт тертя набуває екстремальних значень ($\mu_п$ – на рис. 7.11, *б*). Зі збільшенням напрацювання вузла коефіцієнт μ зменшується до певної величини, після чого залишається незмінним.

Таке змінення коефіцієнта тертя є характерним для всіх видів покриттів. Однак слід зазначити, що незалежно від величини питомих тисків напрацювання вузла на виході у сталий режим є сталою величиною й становить $(4,5…5)\cdot10^4$ коливань.

Характеристики роботоздатності цих базових пар тертя можна істотно зменшити шляхом використання додаткових технологічних операцій (табл. 7.18) оброблення поверхонь тертя в рухомих вузлах.

Результати впливу таких видів обробки поверхонь тертя на основні показники несної здатності рухомих вузлів, а отже, і на їх масу, наведено в табл. 7.19.

Як бачимо, підвищення несної здатності за $\mathbf{p_{кр}}$ і $\mathbf{p^{в}_{кр}}$ / $\mathbf{p^{б}_{кр}}$ забезпечують блоки технологічних операцій, реалізованих у вузлах 10-9Х, 244-1, 10-2КН, 10-2Х, 10-6Х, 10-3КН і 244-2.

Поряд із цим можна констатувати, що зміцнення робочих поверхонь бронзових втулок вирівнювальним протяганням не приводить до збільшення $\mathbf{p_{кр}}$. Не підвищують несної здатності вузлів і такі види обробки, як алмазне вирівнювання й вібровирівнювання робочих поверхонь хромованих болтів і бронзових втулок.

Зменшення твердості хромового покриття (вузол 244-4 – молочний хром, вузол 244-5 – пористий хром) майже не змінює величину $\mathbf{p_{кр}}$.

Трохи по-іншому всі ці технологічні процеси позначаються на зміненні граничної несної здатності вузлів з кадмійованою віссю. Так, застосування алмазного вирівнювання осі та втулок (вузол 10-1КН) приводить до збільшення $\mathbf{p_{кр}}$.

Алмазне вирівнювання кадмійованих поверхонь сталевих болтів і зміцнення вирівнювальним протяганням бронзових втулок (вузол 10-2КН) приводить до збільшення $\mathbf{p_{кр}}$.

Піскоструминне оброблення (під ВАП-2) хромованих поверхонь (вузол 244-1) сприяє підвищенню несної здатності вузла в 1,7 раза.

Досліджувані блоки технологічних процесів утворення поверхонь тертя впливають на граничне значення температури в зоні тертя, при якому вузол зберігає нормальну роботоздатність.

Слід також зазначити, що вузли з хромованою віссю мають півтора-дворазову перевагу за граничною температурою в зоні тертя порівняно з вузлами з кадмійованою віссю.

Таблиця 7.18

Можливі блоки обробних технологічних операцій утворення поверхонь тертя в рухомих вузлах

Індекси технологічних блоків	Стикова, деталь, сталь 30ХГСН2А		Втулка БрАЖН-10-4-4	
	Товщина покриття, мкм	Вид обробки, жорсткість HRC, чистота	Товщина покриття, мкм	Вид обробки, чистота обробки поверхні, жорсткість МТВ
10-1Х	Тверде хромування, 50...80	Шліфування, 56…60 ***	Без покриття	Точіння** + чистове розгортання, 147…151
10-2Х		Шліфування, 56…60***		Точіння ** + + протягання, 165…175
10-3Х		Шліфування, 56…60***		Точіння ** + алмазне вигладжування
10-4Х		Шліфування + алмазне вирівнювання		Точіння ** + алмазне вигладжування
10-5Х		Шліфування + алмазне вирівнювання		Точіння ** + чистове розгортання
10-6Х		Шліфування + алмазне вирівнювання + вібровирівнювання		Точіння ** + чистове розгортання
10-7Х		Шліфування + алмазне вирівнювання + вібровирівнювання		Точіння ** + +протягання ***
10-8Х		Шліфування, 56…60***	Свинцювання 8…10	Точіння ** + чистове розгортання, 129…138
10-9Х		Шліфування, 56…60***	Без покриття	Точіння ** вставки зі свинцю
10-1КН	Кадміювання, 9...12	Шліфування + алмазне вирівнювання		Точіння ** + алмазне вирівнювання
10-2КН		Шліфування + алмазне вирівнювання		Точіння ** + + протягання
10-3КН		Шліфування ***		Точіння ** + чистове розгортання
10-4КН		Шліфування + піскоструминна обробка, ВАП-2		Точіння ** + чистове розгортання
10-5КН		Шліфування + піскоструминна обробка, ВАП-2		Точіння ** вставки зі свинцю
10-6КН		Шліфування ***		Точіння **+ + протягання
10-7КН	Без покриття	Шліфування ***	Без покриття	Точіння ** + чистове розгортання
244-1	Тверде хромування	Шліфування + піскоструминна обробка, * ВАП-3		Точіння ** + чистове розгортання
244-2		Шліфування ***		Точіння ** + +протягання***
244-3		Шліфування ***	ВАП-2	Точіння ** + чистове протягання
244-4	Молочне хромування	Шліфування ***	Без покриття	Точіння ** + протягання***
244-5	Пористе хромування 50…80	Шліфування ***		Точіння ** + чистове розгортання***

* Ra = 2,5...1,25 мкм; ** Ra = 1,25...0,63 мкм; *** Ra = 0,160...0,08 мкм

Таблиця 7.19

Вплив блоків технологічних операцій утворення поверхонь тертя на граничну несну здатність рухомих вузлів

Індекси технологічних блоків	Технологічні вузли		Базові вузли	$\frac{p_{кр}^{в}}{p_{кр}^{б}} \cdot 100\ \%$
	$p_{кр}^{в}$, МПа	**Т**, °С	$p_{кр}^{б}$, МПа	
10-1Х	40,0	80	38,5	103
10-2Х	44,0	80	38,5	114
10-3Х	38,0	80	38,5	99
10-4Х	31,6	95	34,0	93
10-5Х	29,5	110	30,0	98
10-6Х	37,5	100	33,0	114
10-7Х	35,0	100	33,0	106
10-8Х	36,0	90	35,0	102
10-9Х	23,0	45	5,0	450
244-1	62,0	90	35,0	177
244-2	47,0	44	38,5	124
244-3	44,0	73	42,0	106
244-4	39,0	80	38,5	102
244-5	39,0	80	38,5	100
10-1КН	83,0	80	67,0	123
10-2КН	92,0	65	68,7	133
10-3КН	75,0	85	67,0	115
10-4КН	66,0	90	66,0	100
10-5КН	71,0	40	69,0	103
10-6КН	68,0	40	68,0	100

7.7.2. Гранична несна здатність рухомих вузлів із метало- й органокомпозиційними покриттями поверхонь тертя

В основі більшості напрямів боротьби з тертям і зношенням лежать два основних положення молекулярно-механічної теорії тертя [47]: правило позитивного градієнта механічних властивостей за глибиною (тобто поверхня тертьового тіла повинна мати якомога меншу міцність) і правило мінімального проникнення тіла, що контактує, у поверхню тіла, із яким воно сполучається.

Багато композиційних матеріалів, освоєних авіаційною промисловістю, повною мірою відповідають цим вимогам і з успіхом можуть використовуватися як антифрикційні покриття в рухомих вузлах агре-

гатів літаків. При цьому можна виділити три групи таких матеріалів: металокомпозити – металофторопласт, тефлон, тефлодакрон; органокомпозит – антифрикційний волокніт, ацетольний співполімер, оргалон АФ-1-260; змішана група – тефлон-скловолокно.

Однак системні дослідження цих матеріалів у режимі тертя стосовно їх граничних параметрів, особливостей їх оброблення під час виготовлення рухомих вузлів літаків не проводилися.

Металофторопластові покриття широко використовуються у вузлах тертя машин, особливо в текстильному машинобудуванні. Такі вузли добре зарекомендували себе в експлуатації з огляду на довговічність і малий коефіцієнт тертя при питомих тисках 2…7 МПа.

Для рухомих вузлів літаків такий низький діапазон питомих тисків є неприйнятним, а досліджень стосовно поводження металофторопластових шарів при **p > 20** МПа просто немає. У зв'язку з цим у роботі [12] наведено результати випробувань натурних вузлів літаків тертя із металофторопластовими покриттями, які проводилися з метою визначення їх можливостей за граничними значеннями несної здатності $\mathbf{p_{кр}}$ і температурної ефективності $\mathbf{t_{гр}}$, °С.

Випробування проведено на вузлах, у яких вісь мала твердо хромовані робочі поверхні з шорсткістю $\mathbf{R_0 = 0{,}25…0{,}08}$. Із результатів дослідження таких вузлів (рис. 7.12) видно, що в робочому діапазоні питомих тисків **20** МПа **< p < 130** МПа має місце достатньо стабільне значення μ **= 0,12…0,17**. При $\mathbf{p \geq 130}$ МПа спостерігається різке збільшення коефіцієнта тертя, а металофторопластова поверхня втулки покривається спочатку малими, а потім і великими лунками. Отже, руйнування металофторопластового покриття відбувається не у вигляді зношення й збільшення проміжку, а у вигляді викришування гранул металофторопласту з антифрикційного шару. У зв'язку із цим величину **p = 130** МПа слід уважати критичною ($\mathbf{p_{кр}}$), тобто границею несної здатності металофторопластового покриття. При цьому температура у вузлі не повинна бути більше 190 °С.

Аналогічно граничну несну здатність визначали й для інших покриттів з композиційних матеріалів. Результати цих досліджень наведено в табл. 7.20.

Порівнюючи вузли з органокомпозиційними покриттями поверхонь тертя і вузли, поверхні тертя яких оброблені із застосуванням базових технологічних процесів, можна зробити висновок, що вузли з оргалоновим покриттям втулок мають перевагу за коефіцієнтом тертя в 5–8 разів, а за граничною несною здатністю – у 2–2,5 раза.

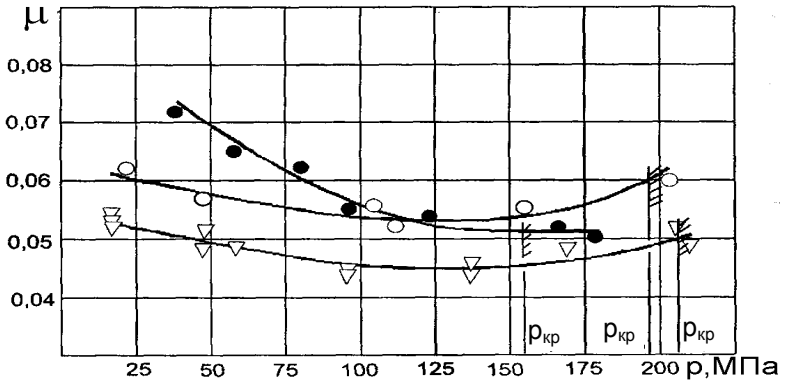


Рис. 7.12. Вплив покриттів з композиційних матеріалів на граничні значення μ і $p_{кр}$ у рухомих вузлах літака:
- ● - оргалон АФ-1-260 + хромований титан;
- ○ - антифрикційний волокніт + хромована сталь;
- ∇ - ацетольний сополімер + хромована сталь

Таблиця 7.20

Граничні значення параметрів несної здатності рухомих вузлів із покриттями з композиційних матеріалів

Покриття	$t_{гр}$, ^{0}C	μ	$p_{кр}$, МПа
Антифрикційний волокніт + хромована сталь	30	0,059	199
Ацетольний сополімер + хромована сталь	30 60	0,051 0,053	220 198
Оргалон АФ-1-260 + хромований титан	80 100	0,052 0,055	155 97

Однак вузли цього технологічного типу поступаються вузлам з базовим технологічним блоком оброблення поверхонь тертя за граничною температурою в 1,5–2 рази.

7.7.3. Узагальнені показники несної здатності рухомих зчленувань, виконаних зі сталей і піддaних хромуванню

Проєктуючи рухомі зчленування шасі, виконані із сталей і піддані хромуванню, слід пам'ятати, що кожне шарнірно-болтове з'єднання складається з рухомої й малорухомої частин. У малорухомій частині вузла вісь найчастіше є фіксованою. У цій зоні контактують деталі без покриття: сталь зі сталлю, титан із титаном, хромована сталь з хромованою сталлю тощо.

Для малорухомої частини вузла рекомендуються розрахункові значення **p** і **μ**, які наведено в роботі [12], для рухомих же ділянок вузла визначальними параметрами є $\mathbf{p_{кр}}$, μ і $\mathbf{t_{гр}}$, які наведено в табл. 7.21.

Таблиця 7.21

Узагальнені показники граничної несної здатності рухомих зчленувань літаків з різними парами тертя

Пари тертя в рухомих зчленуваннях шасі	Гранична температура в зоні тертя $\mathbf{t_{гр}}$, °С	Коефіцієнт тертя μ	Критичне питоме навантаження $\mathbf{p_{кр}}$, МПа
БрАЖН 10-4-4 – кадмійована сталь	156	0,45…0,22	70
БрАЖН 10-4-4 – хромована сталь	156	0,3…0,51	60
БрАЖМц 10-3-1,5 – хромована сталь	161	0,32…0,51	55
БрБ2 – хромована сталь	147	0,31…0,37	46
Металофторопласт – хромована сталь	186	0,12…0,17	130
Тефлон – хромована сталь	148	0,05…0,1	220
Титан – кадмійована сталь	72	0,41…0,62	11
Титан – титан	67	0,48…0,67	9
Сталь 30ХГСН2А – сталь 30ХГСН2А	62	0,33…0,35	19
Сталь 30ХГСН2А – хромована сталь 30ХГСН2А	70	0,24…0,31	23
Сталь Р6ХГТА (цементована) – сталь 30ХГСН2А	68	0,28…0,31	22
Сталь Р6ХГТА (цементована) – сталь 30ХГСН2А (твердий хром)	76	0,22…0,25	29
Оргалон АФ-1-260 – хромована сталь	80 100	0,052 0,055	155 97
Антифрикційний волокніт – хромована сталь	30	0,054	199

Дані цієї таблиці можна використовувати як довідковий матеріал під час директивного визначення покриттів для зон тертя рухомих вузлів конструкцій літаків, оскільки їх отримано шляхом стендових випробувань натурних вузлів літаків, виготовлених за добре освоєними

в авіаційному виробництві технологіями. Випробування проводилися в умовах, максимально наближених до експлуатаційних.

7.7.4. Ефективність антифрикційних покриттів деталей, виконаних із титанових сплавів і нержавіючих сталей

Як уже зазначалося, поряд із хромансилевими сталями в конструкціях стояків шасі широкого застосування набули нержавіючі сталі й титанові сплави, що мають низькі антифрикційні властивості.

Щоб поліпшити триботехнічні характеристики рухомих зчленувань, виконаних із таких конструкційних матеріалів, використовують [18, 19, 77, 102]:

– газотермічне (плазмове) напилення покриттів;

– дифузійну електрохімічну обробку (ДЕХО) тертьових поверхонь;

– багатошарове йонно-плазмове напилення антифрикційних покриттів.

Умови газотермічного напилення (високі швидкості охолодження матеріалу покриття й ударних навантажень, невеликий розмір напилюваних частин) створюють передумови для утворення аморфного стану металевих сплавів. Аморфні покриття характеризуються високою зносостійкістю, корозійною стійкістю, міцністю зчеплення з основою й утомленою довговічністю основи.

Порівняння аморфізованих покриттів із гальванічним хромуванням показало, що перші перевершують хромові покриття за стійкістю до зношення й опором корозії. І якщо хромові покриття на титанових сплавах мають погану зчеплюваність із основою, злущуються під час експлуатації й знижують міцність від утомленості покриваних деталей, то покриття, що аморфізуються, мають хороше зчеплення із основою й підвищують її міцність від утомленості. Слід зазначити, що технологія газотермічного напилювання порівняно з технологією хромування має більш економічну безпеку.

Наприклад, за допомогою надзвукової повітряно-газової установки "Київ-С" формують покриття АМОТЕК-7, що містить 80…90 % аморфної фази. Продуктивність напилення такого покриття при його товщині 400 мкм становить 6…10 $м^2$/год.

Питання підвищення твердості, зносостійкості, міцності від утомленості зі збереженням пластичних характеристик, ударної в'язкості й статичної міцності титану та його сплавів є надзазвичай актуальними, тому що практично після всіх видів традиційних технологічних проце-

сів нанесення покриттів та оброблення поверхні ці сплави втрачають 10…70 % довговічності від утомленості, хоча й має місце незначне підвищення їх твердості й зносостійкості.

Одним із перспективних напрямів покращання властивостей титану та його сплавів є застосування дифузійної електрохімічної обробки (ДЕХО) шляхом використання змінного струму під час електролітичного процесу. Із результатів дослідження видно, що залежно від умов і параметрів електролізу на поверхні титану можна одержати оксидні, оксидно-гідридні й гідридні шари, які різняться за зовнішнім виглядом, складом, фізико-хімічними й фізико-механічними характеристиками. Одночасно на поверхні титану формується шар завтовшки близько 40 мкм, який не можна віднести ні до однієї із перелічених вище структур. Цей шар має жорсткість, на 200…300 кг/мм^2 вищу, ніж основа, і становить із основою одне ціле.

Необхідно зазначити, що після ДЕХО вміст водню в поверхневому шарі зменшується на порядок, а утворений безструктурний квазіаморфний шар металевого титану має більш високу жорсткість і пластичність.

Випробування на тертя й зношення порівняно з анодуванням за технологією ВІАМ показало, що зразки зі сплаву ВТ22 після ДЕХО при однаковому коефіцієнті тертя мають у 2-3 рази менше зношення (табл. 7.22).

Таблиця 7.22

Змінення довговічності від утомленості й мікротвердості сплаву ВТ-22 після ДЕХ0

Мікротвердість, кг/мм^2		Довговічність від утомленості, кількість циклів	
Початкова	Після ДЕХО	Початкова	Після ДЕХО
360	880	69100	184500
380	870	88600	223000
390	610	112500	426000

Такими методами оброблено й покрито рухомі вузли стояків шасі багатьох вітчизняних літаків.

Спрацювання деталі механізмів шасі, з'єднання яких спочатку було виконано з необхідним класом точності, у процесі збільшення проміжку в тертьовій парі найчастіше перестають виконувати свої фу-

нкції. Для таких деталей важливо, щоб зносостійкі покриття мали мінімальне зношення в межах допусків на посадку. Зазвичай ця величина становить від кількох одиниць до кількох десятків мікрометрів.

Такій умові найбільш відповідають іонно-плазмові покриття з перехідних металів – нітридів, карбідів і карбонітридів. Ці покриття мають високу зносостійкість, жорсткість і корозійну стійкість. Для реалізації таких покриттів у вітчизняному літакобудуванні розроблено й застосовано технологію багатошарових іонно-плазмових покриттів системи **Ti-Ti_2N-Ti-TiN-Ti-TiN**. При цьому надзвичайно важливою операцією є підготовка поверхні – її очищення в лужному розплаві на основі гідроокису кальцію з подальшим іонним травленням, чим забезпечується необхідна якість поверхні перед напиленням покриття.

Для зменшення напружень на межі «покриття – основа» запропоновано напилювати компенсаційний шар чистого Х-титану завтовшки не більше 0,5 мкм, що унеможливлює його текстурування. На шар чистого титану наносять шар нітриду титану **Ti_2N**, а потім 0,2 мкм чистого титану, що сприяє підвищенню щільності покриття. Потім знову наносять шар нітриду титану **Ti_2N**, ще один шар чистого титану й шар нітриду титану (**Ti_2N**). Після дослідження характеристик покриттів показало, що багатошарові покриття:

– удвічі перевершують одношарові покриття за опором корозії;

– мають менше сумарне зношення, ніж одношарові;

– мають більше значення границі витривалості порівняно з одношаровими;

– можуть експлуатуватися при температурі не вище за 400 ^{o}C.

Характеристики покриттів наведено в табл. 7.23.

У рухомих зчленуваннях вітчизняних літаків набули широкого застосування триботехнічні пари, що максимально задовольняють вимоги до експлуатації конкретного вузла. Так, наприклад, деталі шасі типу "шток", які входить до складу гідравлічного циліндра, виготовляють з титанового сплаву ВТ22 і наносять плазмове покриття з нікеліду титану. Порівняно з гальванічним хромуванням, що раніше застосовувалося, це дало можливість удвічі підвищити ресурс роботи циліндра.

На робочу поверхню корпусу замка, виготовленого з титанового сплаву ВТ6, напилено сплав ВКНА (алюміній – нікель), що дає змогу забезпечити такий ресурс роботи деталі щодо спрацювання, який дорівнює ресурсу літака.

Таблиця 7.23

Триботехнічні характеристики покриттів

Вид покриття	Мікро-жорсткість, ГПа	Товщина покриття, мкм	Тиск **p**, МПа	Інтенсивність зношення J_h		Коефіцієнт тертя **μ**
				досліджуваного покриття	контртіла БрАЖМц 10-3-1,5	
Гальванічне хромування	6	45	6 10 14	0,2 0,25 0,25	8 12 14	0,18 0,19 0,18
Хімічне ніке-лювання	6	25	2 4 6	2,3 4,1 4,8	22 108 126	0,26 0,27 0,27
ДЕХО	5	20	2 4 6	1,54 2,2 2,8	39 37 41	0,22 0,24 0,24
Анодування	5,2	25	2 4 6	1,0	102 (тужавлення)	0,25
Легування сплавом ВК-2	10	15	2 4 6	2,2 1,65 6,7	7,3 13,4 140	0,18 0,18 0,19
Термічне оксидування (ВТ22)	4,5	60	2 4 6	2,4 2,4 5,3	12,5 18,6 53	0,25 0,23 0,25
Іонно-плазмове (нітрид тита-ну)	18	8	4 8 12	0,4 0,4 0,6	18 28 68	 0,3 0,28
Іонно-плазмове багатошарове Ti-Ti_2-TiN	11	8	4 8 12	0,2 0,3 0,4	10 20 48	0,27 0,3 0,29
Плазмове TiC-Co	25	250	4 6 8	0,83 1,95 2,25	2 2,32 3,2	0,14 0,14 0,14
Плазмове TiC-N	23	250	4 6 8	0,73 1,65 2,3	2,2 4,1 6,2	0,16 0,15 0,16
Плазмове $A1_20_3$-2%$Ti0_2$	10	300	4 6 8	3,38 4,3 7,2	14,1 19,6 33,8	0,2 0,22 0,2

Закінчення табл. 7.23

Вид покриття	Мікро-жорсткість, ГПа	Товщина покриття, мкм	Тиск **p**, МПа	Інтенсивність зношення J_h		Коефіцієнт тертя **μ**
				досліджуваного покриття	контртіла БрАЖМц 10-3-1,5	
Плазмове TiC-5%A1-20%Mo	8,15	250	4 6 8	0,86 1,56 5,6	10,4 19,3 43,2	0,2 0,22 0,2
Плазмове АМОТЕК-1	9	300	4 6 8	0,8 0,61 1,3	2,7 3,0 8,2	0,16 0,17 0,16
Плазмове АМОТЕК-2	10,1	300	4 6 8	0,9 0,8 1,5	3,1 3,7 9,6	0,18 0,17 0,17
Плазмове АМОТЕК-3	9	300	4 6 8	0,7 0,8 1,0	2,1 2,9 3,0	0,17 0,16 0,16
Плазмове ЕП-1	8,2	250	4 6 8	1,2 1,4 1,4	2,7 3,6 3,6	0,18 0,18 0,18
Плазмове ЕП-2	7,4	250	4 6 8	1,4 2,0 4,0	3,2 9,8 9,6	0,24 0,24 0,21
Плазмове ЕП-3	15	250	4 6 8	1,8 2,9 5,5	4,0 6,2 8,2	0,23 0,26 0,20
АМОТЕК-1	Fe-в-з (аморфіковане)					
АМОТЕК-2	Fe-в (аморфіковане)					
АМОТЕК-3	Cr-в-з (аморфіковане)					
ЕП-1	Se-Si-a1 (евтектичне)					
ЕП-2	Fe-mn-м Si-A1 (евтектичне)					
ЕП-3	Se-Si-a1 (евтектичне)					

Завдяки застосуванню ДЕХО (дифузійної електрохімічної обробки) деталей шарнірної гідропроводки, виготовлених зі сплаву ОТ4-1, було вирішено відразу кілька конструктивних, експлуатаційних і технологічних проблем, що мають місце під час застосування традиційного гальванічного хромування. На відміну від гідравлічних циліндрів,

через неможливість збільшення габаритів у гідрошарнірах установлюють не два- або три-, а односхідчасті ущільнення, унаслідок чого спостерігалося підтікання гідрорідини крізь тріщини хромового покриття, що за технічними вимогами є допустимим. Через складність геометричної форми деталей гідропроводки й необхідність шліфування нанесеного покриття методом гальванічного хромування у виробництві часто спостерігалося місцеве повне видалення покриття.

Завдяки застосуванню ДЕХО було поліпшено герметичність проводки, а також значно скорочено обсяг браку й підвищено точність виготовлення. При цьому ресурс роботи шарнірів з ДЕХО дорівнює ресурсу літака.

Застосування йонно-плазмового напилення багатошарових покриттів, коли можна регулювати їх жорсткість, а отже, і крихкість, дало можливість у 30 разів збільшити корозійну стійкість ніпелів, виключити відколювання кромок й підвищити зносостійкість деталей.

Таким чином, у вітчизняному літакобудуванні повною мірою забезпечено антифрикційний захист усіх рухомих деталей у стояках шасі, виготовлених з титанових сплавів і нержавіючих сталей, що є гарантією одержання заявленого ресурсу.

Запитання для самоперевірки

1. Від яких факторів залежить маса шасі?
2. Яким чином на відносну масу шасі впливають злітна маса літака, заявлений ресурс і міцність ґрунту?
3. Як можна оцінити масову досконалість стояків шасі?
4. Які механічні й фізичні властивості матеріалів необхідно враховувати під час їх вибору для елементів конструкції шасі?
5. За якими питомими характеристиками вибирають матеріали для шасі?
6. Завдяки яким властивостям титановий сплав ВТ22, високоміцна конструкційна сталь ВКС-170 і металокомпозиційні матеріали (МКМ) є найперспективнішими матеріалами для стояків шасі?
7. Що необхідно зробити для подальшого успішного впровадження МКМ у конструкцію шасі?
8. Які вимоги зараз ставляться до шасі літаків, що розробляються?
9. Які існують шляхи зниження маси коліс транспортних літаків?

10. Завдяки яким заходам удалося знизити загальну масу коліс шасі літака Ан-124?

11. Що спричиняє збільшення кількості рухомих зчленувань у стояках шасі зі збільшенням злітної маси літаків?

12. З яких матеріалів найчастіше виготовляють деталі в зоні тертя вузлів шасі і які антифрикційні покриття на них наносять?

13. За якими основними факторами оцінюють роботоздатність рухомих зчленувань у шасі?

14. Назвіть основні методи для захисту елементів конструкції шасі від спрацювання й корозії.

15. Яким чином різні блоки технологічних процесів утворення поверхонь тертя впливають на величину граничної несної здатності рухомих вузлів?

16. На яких положеннях молекулярно-кінетичної теорії ґрунтуються напрями боротьби з тертям і зношенням у рухомих вузлах?

17. Застосування яких композиційних матеріалів забезпечує антифрикційний захист рухомих вузлів?

18. За допомогою яких методів оброблення й нанесення покриттів можна істотно підвищити узагальнені показники несної здатності й довговічності деталей рухомих вузлів шасі, виконаних з високоміцних нержавіючих сталей і титанових сплавів?

Розділ 8. ВЛАСТИВОСТІ РІДИН, ЩО ВИКОРИСТОВУЮТЬСЯ В ГІДРОАГРЕГАТАХ ШАСІ ЛІТАКА

У гідравлічних агрегатах шасі першими використовувалися спиртогліцеринові, спиртоводогліцеринові суміші й рідини на основі рицинової олії [91, 92].

Обмежена температурна область застосування й висока корозійна активність цих продуктів змусили шукати більш досконалі робочі середовища. Так, 1950 року було створено мастило АМГ-10, а в зарубіжних країнах – рідину за стандартами MIL-O-3580 і MIL-H-5606. Ці рідини являють собою суміші малов'язких нафтопродуктів з високов'язкими компонентами. Основним недоліком цих рідин є горючість.

Одночасно для пасажирських літаків було створено рідину [190] на основі ефірів фосфорної кислоти типу Skydrol 7000, яку згодом було модифіковано (I, II, III і IV типів). Зараз Skydrol 7000 широко застосовується. Skydrol LD-4 і Skydrol 500B-4 – рідини IV типу – набули комерційного застосування з 1977 р. На літаках фірми Boeing уже застосовується робоча рідина Skydrol 5.

Фірмою Exxon Mobil розроблено кілька видів рідини типу Hy Jet. Рідина IV типу Hy Jet IV-A_{plus}, що використовується зараз на багатьох літаках, має найнижчу густину [80].

У СРСР 1969 р. розроблено рідину НГЖ-4, яку далі було модернізовано в рідину НГЖ-5У [75].

Рідини на основі ефірів фосфорної кислоти належать до другого класу небезпеки, тому у військовій авіації застосовувати ці рідини не можна. При бойових пошкодженнях трас гідросистеми рідина, що витікає, під тиском утворює аерозолі. Потрапляння аерозолю в очі, якщо не вжити екстрених заходів, може призвести до втрати зору.

Наприкінці 60-х рр. XX ст. створено вогнестійку робочу рідину FH-2, сумісну з рідинами на основі нафтопродуктів. Однак ця рідина зберігає роботоздатність тільки до температури –30 ^{o}C. Наприкінці 1980 р. XX ст. розроблено робочу рідину Гідронікойл FH-42 за стандартом MIL-H-87257.

8.1. Технічні параметри робочих рідин гідроагрегатів шасі й вимоги до них

Робочим тілом гідроагрегатів шасі є капілярні рідини. Їх особливостями є високий об'ємний модуль стискання і в'язкість. Ці рідини мають відповідати таким вимогам:

1) високі мастильні властивості матеріалів тертьових пар;

2) мінімальна залежність в'язкості від температури в робочому діапазоні температур;

3) низька температура застигання;

4) нейтральність до застосовуваних матеріалів;

5) висока стійкість до механічної й хімічної деструкції (зниження температури не має спричиняти розшаровування рідини й виділення з її складових компонентів у вигляді осаду або кристалів);

6) низька пружність насиченої пари;

7) великий об'ємний модуль пружності;

8) великі коефіцієнти теплопровідності й питомої теплоємності, а також малий коефіцієнт теплового розширення.

Рідину для гідроагрегатів сучасного літака вибирають тільки після ретельного дослідження її фізико-хімічних властивостей, вивчення її впливу на матеріали агрегатів та ущільнювальні матеріали гідроагрегатів, дослідження її робочих характеристик на стендах в очікуваних умовах експлуатації проєктованого літака.

Перед прийняттям рішення про застосування рідини її піддають таким випробуванням:

- лабораторні;
- стендові;
- льотні, сертифікаційні;
- експлуатаційні.

*Лабораторні випробування***.** Метою лабораторних випробувань є визначення відповідності робочої рідини технічним вимогам, які ставлять до рідини певного зразка. Випробування здійснюються за типовою методикою й полягають у вивченні фізико-хімічних характеристик, необхідних для проєктувальних розрахунків.

Стендові випробування. Ці випробування полягають в оцінюванні властивостей рідини під час роботи в агрегатах і вузлах, роботоздатності й довговічності конструкційних та ущільнювальних матеріалів. Випробування здійснюють за спеціальними програмами з урахуванням очікуваних умов експлуатації.

Льотні, сертифікаційні випробування. Під час цих випробувань має бути доведено роботоздатність рідини як робочого тіла у всіх ре-

жимах польоту, у всіх очікуваних умовах і при всіх випробовуваних відмовних ситуаціях.

Експлуатаційні випробування. Під час цих випробувань остаточно перевіряють надійність роботи всіх гідроагрегатів, визначають терміни експлуатації рідини без зливання й витрати її в експлуатаційних умовах.

Оцінюють властивості робочих рідин шляхом порівняння результатів випробування з нормованими значеннями параметрів, зазначеними в технічних умовах.

Зовнішній вигляд робочої рідини характеризується прозорістю, однорідністю й кольором. Рідини здебільшого містять барвники. Рідини, що не містять барвника, зазвичай є безбарвними або мають забарвлення від слабо-жовтого до бурштинового. У процесі експлуатації початковий колір рідини зберігається тільки при порівняно низьких температурах (80…100 ^{o}C) і за умов відсутності окисних процесів. При високих температурах колір рідини змінюється через хімічні перетворення компонентів рідини (наприклад, інгібіторів окиснення й корозії барвника). Однак зміна кольору не є відбраковувальною ознакою, тому що основні характеристики (кислотне число, в'язкість, температура спалаху тощо), що впливають на роботоздатність рідини, можуть залишатися в межах норми.

Зовнішній вигляд рідини перевіряють під прохідним світлом у циліндрі з безбарвного скла після відстоювання при кімнатній температурі в темному місці протягом доби. Неоднорідні й непрозорі рідини відбраковуються.

Температура спалахування рідини – це температура, при якій її пари утворюють із повітрям суміш, що спалахує, якщо піднести вогонь. Ця температура є підґрунтям для класифікації рідин за ступенем пожежної небезпеки.

Температура самозаймання – це найменша температура нагрітої поверхні, при зіткненні з якою відбувається займання пари рідини без внесення вогню ззовні. Температуру самозаймання визначають під час контакту рідини з нагрітою сталевою плитою в обмеженому повітряному середовищі. Процес окиснення суміші пари горючої рідини з повітрям в умовах сильного нагрівання супроводжується виділенням великої кількості тепла. Коли температура в пароповітряному середовищі набуває величини, при якій теплота реакції є більшою за теплові втрати в навколишнє середовище, відбувається самонагрівання суміші та її займання.

Температура застигання – це температура втрати плинності, яку в лабораторних умовах визначають за ступенем нерухомості рівня

рідини в пробірці при нахилі її під кутом 45° після витримування при низькій температурі протягом однієї хвилини. При цьому не має відбуватися утворення кристалів або розшаровування рідини. Щоб забезпечити роботоздатність гідроагрегата, температура застигання має бути значно нижчою від температури, при якій забезпечується роботоздатність гідроагрегатів із рідиною.

Кислотне число визначається кількістю міліграмів їдкого калію, необхідного для нейтралізації 1 г рідини. Кислотне число характеризує середовище робочої рідини. За зміненням кислотного числа нарівні з іншими показниками можна робити висновки про змінення, що відбуваються в рідині. Кислотне число також може характеризувати вміст у рідині як мінеральних кислот, що мають велику корозійну активність, так і органічних, корозійна активність яких є значно нижчою, а іноді мізерно малою. Тому технічні умови для різних рідин містять різні показники кислотних чисел.

Кінематична в'язкість – це відношення динамічної в'язкості до густини рідини. Під час руху в рідині виникає внутрішнє тертя, величина якого залежить від природи рідини. Цю властивість називають динамічною в'язкістю. Кінематичну в'язкість виражають у стоксах (1 Ст = 10^{-4} м^2/с). На практиці частіше користуються сантистоксом (1 сСт = 0,01 Ст). В'язкість рідини залежить від температури й тиску, що пов'язано насамперед з хімічною природою рідини.

Густина робочої рідини визначає масу гідросистеми. Зі збільшенням густини збільшується як маса рідини, так і маса елементів конструкції. Густину рідини, г/см^2, визначають за рівнянням

$$\rho = \frac{\mathbf{m}}{\mathbf{V}},$$

де **m** і **V** – маса й об’єм рідини.

Густину рідини вимірюють з допомогою пікнометра або ареометра. Густина робочої рідини змінюється залежно від температури й тиску, причому коливання значень можуть бути досить великими:

$$\rho = \rho_o(1 - \alpha t),$$

де ρ – густина при заданих температурі і тиску (1, 100, 200 або 300 кг/см^2); ρ_o – густина в нормальних умовах; **A** – коефіцієнт об'ємного розширення при заданому тиску; **t** – температура, ^{o}C.

Уміст води. Робочі рідини містять воду в розчиненому й нерозчиненому станах.

Робочі рідини майже завжди містять розчинену воду. У вигляді технологічної домішки, звільнитися від якої звичайними методами практично неможливо, і у вигляді гігроскопічної води, що потрапляє

під час експлуатації з газу, який контактує з рідиною. Уміст розчиненої води в рідинах зазначено в експлуатаційних обмеженнях основних параметрів робочої рідини або в специфікаціях фірм-виробників літаків.

Рідина містить нерозчинену воду у вигляді окремої фази (емульсія або окремий шар води). У процесі експлуатації вода може потрапити в рідину внаслідок технологічних порушень (негерметичність тари упакування) або експлуатаційних пошкоджень (порушення герметичності систем). Наявність нерозчиненої води в робочій рідині є неприпустимою, оскільки це може спричинити різке змінення фізико-хімічних властивостей рідини через вимивання присадок, корозію металів усередині агрегатів і магістралей. Кристалізація нерозчиненої води в тупикових зонах при низьких температурах експлуатації може призвести до відмов.

Гідролітична стійкість характеризує схильність рідини до гідролізу в контакті з водою. Ця властивість визначається якісними й кількісними змінеммями, що відбуваються в рідині під дією води при температурі 94…96 ^{o}C протягом 48 год, тобто зміненням зовнішнього вигляду, кислотного числа, корозії зразка міді, поміщеного в шар рідини, і кислотності шару води.

Уміст водорозчинних кислот і лугів. Робоча рідина, що містить водорозчинні луги або кислоти, використовуватися в гідросистемі літака не може. Наявність невеликої кількості води в рідині, особливо в рідині, підданій гідролізу, за умов наявності водорозчинних кислот або лугів призводить до підвищеної корозії металів і покриттів гідроагрегатів.

8.2. Основні властивості робочих рідин

У цьому підрозділі наведено властивості рідин вітчизняного, європейського й американського походження.

8.2.1. Властивості мастила АМГ-10

Мастило АМГ-10 (табл. 8.1) – горюча рідина, що являє собою нафтову фракцію, загущену полімером вінілбутилового ефіру з інгібітором окиснення й барвником. Температура самозаймання 250 ^{o}C.

Межі температури займання: нижня 80 ^{o}C і верхня 117 ^{o}C.

Температурний інтервал мастила АМГ-10 – від –60…+125 ^{o}C при довготривалому використанні і до 150 ^{o}C – при короткочасному. Якщо мастило протягом тривалого часу працює з перегрівом

до 150 °С, то через кожні 10 год роботи необхідно контролювати його якість.

У гідроагрегатах, де верхня межа температур не більша від 125 °С, допускається контакт мастила як з азотом, так і з повітрям. При роботі мастила з перегрівом до 150 °С допускається його контакт тільки з азотом. В амортизаторах шасі, гідроакумуляторах та інших гідроагрегатах, що працюють із високим ступенем адіабатичного стискання, при всіх температурах експлуатації допускається контакт мастила тільки з азотом для забезпечення безпеки.

Таблиця 8.1

Основні властивості мастила АМГ-10 [92]

Характеристики	ГОСТ 6794–75
Зовнішній вигляд	Прозора, однорідна рідина червоного кольору
Температура початку кипіння, °С, не нижче	210
В'язкість кінематична, мм^2/с (сСт): при +50°С, не менше при –50°С, не більше	 10 1250
Кислотне число, мг КІН на 1 г мастила, не більше	0,03
Випробування на корозію	Витримує
Кінематична в'язкість після окиснення, мм^2/с (сСт): при +50 °С, не менше при –50 °С, не більше	 $9{,}5\cdot10^{-6}$ (9,5) $1500\cdot10^{-6}$ (1500)
Кислотне число після окиснення, мг КІН на 1 г мастила, не більше	0,15
Ваговий показник корозії при випробуванні металевих пластинок протягом 50 год, мг/см^2	$\pm$ 0,1
Уміст водорозчинних кислот і лугів	Відсутність
Масова частка механічних домішок, %, не більше	0,003
Уміст води	Відсутність
Температура спалахування, визначена у відкритому тиглі, °С, не нижче	93
Температура застигання, °С, не вище	–70
Якість плівки мастила після нагрівання його при температурі (65$\pm$1) °С протягом 4 год	Плівка не має бути твердою й липкою на всій поверхні пластинки
Стабільність в'язкості після “озвучування” мастила на ультразвуковій установці УЗДН-1 або УЗДН-2Т протягом 50 хв, %, не більше	42
Густина при 20 °С, гс/м^3, не більше	0,850

У процесі експлуатації в рідині відбувається накопичення механічних домішок унаслідок спрацьовування металевих деталей, зношення захисних покриттів, стирання ущільнювальної гуми. Усі ці фактори спричиняють зниження в'язкості рідини, збільшення її кислотного числа, погіршення чистоти, накопичення води, що потребує часткової або повної заміни рідини. Періодичність заміни визначається у процесі підконтрольної експлуатації кожного конкретного літака.

1998 р. виробництво мастила АМГ-10, яке виготовляли на основі балаханської нафти, було припинено через відсутність компонентів, а 2000 р. виробництво мастила АМГ-10 відновлено (табл. 8.2). Відмінність дослідно-промислової партії мастила АМГ-10 виробництва ЗАТ «Авиа Тех Мас» (м. Ниж. Новгород) від інших мастил полягає в тому, що до складу мастила додатково введено 0,5 % присадки трикрезилфостату (ТКФ). Мастило допущено до виробництва за ГОСТ 6794–75 і застосування в гідроагрегатах авіатехніки з 01.09.2001.

Таблиця 8.2

Склад мастила АМГ-10 після відновлення його виробництва в 2000 р.

Компонент	Процентний уміст, %	Виробник
Основа мастила АМГ-10 за ТУ 38.301-29-21-92	До 100	ООО «ЛУКойл-Волгоград-нефтепереработка» (блок КМ-3)
Вініпол ВБ-2 за ТУ 650РК05600294-21-95	До 9,0	ОАО «Оргсинтез», м. Ниж. Новгород, ОАО «Карбид», м. Теміртау
Трикрезилфосфат технічний за ДСТУ 5728	0,4…0,5	– ” –
Неозон А за ТУ 6-14-202-74	0,3…0,35	– ” –
Барвник жиророзчинний темно-червоний марки Ж за ТУ 6-14-37-80	До 0,01	– ” –

Випробування нового мастила АМГ-10 із трикрезилфосфатною присадкою, яку введено для підвищення його протизношувальних властивостей до рівня кваліфікаційних норм, проведено в повному обсязі для робочих рідин, у тому числі й кваліфікаційний метод стендових випробувань АК «Рубін». Результати випробувань виявилися позитивними, за винятком впливу мастила на гуму В-14-1 за двома із чотирьох показників. Збільшення маси гуми В-14-1 перевищує норму на 2-3 %. Однак це збільшення відповідає допускам на ширину посадкових місць ущільнювальних кілець.

Рішенням МВК № 324 від 14.07.2000 і протоколом № 4/00 від 14.12.2000 РГНЕ щодо спеціальних і робочих рідин для нового мастила АМГ-10 визначено норми за показниками, що характеризують вплив мастила на гуму (табл. 8.3).

Таблиця 8.3

Нормований вплив мастила АМГ-10 (2000 р.) на змінення об'ємів і мас гум

Показники	Марка гуми		Метод випробувань
	В-14-1	ІРП-1353	
Зміна об'єму, %, не більше	10,0	10,0	ГМК № 23/1-12 від 09.01.1979
Зміна маси, %, не більше	6,0	6,0	

Фірмам-виробникам АМГ-10 разом з ВІАМ рекомендовано продовжити визначення ступеня впливу всіх промислових партій мастила АМГ-10 на ущільнювальні гуми В-14-1 і ІРП-1353 за показниками «зміна об'єму» і «зміна маси» протягом одного року виробництва.

8.2.2. Робоча рідина 7-50С-3

Робоча рідина 7-50С-3 (табл. 8.4) [91] являє собою суміш полідіалкілсилоксанових олігомерів з органічним діефіром, протизношувальною присадкою й інгібіторами окиснення. За бажанням споживача рідина може бути забарвлена в синьо-зелений колір. Температурний інтервал використання рідини 7-50С-3 – від –60…+175 ^{o}С при довготривалому використанні до +200 ^{o}С при короткочасному при тиску до 210 кг/см^2. Допускається контакт рідини з азотом або іншими інертними газами. Цим й обумовлено її обмежене застосування. Рідина 7-50С-3 використовується в гідроагрегатах деяких надзвукових літаків.

Рідина 7-50С-3 не містить високомолекулярного згущувача, тому під час використання не піддається механічній деструкції. Разом з тим при високих температурах і контакті з металами процеси окиснення і гідролізу рідини приводять до збільшення в'язкості, кислотного числа й утворення дрібнодисперсних осадів. Джерелом забруднення рідини є також продукти зношення пар тертя. Тому, застосовуючи цю рідину,

необхідно контролювати її якість. Граничні значення основних параметрів рідини 7-50С-3 для експлуатації наведено в табл. 8.5.

Таблиця 8.4

Основні характеристики робочої рідини 7-50С-3

Характеристики	Показники	
	паспортні	фактичні за кількома партіями
Зовнішній вигляд	Прозора жовтого кольору	Прозора, колір від жовтого до ясно-коричневого
Інтервал робочих температур, °С	–60…+175 – довготривало, +200 – короткочасно	–60…+175 – довготривало, +200 – короткочасно
Кислотне число, мг КІН на 1 г рідини	≤ 0,1	0,05…0,10
Температура початку кипіння, °С	–	> 250
Температура спалахування, °С	≥ 180	200…214
Температура самозаймання, °С	–	320…360
Температура застигання, °С	≤ –70	≤ –70
Густина, г/см^3	0,93…0,94	0,932…0,940
Уміст води, маса, %	–	0,009…0,02
Кінематична в'язкість, сСт, при температурі, °С: 200 150 100 50 -50 -60	 ≥ 1,3 ≤ 4200	 1,30…1,41 2,10…2,24 3,89…4,10 9,78…10,51 1160…1370 3500…3900
Горючість	–	Горить і підтримує горіння
Токсичність	–	Малотоксична

Якщо хоча б одна з характеристик має значення, більше за граничне, то рідину необхідно замінити новою. Незважаючи на порівняно високу термостійкість, рідина 7-50С-3 є горючою, тому під час роботи

з нею необхідно унеможливити контакт із поверхнями, нагрітими до температури вище 250 °С. Простір над рідиною в агрегатах, що працюють із високим ступенем адіабатичного стискання, обов'язково має бути заповнений інертним газом.

Таблиця 8.5

Гранично допустимі в експлуатації параметри рідини 7-50С-3

Основні характеристики	Показники
Кінематична в'язкість, сСт	26
Кислотне число, мг КІН на 1 г рідини	0,8
Температура спалахування, °С	≥160
Уміст води, маса, %	≤0,03

У процесі експлуатації рідина може контактувати з різними матеріалами й покриттями:

– сталі вуглецеві, леговані й нержавіючі;

– сталі оксидовані, хромовані, оцинковані, пасивовані; оксидно-фосфатовані, гідрофобні й негідрофобні;

– алюмінієві сплави анодовані й неанодовані;

– магнієві сплави оксидовані;

– титанові сплави;

– бронзи БрАЖ 9-4, БрАЖН 10-4-4, БрАЖМц, БрОС;

– припої ВПр2 і ПСр40;

– срібло.

При температурі 175…200 °С і контакті з повітрям протягом 30…100 год втрати маси зазначених металів, сплавів і покриттів становлять не більше 0,1 мг/см^2. У таких температурних умовах рідина 7-50С-3 спричиняє сильну корозію міді, кадмієвого й фосфатного покриттів і свинцю. Тому застосовувати їх у контакті з цією рідиною є неприйнятним. За наявності латуні Л62 і ЛС59 і бронзи Брб2, БрОФ і ВБ-23НЦ характеристики рідини 7-50С-3 змінюються. Значення в'язкості й кислотного числа її перебільшують нормовані. Тому застосовувати ці метали в конструкції можна тільки для деталей, що контактують із рідиною на дуже малій площі поверхні.

Для роботи в контакті з рідиною 7-50С-3 використовують ущільнювальні гуми на основі нітрильного каучуку марки ІРП-1287 у сполученні з фторопластом-4.

8.2.3. Робоча рідина Гідронікойл FH-15

З 1998 р. виробництво робочої рідини АМГ-10 на нафтопереробних заводах Росії було припинено через відсутність постачання її компонентів.

Через загрозу зриву перевезень повітряним транспортом виникла гостра необхідність у застосовуванні на повітряних суднах аналога мастила АМГ-10. Найбільш близькими до нього виявилися зарубіжні робочі рідини за специфікацією MIL-H-5606, що випускаються фірмами Mobil, Shell, Castrol, Nyko.

Французька фірма Nyko ще в 80-ті рр. XX ст. запропонувала для літаків радянського виробництва, що експлуатуються за рубежем, робочу рідину Гідронікойл FH-15 [40].

Рідину FH-15 виготовляють на мінеральній основі з комплексом присадок: загусною, антиокисною, протизношувальною й антикорозійною.

Для визначення можливості заміни мастила АМГ-10 на рідину FH-15 було виконано порівняльні дослідження [41] основних фізико-хімічних характеристик рідин АМГ-10 і FH-15 (табл. 8.6).

Аналіз спектрів мастила АМГ-10 і рідини FH-15 свідчить про те, що рідини аналогічні за хімічною природою (мінеральна вуглеводнева основа), а відрізняються за згущувальною полімерною присадкою. Однак істотних розбіжностей їх фізико-хімічних характеристик не спостерігається.

Як бачимо, рідина Гідронікойл FH-15 є роботоздатною в діапазоні температур -60…+125 ^{o}C, постійно контактує з повітрям та азотом з нетривалим перегріванням до +150 ^{o}C.

Всебічне дослідження властивостей рідини FH-15 виробництва французької фірми Nyko свідчить про те, що рідину можна використовувати як зарубіжний аналог мастила АМГ-10 (ГОСТ 6794–75) радянського виробництва, що застосовується в гідроагрегатах авіаційної техніки.

Перехід від АМГ-10 на FH-15 не потребує промивання гідроагрегатів. Під час експлуатації цей перехід можна виконувати методом доливання.

Обслуговуючи авіаційну техніку, що працює на рідині FH-15 або на її суміші з АМГ-10, можна керуватися наявними рекомендаціями щодо мастила АМГ-10.

Таблиця 8.6

Основні фізико-хімічні характеристики мастила АМГ-10 і рідини ГН-15

Характеристики	АМГ-10	ГН-15
Зовнішній вигляд	Прозора однорідна рідина червоного кольору	
Густина при 20 °С, г/см³	Не більше 0,850	0,866
В'язкість кінематична, мм^2/с, при температурі, °С:		
150	Не менше 2,05	3,19
125	Не менше 3,33	4,05
100	Не менше 2,53	5,34
50	Не менше 10,0	11,3
–50	Не більше 1250	1015
–60	Не більше 4100	3784
Кислотне число, мг КІН на 1 г мастила	Не більше 0,03	0,02
Уміст водорозчинних кислот і лугів	–	–
Уміст води, маса, %	–	–
Температура застигання, °С	Не вище –70	Нижче –70
Температура самозаймання, °С	Не нижче 285	330
Температура спалахування, °С	Не нижче 92	97
Випаровуваність за 5 год нагрівання:		
– швидкість випаровування, г/(см^2·год):		
при 125 °С	Не більше 0,18	0,17
при 150 °С	Не більше 0,24	0,23
– втрата маси, %:		
при 125 °С	Не більше 24,0	22,1
при 150 °С	Не більше 32,0	29,4

Таким чином, за фізико-хімічними й технічними характеристиками рідина ГН-15 є аналогічною мастилу АМГ-10 за ГОСТ 6794–75. Рідина ГН-15 відповідає вимогам до мастила АМГ-10 щодо термоокиснювальної стабільності в контакті з металами при температурі 125 °С протягом 100 год у повітрі й при температурі 150 °С протягом 50 год у контакті з азотом. Корозія металів, сплавів і покриттів не перевищує допустимої норми ±0,1 мг/см^2. Мастило АМГ-10 і рідину ГН-15 можна змішувати в будь-яких співвідношеннях, і при цьому утворюється однорідна суміш. Суміш рідин ГН-15 і АМГ-10 у співвідношенні 50:50 є стабільною при мінусових температурах і термостабільною в контакті з металами й азотом при температурі 150 °С протягом 50 год. Із результатів випробування ущільнювальних гум видно, що зміни ма-

си й об'єму гум під впливом рідини FH-15 трохи більші, ніж під впливом мастила АМГ-10, однак ці зміни знаходяться в допустимих для стандартних ущільнювальних канавок межах.

Умови застосування рідини Гідронікойл FH-15 повністю аналогічні умовам застосування мастила АМГ-10. Але в амортизаторах шасі через велике набухання гуми FH-15 і FH-51 (порівняно з АМГ-10) їх не застосовують. Під час відбирання проб рідини FH-15 з посудин зберігання рідин, заправних засобів, гідросистем літальних апаратів користуються інструкціями для мастила АМГ-10.

8.2.4. Робоча рідина Гідронікойл FH-51

За інформацією розробника робочих рідин Гідронікойл FH-15 і Гідронікойл FH-51, французької фірми Niko, ці робочі рідини мають однаковий склад і відрізняються одна від одної лише ступенем очищення. Рідина FH-51 є мікрофільтрованою, а FH-15 – немікрофільтрованою. Обидві рідини виготовлені на мінеральній основі з комплексом присадок: загусною, антиокисною, протизношувальною й антикорозійною.

Робоча рідина FH-51 постачається за специфікацією AIR 3520/B і схвалена специфікаціями MIL-H-5606G (США), DEF-STAN 91-48/1 (Велика Британія). Цими ж специфікаціями передбачено підвищені вимоги до чистоти FH-51, а також спеціальне промивання посудин перед їх заповненням, що і є відмінністю між рідинами FH-51 і FH-15 і мастилом АМГ-10.

Рідина FH-15 та її суміші з АМГ-10 призначені для застосування в герметичних або відкритих гідроагрегатах у діапазоні температур –60…+125 ^{o}C постійно в контакті з повітрям та азотом і з нетривалим перегріванням до +150 ^{o}C у контакті тільки з азотом при тиску в гідросистемі до 28 МПа (280 кг/см^2). У пневмогідравлічних агрегатах з високими ступенями адіабатичного стискання при використанні рідини FH-51 простір над рідиною необхідно заповнювати азотом або іншим інертним газом.

У табл. 8.7 основні характеристики рідини FH-51 наведено порівняно з нормами за ГОСТ 6794–75.

Метою порівняльних випробувань було дослідження стійкості гум марок В-14, В-14-1, 51-1668 і ІРП-1287, що застосовуються в гідроагрегатах НП АООТ «Родина» для літаків Ту-154, Ан-124, Як-42, до впливу мастила АМГ-10 і рідини FH-51. Випробуванням піддавалися стандартні зразки для визначення об'ємного набухання в мастилі АМГ-10 і рідині FH-51.

Таблиця 8.7

Порівняльні характеристики рідини FH-51

Характеристики	Показники	
	За ГОСТ 6794–75	Фактичні значення FH-51
Зовнішній вигляд	Прозора, однорідна рідина червоного кольору	
Температура початку кипіння, °С, не нижче	210	210
В'язкість кінематична, мм²/с (сСт): при 50°С, не менше при –50°С, не більше	 10 1250	 11,10 1169,5
Кислотне число, мг КІН на 1г мастила, не більше	0,03	0,03
Випробування на корозію	Витримує	Витримує
Термоокиснювальна стабільність і корозійна активність при 125 °С протягом 100 год: кінематична в'язкість після окиснення при 50 °С, мм/с, не менше кислотне число після окиснення, мг КІН на 1 г мастила, не більше	 9,5 0,15	 10,02 0,036
Ваговий показник корозії під час випробування металевих пластинок, мг/см²: сталь 30ХГСА сплав Д-16 бронза мідь М-1 латунь	 ±0,1 для всіх металів і сплавів	 0 -0,01 0 +0,01 0
Уміст водорозчинних кислот і лугів	–	–
Масова частка механічних домішок, %, не більше	0,003	–
Уміст води	–	–
Температура спалахування, визначається у відкритому тиглі, °С, не нижче	93	93
Температура застигання, °С, не нижче	-70	Нижче -70
Якість плівки мастила після нагрівання його до температури (65 ± 1) °С протягом 4 год	Плівка не має бути твердою й липкою на всій поверхні пластинки	Плівка нетверда, нелипка, не утворює волокон, що тягнуться
Стабільність в'язкості після “озвучування” мастила на ультразвуковій установці УЗДН-2Т протягом 50 хв, %, не більше	42	5,76
Густина при 20 °С, гс/м³, не більше	0,850	0,850

З наведених даних випливає:

– об’ємне набухання ущільнювальних гум В-14, В-14-1 і 51-1668 у робочій рідині FH-51 є більшим за їх набухання при аналогічних умовах у мастилі АМГ-10 у 1,8–2,9 раза;

– об’ємне набухання гуми марки ІРП-1287 є практично однаковим в робочій рідині FH-51 і в мастилі АМГ-10 і становить не більше 1,5 %;

– об’ємне набухання гум марок В-14, В-14-1 і 51-1668 у рідині FH-51 не відповідає вимогам ТУ 005 1166-87;

– об’ємне набухання гум В-14-1 і 51-1668 у рідині FH-51 є більшим за величину, передбачену в ДСТУ 23822–79 для посадкових місць під ущільнювальні кільця.

Як ущільнювальні гуми в роботі з рідиною FH-51 при температурі до 100 ^{o}C з перегріванням до 120 ^{o}C (20 % часу) можуть бути використані гуми на основі бутадієн-нітрильних каучуків (СКН) марок В-14-1, ІРП-1078А, ІРП-1353.

Під час роботи з рідиною FH-51 при температурі до 150 ^{0}C можуть бути використані гуми на основі фторорганічних каучуків типу ІРП-1287, ІРП-1316 і гума ІРП-1353 на основі СКН.

З рідиною FH-51 можуть бути використані й інші гуми, рекомендовані для застосування в контакті з мастилом АМГ-10, у визначених температурних діапазонах.

Рукава, рекомендовані для роботи з мастилом АМГ-10, можуть застосовуватися з рідиною FH-51 при тих же температурах і тисках.

У конструкції гідроагрегатів і гідросистем при застосуванні робочої рідини FH-51 можуть використовуватися неметалеві матеріали (електроізоляція, пластмаси, мастила та ін.), які є стійкими до дії мастила АМГ-10, рекомендовані до застосування в контакті з нею.

Рідина FH-51 у процесі постачання зберігається на закритих складах ГММ у герметично закритій опломбованій тарі постачальника. Зберігання рідини на відкритих складах заборонено.

Під час роботи з рідиною FH-51 необхідно керуватися тими самими рекомендаціями, що й під час роботи з мастилом АМГ-10, які викладено в ГОСТ 6794–75 на мастило АМГ-10 і у виробничій інструкції ВІАМ ПІ 1.2.263–84 «Застосування робочих рідин АМГ-10 і АМГ-10Б».

8.3. Основні вогнестійкі робочі рідини

Підбираючи основи для вогнестійкої робочої рідини з діапазоном робочих температур –54…+135 °С, слід виходити з таких вимог до рідини:

– взаємозамінність із рідиною на мінеральній основі MIL-H-5606;

– сумісність із наявними гідросистемами літаків;

– порівнянність із рідиною MIL-H-5606 за вартістю й доступністю (готовністю) для виробництва;

– нетоксичність.

Рідини на основі ефірів фосфорної кислоти як можливі замінники не розглядаються, тому що вони несумісні з MIL-H-5606 і з матеріалами ущільнень, що працюють у контакті з цією рідиною.

Крім основного мастила для розроблення остаточного складу необхідно підібрати й присадки. Як протизношувальну домішку використовують трикрезилфосфат (1…3 %), як антиокисної присадки – дворазово заміщений фенол у кількості 0,…1,0 %.

8.3.1. Робоча рідина Гідронікойл FH-2 (MIL-H-83282)

Основні характеристики вогнестійкої робочої рідини MIL-H-83282 (Гідронікойл FH-2) наведено в табл. 8.8.

Таблиця 8.8

Характеристики рідини FH-2

Основні характеристики	Показники
Кінематична в'язкість: при -54 °С при +100 °С	 20000 5,1
Кислотність, мг КІН на 1 г мастила	0,06
Зносостійкість під час випробувань на чотирикульковій машині, мм	0,98
Температура спалахування, °С	225

Застосування рідини FH-2 у військово-повітряних силах США дало змогу скоротити втрати (не пов'язані з військовими діями) від займань із 20 млн дол. до менше 1 млн дол. на рік. На жаль, рідина FH-2 зберігає свої властивості до температури –54 °С. Тому при екс-

плуатації багатьох літальних апаратів використовується рідина MIL-H-5606.

8.3.2. Робоча рідина Гідронікойл FH-42 (MIL-H-87257)

Вогнестійку гідравлічну рідину Гідронікойл FH-42 (MIL-H-87257) розроблено наприкінці 80-х рр. XX ст. Незважаючи на те, що на початку 70-х років уже застосовувалася в експлуатації вогнестійка рідина Гідронікойл FH-2 (MIL-H-83282), на багатьох літаках продовжували використовувати горючу рідину MIL-H-5606, тому що в гідросистемах літаків при зовнішній температурі –54 °С потрібно забезпечити в'язкість рідини не більше 2500 сСт. Рідина ж FH-2 має при цих температурах в'язкість 20000 сСт, а тому при низьких температурах літаки не могли працювати з використанням рідини FH-2. Рідина Гідронікойл FH-42 розроблялася як вогнестійка рідина з високими властивостями при низьких температурах і поєднанням кращих властивостей рідин MIL-H-5606 і FH-2.

Вимоги до рідини FH-42, що застосовується у воєнній техніці США замість MIL-H-5606:

1. Діапазон робочих температур – -54…+135 °С.
2. Кінематична в'язкість:
   при -54 °С – 2500 сСт (макс);
   при +99 °С – 3,5 сСт (хв).
3. Температура спалаху у відкритому тиглі – +170°С.
4. Мастильні властивості – не гірші від MIL-H-5606.
5. Випаровуваність – нижча, ніж MIL-H-5606.

Під час розроблення рідини FH-42 були випробувані різні варіанти основ і присадок, щоб досягти відповідності вимогам. Їх найкраще поєднання наведено в табл. 8.9.

Таблиця 8.9

Фракційний склад рідини FH-42

Фракція	Уміст води, за масою, %
Гексанова (ізопарафінові вуглеводні)	59,3
Бензольна	34,2
Ацетонова	3,9
Етанольна	–
Етилацетатна	0,4
Втрати	2,2

Результати спектрального аналізу свідчать про те, що гексанова фракція, частка якої становить 59,3 %, являє собою ізопарафіновий концентрат з максимальною молекулярною масою 478 (C_{34}). Із порівняння складу робочих рідин FH-42 і АМГ-10 видно, що ці рідини мають різну хімічну природу.

Як випливає з даних, наведених у табл. 8.10, на рис. 8.1 і 8.2, рідина FH-42 є кращою, ніж MIL-H-5606, завдяки чудовій характеристиці в'язкості порівняно з мінеральним мастилом. І статичні, і динамічні випробування еластовимірних ущільнень підтвердили придатність FH-42 як замінника рідин MIL-H-5606 і FH-2.

Таблиця 8.10

Основні технічні характеристики й параметри вогнестійкої робочої рідини Гідронікойл FH-42 (MIL-H-87257)

Характеристики	Показники за результатами випробування дослідної партії	Граничні значення за MIL-H-87257
Зовнішній вигляд	Однорідна прозора, червоного кольору	
Питома вага	0,8355	0,8355
Кінематична в'язкість, сСт:		
при +100°С	2,33	2,0 хв
при 40 °С	7,81	6,7 хв
при -40 °С	530	550 макс
при -54 °С	2400	2500 макс
після витримки:		
протягом 3 год	2380	2500 макс
протягом 72 год	2350	2500 макс
Температура застигання, °С	-66	-66
Випар за 6 год 30 хв при t = 150 °С, %/об'єм	15,6	20 макс
Температура спалахування:		
у відкритому тиглі, °С	176	160 хв
у закритому тиглі, °С	204	170 хв
Кислотне число, мг КІН на 1 г мастила	0,01	0,2 макс
Уміст води, %	85	100 макс
Уміст хлору, %	28	50 макс

Закінчення табл. 8.10

Характеристики	Показники за результатами випробування дослідної партії	Граничні значення за MIL-H-87257
Зносостійкість під час випробувань на чотирикульковій машині, мм за 1 год при навантаженні:		
1 кг	0,18	0,21 макс
10 кг	0,27	0,30 макс
40 кг	0,54	0,65 макс
Зміна в'язкості при t = 40 °С, %	1,2	10,0 макс
Уміст твердих частин, кількість/100 мл:		
5…15 мкм	920	10000 макс
16…25 мкм	149	1000 макс
26…50 мкм	24	150 макс
51…100 мкм	7	20 макс
більше 100 мкм	0	5 макс

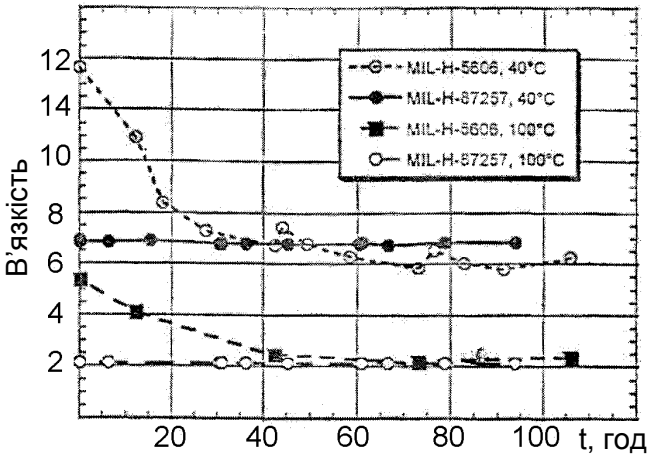


Рис. 8.1. Змінення в'язкості рідин MIL-H-5606 і MIL-H-87257 (FH–42) під час випробувань

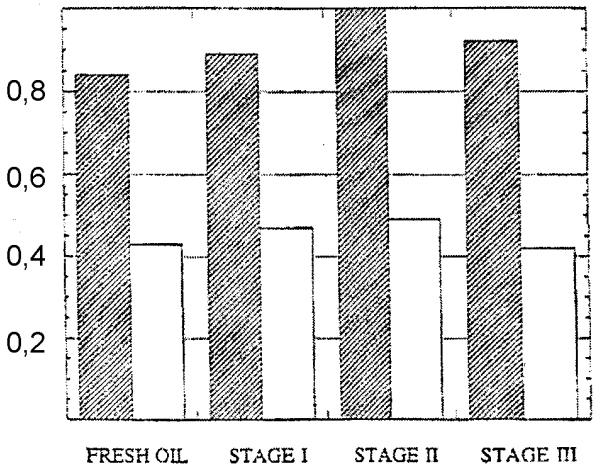
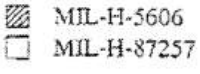


Рис. 8.2. Порівняльне оцінювання впливу гідрорідин на зношення тертьових елементів у рухомих зонах:



Уперше рідину FH-42 було використано в гідроагрегатах літака B11, який має найбільш досконалу гідросистему серед усіх інших літальних апаратів ВПС США.

8.4. Робочі рідини на основі ефірів фосфорної кислоти

У перші роки після Другої світової війни кількість пожеж на літаках збільшилася через займання робочої рідини в гідравлічних системах, яку виготовляли на основі продуктів переробки нафти.

Цю рідину замінили на рідини на основі ефірів фосфорної кислоти, які в початковому стані є прозорими пурпурними, але під час роботи їх колір може змінюватися. Колір не є індикатором якості рідини під час експлуатації. 1948 р. компанії «Дуглас» і «Солютія» спільно розробили негорючу рідину для пасажирських літаків на основі ефірів фосфорної кислоти Skydrol 7000 [101].

8.4.1. Робочі рідини Skydrol LD-4 і Skydrol 500B-4

Авіаційною промисловістю створюються літаки, що експлуатуються в усе більш екстремальних умовах і до яких ставлять усе більш високі вимоги. Для гідравлічних систем було створено робочу рідину Skydrol 500A. З 1978 р. стали використовувати рідини Skydrol LD-4 і Skydrol 500B-4 (табл. 8.11).

Таблиця 8.11

Характеристики деяких рідин Skydrol LD-4 і Skydrol 500B-4

Характеристики	Skydrol 500B-4	Skydrol LD-4
Зовнішній вигляд	Прозора фіолетова (пурпурна)	Прозора фіолетова (пурпурна)
Кислотне число	0,10 макс	0,10 макс
Уміст води, %	0,10…0,30	0,10...0,30
Питома маса при температурі 29 °С	1,003…1,015	1,050...1,062
Кінематична в'язкість при температурі: 99 °С 38 °С -54 °С	 3,66...4,00 10,6...11,6 2000 макс	 3,66...4,00 11,3...12,4 4200 макс
Температура спалахування, °С	160	160
Температура займання, °С	177	191
Температура замерзання, °С	–62	–62

Розвиток авіаційної техніки зумовив подальше вдосконалення формули Skydrol. Спрощено вдосконалені рідини відомі як рідини I–V типів (табл. 8.12).

Таблиця 8.12

Виробництво й експлуатація рідин типу Skydrol

Тип рідини	Рідина	Вимоги до рідини	Початок експлуатації, рік	Припинення виробництва, рік
V	Skydrol 7000	Негорючість	1948	1972
I	Skydrol 500A	Стабільність в'язкості при низьких температурах	1957	1969
II	Skydrol 500B	Протиерозійна здатність	1968	1981
III	Skydrol LD	Термічна стабільність	1970	1981
IV	Skydrol LD-4 і 500B-4	Протиерозійна здатність і термічна стабільність	1977	Виробляється
IV / V	Skydrol 5	Стабільність при високих температурах, довговічність, низька густина	1996	Виробляється

Усі виробники літаків, що застосовують рідини Skydrol, загальні і власні вимоги до рідин звели до специфікацій. Відповідно до цих специфікацій рідини IV типу − це пожежобезпечні рідини з діапазоном застосування від –54 до +107 °С, а рідини V типу – пожежобезпечні з підвищеною термічною стабільністю й діапазоном застосування –54...+135 °С.

Згідно з цими специфікаціями рідини поділяються на два класи: 1-й клас – рідина низької густини з питомою масою 0,970...1,020; 2-й клас – рідини високої густини з питомою масою 1,040...1,066.

Як випливає з табл. 8.11, рідина Skydrol 500B-4 належить до 2-го класу. Вона є більш важкою, але менш токсичною. Тому Skydrol 500B-4 сьогодні частіше застосовують у виробництві гідроагрегатів і для наземних стендів. Листок безпеки на Skydrol 500B-4, на відміну від Skydrol LD-4, не містить позначки R 38, тобто ця рідина не містить подразника шкіри й очей. Аерозоль Skydrol 500B-4, що утворюється у випадку витікання рідини під тиском, також є безпечною для органів дихання. Досвід показав, що, потрапляючи на гарячу поверхню, рідина Skydrol 500B-4 випаровується, але ці пари не подразнюють слизових оболонок очей, носа й рота. Пов'язано це з тим, що в складі Skydrol 500B-4 уміст трибутилфосфату набагато нижчий (менше 20 %), ніж у Skydrol LD-4 і НГЖ-5У. У літаках частіше застосовують рідини Skydrol LD-4 і НГЖ-5У, тому що вони мають меншу густину, а отже, і масу. Якщо на літаку з ручним керуванням локальні гідросистеми містять мало рідини, а втрати за масою є незначними, то слід застосовувати рідину Skydrol 500B-4.

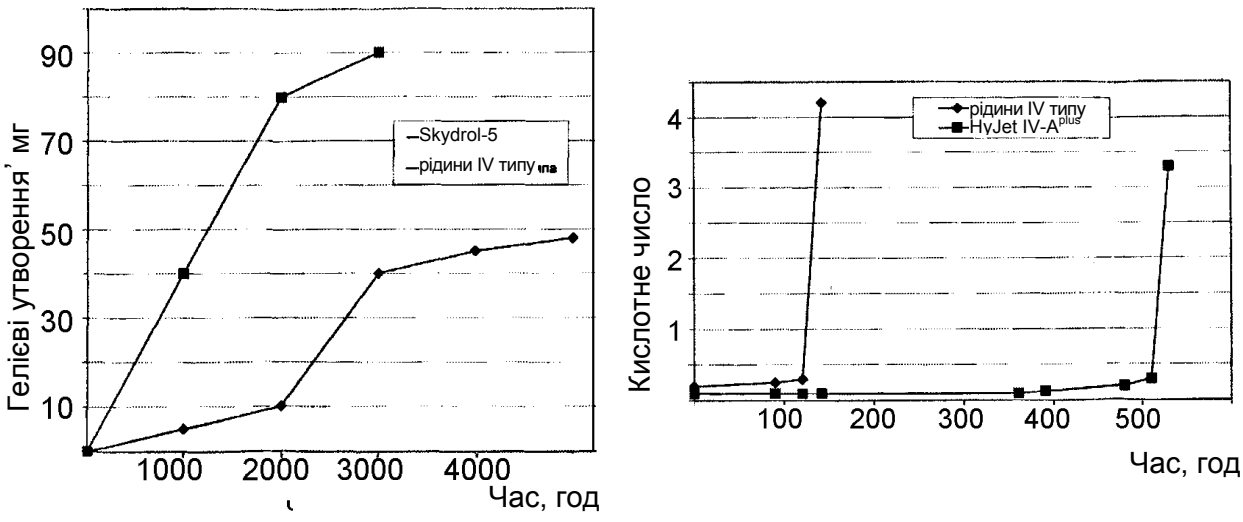
Робочі рідини IV типу мають високі мастильні властивості, що підтверджено результатами стендових випробувань і мільйонами льотних годин експлуатації на багатьох типах літаків.

8.4.2. Робочі рідини Skudrol-5 і HyJet IV-A^{plus}

У зв'язку з удосконаленням літаків і технологій їх експлуатації ставляться нові вимоги до робочих рідин. Основними вимоги є збільшення часу роботи рідини до її заміни й підвищення її стабільності. Так, на ринку з'явилися робочі рідини V типу Skydrol-5 і Hy Jet IV-A^{plus}.

Робоча рідина Skydrol-5 має іншу основу – триізобутилфосфат. Триізобутилфосфат має більший ступінь опірності гідролізу, ніж трибутилфосфат. Skydrol-5 містить більш сильні антиоксиданти, які забезпечують більшу стійкість до окиснення рідин V типу, і тому робоча рідина Skydrol-5 може працювати протягом більшого часу при високих температурах. Тривалість життєвого циклу (роботоздатність) рідини Skydrol-5 при температурі 100 °С є більш ніж удвічі вищою, ніж рідин IV типу.

На рис. 8.3 подано тривалість життєвого циклу робочої рідини Skydrol-5 порівняно з рідинами IV типу при температурі 100 °С і вологості 0,5 %. Ця тривалість життєвого циклу ґрунтується на результатах експериментів в опломбованих посудинах.



а *б*

Рис. 8.3. Тривалість життєвого циклу рідини Skudrol-5:
а – за гелієвими утвореннями; *б* – за кислотним числом

Зараз фірмою «Ексон Мобіл Авіейшн Лабрікантс» розробляється наступна модифікація рідини HyJet V. Робочі рідини V типу мають також більш високі антикорозійні властивості порівняно з рідинами IV типу. Вода в нормальних концентраціях аж до 1 % розчиняється в рідині й не спричиняє іржавіння. Однак за відсутності ефективних інгібіторів корозії в рідині пошкодження можуть бути значними, якщо концентрація води перевищує 3 %. Робоча рідина HyJet IV-A^{plus} повністю захищає від корозії при змішуванні рідини з 5 або 10 % води. Рідини IV типу спричиняють сильне іржавіння навіть при вмісті 5 % води. При 10%-вому вмісті води пошкодження внаслідок корозії стають досить значними.

У місцях, де рідина тече дуже швидко, а це зазвичай сопла-заслінки, профільовані отвори в амортизаторах шасі, спостерігається електрохімічна ерозія. Робоча рідина HyJet IV-A^{plus} має високі антиерозійні властивості.

8.4.3. Робоча рідина НГЖ-5В

У СРСР розроблено негорючу рідину НГЖ-4. Подальша її модифікація має назву НГЖ-5В [75]. У цивільній авіації Росії з 1990 р. негорючу рідину НГЖ-5У застосовують замість рідини НГЖ-4, починаючи з літака Ил-86. Відповідно до ТУ 38.401-58-57-93 робоча рідина НГЖ-5У являє собою суміш ефірів фосфорної кислоти із присадками, що підвищують в'язкість та антигідролізні, антиокисні й антиерозійні властивості. Рідина призначена для робочих пристроїв, що працюють в інтервалі температур −60...+150 ^{0}C. Основні характеристики рідини НГЖ-5У наведено в табл. 8.13.

За ступенем впливу на організм людини всі рідини на основі ефірів фосфорної кислоти, як вітчизняні, так і зарубіжні, відповідно до класифікації шкідливих речовин за ДСТ 12.1.007 належать до 2-го класу небезпеки. Ці рідини легко потрапляють в організм людини через неушкоджену шкіру й мають загальнотоксичні властивості.

У виробничих та експлуатаційних умовах під час роботи з цими рідинами слід дотримуватися запобіжних заходів, що унеможливлюють потрапляння рідин в організм, на шкіру, а також на слизові оболонки, які вони сильно подразнюють. Саме через ці властивості ці рідини не застосовуються у військовій авіації, де можливими є бойові пошкодження гідросистем. Таким чином, робоча рідина зарубіжного виробництва навіть IV типу менш схильна до деградації при високих температурах, ніж рідина НГЖ-5У. У технологічному обладнанні заміну рідини НГЖУ-5У на Skydrol LD-4 можна здійснювати за тією самою технологією, що й заміну відпрацьованої НГЖЧ-54 на нову.

Таблиця 8.13

Властивості рідини НГЖ-5В

Показник	Нормативне значення
Зовнішній вигляд	Прозора рідина від фіолетового до синього кольору
Густина при 20 °С, кг/м^3, не більше	1020
В'язкість кінематична, мм^2/с (сСт): при +50 °С, не менше при –60 °С, не більше	 8,5 4200
Температура застигання, °С, не вище	–65
Кислотне число, мг КІН на 1 г рідини, не більше	0,08
Температура застигання, °С, не вище	–65
Уміст водорозчинних кислот і лугів	Немає
Уміст води, %, не більше	0,1
Уміст механічних домішок	Немає
Температура спалахування, що визначається у відкритому тиглі, °С, не нижче	155
Чистота рідини	Не грубіше 10 класу
Питома електрична провідність, мк·см/м, не менше	40

8.5. Робочі рідини для амортизаторів шасі

Для амортизаторів шасі розроблено спеціальні рідини, які мають кілька антикорозійних інгібіторів і присадок, що сприяють підвищенню довговічності мастильних властивостей і стабільності характеристик.

Для заправки амортизаторів усіх літаків Boeing використовують рідини, що відповідають стандартам BMS 3-32 тип I для першої заправки і BMS 3-32 тип II для наступних дозувань у процесі експлуатації. Різні фірми-виробники випускають рідини, що відповідають цьому стандарту. Французька фірма Nyco, наприклад, випускає для амортизаторів шасі рідини FH-6AW (BNS 3-32 A тип I) і FY-5AW (BMS 3-32 A тип II) (табл. 8.14).

Таблиця 8.14

Порівняння показників рідин, що застосовуються в амортизаторах шасі

Показники	АМГ-10 (за ГОСТ 6794–75)	FH-5FW
Зовнішній вид	Прозора однорідна рідина червоного кольору	Прозора рідина
Температура початку кипіння, °С, не нижче	200	208
Кінематична в'язкість, сСт: при 50 °С, не менше при 40 °С, не менше	 10 –	 11,51 –
Кислотне число, мг КІН на 1 г мастила, не більше	0,03	0,035
Випробування на корозію	Витримано	Витримано
Температура спалахування, що визначається у відкритому тиглі, °С, не нижче	97	98
Густина при температурі 20 °С, г/см^3, не більше	0,850	0,870

Фірма Shell випускає за цим стандартом рідини AERO-SHELL SSF і LGF. За умов відсутності цих рідин дозволяється тимчасово використовувати в амортизаторах рідини за стандартом MIL-6083 або MIL-5606.

Запитання для самоперевірки

1. Перелічіть вимоги до робочих рідин, що застосовуються в гідроагрегатах шасі.

2. Назвіть недоліки спиртогліцеринових і спиртоводогліцеринових сумішей, які раніше використовувалися в гідроагрегатах шасі літака.

3. Яким обов'язковим випробуванням піддають рідини перед прийняттям рішення про їх застосування і які параметри й характеристики рідин при цьому перевіряють?

4. До яких наслідків призводить наявність у робочій рідині нерозчиненої води й водорозчинних кислот і лугів?

5. У чому полягають переваги й особливості використання рідини АМГ-10 в гідроагрегатах шасі?

6. Завдяки яким характеристикам рідин Гідронікойл FH-15 і Гідронікойл FH-51 стало можливим їх використання замість мастила АМГ-10 і разом з ним?

7. Які робочі рідини використовують в амортизаторах шасі?

8. Назвіть основні тенденції вдосконалення характеристик робочих рідин IV і V типів.

Розділ 9. СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ ПЕРЕДНЬОЮ ОПОРОЮ ШАСІ В НАЗЕМНИХ РЕЖИМАХ ПЕРЕМІЩЕННЯ ЛІТАКА

Існує кілька способів керування рухом літака по землі:

– за допомогою руля напрямку;

– за допомогою носового стояка;

– шляхом однобічного гальмування коліс одного з основних стояків шасі;

– шляхом диференціального керування тягою двигунів, якщо їх рознесено відносно осі симетрії літака.

Останній спосіб застосовується рідко, оскільки змінення тяги після подачі сигналу відбувається повільно. Роздільне гальмування коліс основних стояків не рекомендується на зльоті, тому що збільшується довжина розбігу.

Керування з допомогою руля напрямку й носового стояка пов'язане зі швидкістю руху літака: при малих швидкостях ефективніше використовувати носове колесо; при збільшенні швидкості й до моменту відриву літака від землі ефективніше використовувати руль напрямку.

Однак на значній частині переміщення літака по землі основним засобом керування рухом літака є носова опора.

Випадок, коли відмовляє керування носовим колесом, є найнебезпечнішим при досить великих швидкостях на зльоті (понад 200 км/год), тому що в цьому випадку не можна скористатися роздільним гальмуванням коліс основних стояків і залишається тільки застосовувати руль напрямку, ефективність застосування якого до моменту, близького до відриву коліс, може бути недостатньою, що призводить до аварійної ситуації. Тому особливо увагу приділяють питанню надійності системи керування носовою опорою.

Зараз існує три системи керування поворотом коліс: гідромеханічна, електромеханічна, електрогідравлічна [13, 78]. Ці системи застосовуються в легких, середніх і деяких важких літаках, у яких завдяки невеликій відстані між органами керування й виконавчими механізмами забезпечено нескладний і жорсткий механічний зв'язок.

Донедавна для керування носовим стояком широко застосовувалися системи з механічним зворотним зв'язком. Так керують носовими стояками вітчизняних літаків Ту-134, Ту-154, Ил-62, Ан-10, Ан-24, більшості літаків оборонного призначення й багатьох зарубіжних машин: Boeing-727, F-104, ДС-10 тощо.

9.1. Дистанційні системи керування поворотом коліс

Перехід від механічного керування до дистанційного [101] зумовлено такими факторами:

1. Зі збільшенням розмірів літака ускладнюється кінематика проводки керування. Це призводить до збільшення кількості ланок передачі загалом.

2. Застосування механічних передач великої довжини призводить до збільшення маси конструкції.

3. У зв'язку з ускладненням завдань, які мають виконувати системи керування (керування поворотом не тільки носових, але й основних коліс), виконання їх за допомогою механічних систем стає дуже складним, а іноді й практично неможливим.

Системи дистанційного керування мають такі переваги:

– реалізація складних завдань керування літаком на землі;

– забезпечення точності передавання керувального сигналу;

– простота конструкції;

– спрощена технологія в експлуатації;

– менша маса порівняно з механічною передачею;

– широкі можливості резервування.

Для важких літаків ці переваги дистанційного керування виявляються найбільше чітко.

Наявні системи дистанційного керування поворотом переднього стояка шасі мають таку структуру [101]:

1. Командний датчик (потенціометр, сельсин-датчик), кінематично зв'язаний з педалями (штурвалом), видає електричний сигнал, пропорційний їх переміщенню, в електричний блок керування.

2. Слідкувальний датчик (потенціометр, сельсин-приймач), кінематично зв'язаний зі стояком, здійснює зворотний зв'язок у системі, видаючи в блок керування електричний сигнал, пропорційний положенню стояка.

3. Електричний блок керування, порівнюючи сигнали командного й слідкувального датчиків, виробляє сигнал узгодженості, підсилює й перетворює його, а потім подає до електричного підсилювача агрегата керування.

4. Агрегат керування перетворює електричний сигнал у витрату робочої рідини.

5. Силовий виконавчий механізм (гідроциліндр) перетворює енергію робочої рідини на обертальний момент і здійснює розвертання стояка.

При дистанційному керуванні поворотом передніх коліс існують два режими роботи: режим керування, коли поворот стояка здійснюється за допомогою системи; режим вільного орієнтування, що є резервним і застосовується у випадку відмови в системі керування переднім стояком.

Таким чином, застосування системи дистанційного керування поворотом коліс дає можливість вирішити питання керованості й маневреності будь-яких типів літаків, коли вони рухаються по землі.

Кути повороту керованих коліс передніх опор сучасних літаків становлять $\pm 60^{\circ}...\pm 85^{\circ}$ (табл. 9.1).

Таблиця 9.1

Діапазон кутів відхилення передніх опор шасі

Літаки	Граничні кути відхилення передніх коліс $\delta_{нос}$, град
ДС-9	±82
Fantom	±70
Conkord	±60
Ту-134	±60

Однак у багатьох випадках потребуються більші кути відхилення керованих коліс, що разом з необхідністю забезпечення високої надійності рульових механізмів є важливим технічним завданням.

Існує безліч схем рульових механізмів, що забезпечують великі кути повороту коліс. Одним з таких механізмів є квадрант, що реалізує поворот коліс на $\pm 150^{\circ}$, забезпечуючи максимальну маневреність літака.

9.2. Визначення потрібного моменту бустера для керування носовим стояком шасі

Визначаючи потрібний момент бустера, роблять такі припущення:

– опори літака (колеса або лижі) не мають бічного ковзання;

– коефіцієнти опору руху – величини постійні;

– сумарна тяга двигунів, що дорівнює сумі опорів руху всіх опор маси, напрямлена горизонтально й проходить через ц.м. літака;

– вплив аеродинамічних сил при повертанні літака на землі настільки незначний, що цими силами можна знехтувати (рис. 9.1).

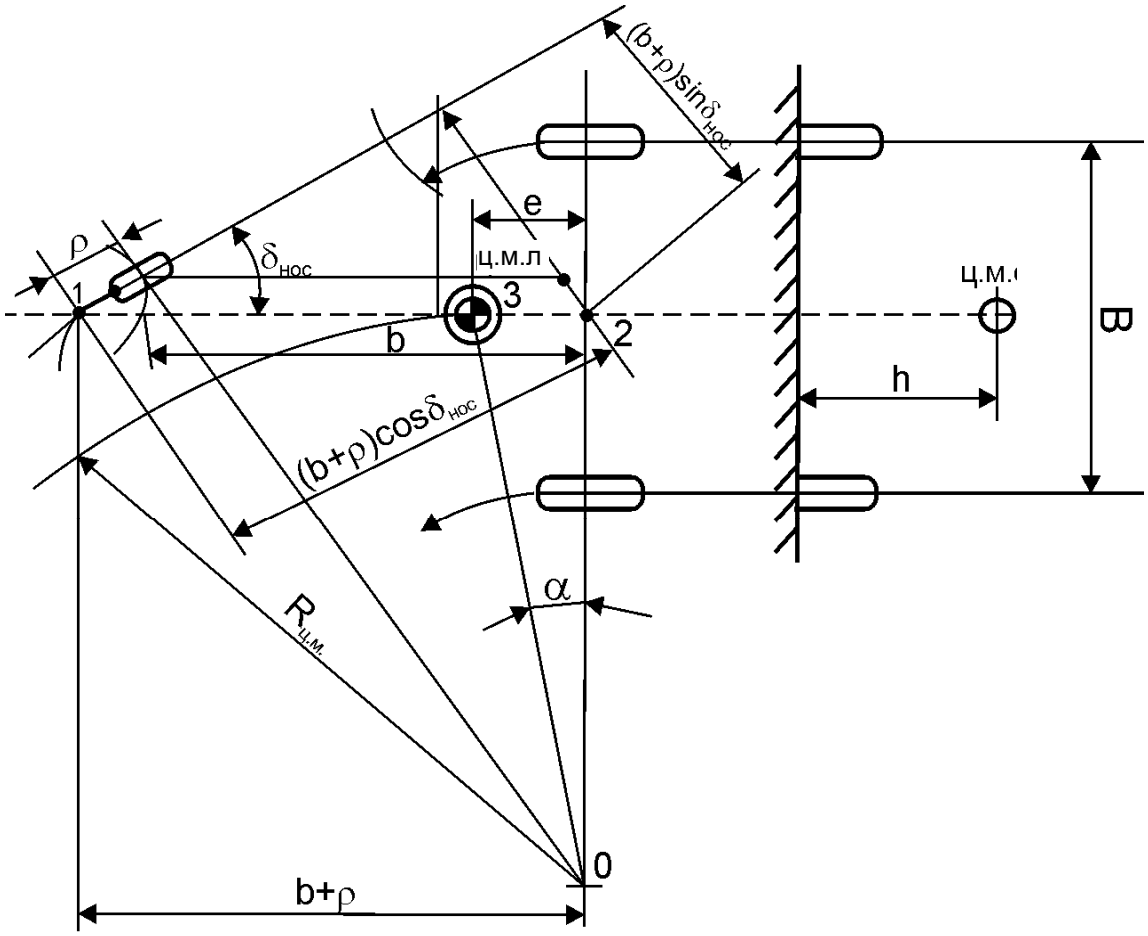


Рис. 9.1. Схема переміщень передньої й основної опор шасі під час керованого ($\delta_{нос}$) розвертання літака: b – база шасі літака; e – відстань від основних опор до ц.м.; h – висота ц.м. над землею; ρ – винос передньої опори відносно осі повороту; $\delta_{нос}$ – кут повороту передньої опори шасі; $f_{нос}$ і $f_{осн}$ – коефіцієнти опору руху передньої й основної опор

Для забезпечення переміщень, зображених на рис. 9.1, необхідно, щоб розташовуваний момент бустера $\mathbf{M_р}$ був більшим за потрібний $\mathbf{M_п}$ (рис. 9.2):

$$\mathbf{M_р \geq M_п \eta = F_{нос} \rho \eta,} \qquad (9.1)$$

де η = 1,2 – запас на тертя у вузлах і компенсацію неврахованих моментів зчеплення передньої й основної опор шасі;

$$\mathbf{F_{нос} = \Delta F_{нос1} + \Delta F_{нос2} + \Delta F_{нос3}.} \qquad (9.2)$$

Тут позначено:

– $\Delta\mathbf{F_{нос1}}$ – частина горизонтальної реакції землі на передню опору, що зрівноважує дію однієї зі складових $\mathbf{\Phi_{нос}}$ відцентрової сили інерції $\mathbf{\Phi_N}$:

$$\Delta F_{нос1} = -\Phi_{нос} = \frac{\Phi_N \sin\alpha}{\sin\delta_{нос}};$$

– $\Delta F_{нос2}$ – частина горизонтальної реакції землі, що зрівноважує дію моменту M_y', який виникає внаслідок перерозподілення вертикальних навантажень **P** на основних опорах під впливом моменту M_x' від відцентрової сили інерції Φ_N;

– $\Delta F_{нос3}$ – частина горизонтальної реакції землі, що зрівноважує дію моменту від сили опору руху передньої опори $T_{нос}$.

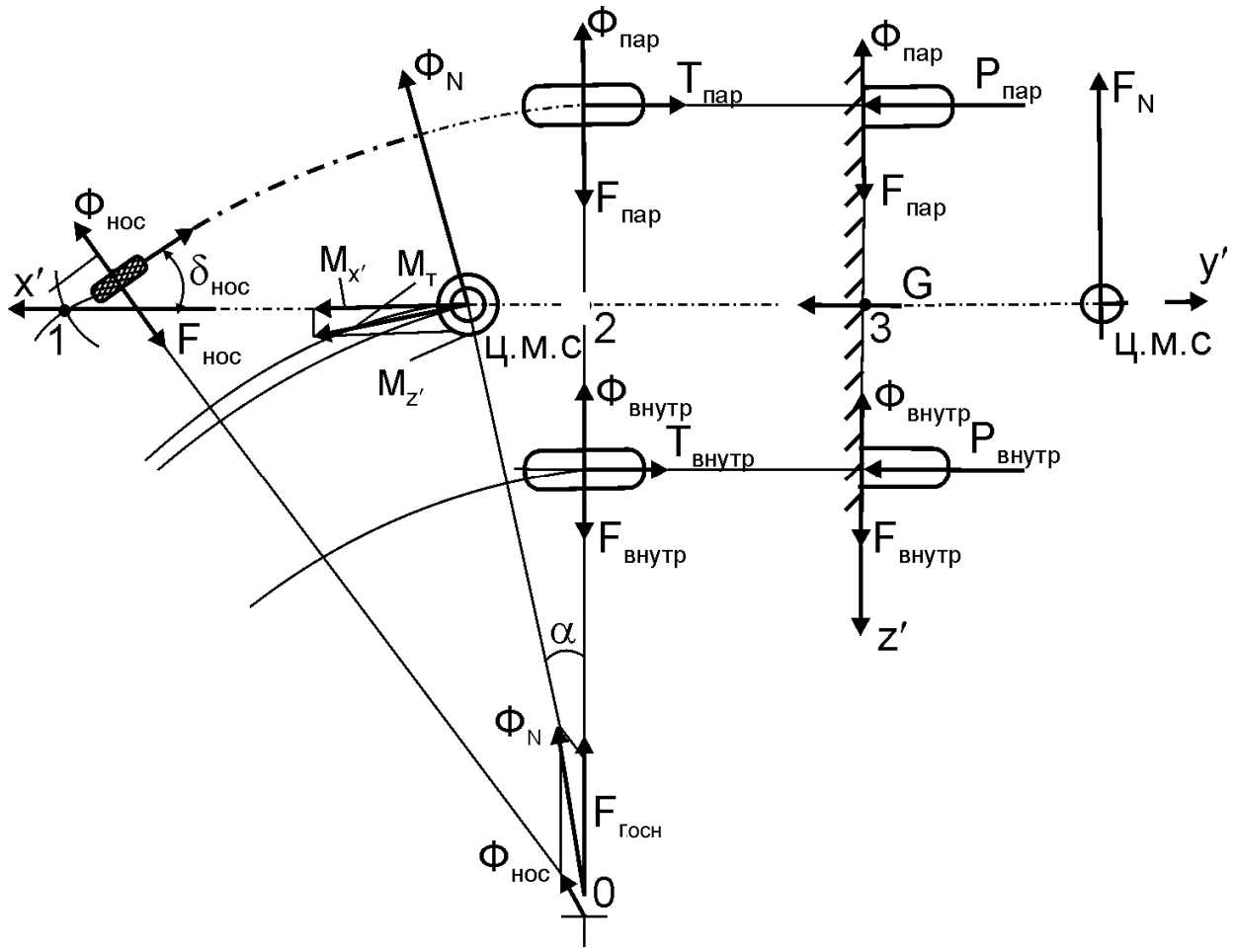


Рис. 9.2. Схема сил і моментів, що діють в опорах шасі під час керованого повороту

Оскільки

$$\Phi_N = \frac{mV^2}{R_{ц.м.}},$$

де $\mathbf{R_{ц.м.}}$ – радіус кривизни траєкторії руху ц.м., то

$$\Delta \mathbf{F_{нос1}} = \frac{\mathbf{mV^2 \sin\alpha}}{\mathbf{R_{ц.м.} \sin\delta_{нос}}}. \qquad (9.3)$$

Величину $\Delta \mathbf{F_{нос2}}$ знаходять з умови рівності нулю суми моментів $\mathbf{M_y'}$ і моменту від сили $\Delta \mathbf{F_{пос2}}$ відносно точки 2:

$$\Delta \mathbf{F_{нос\,2}} = \frac{\mathbf{M_y^{/}}}{\mathbf{(b+\rho)\cos\delta_{нос} - \rho}};$$

$$\mathbf{M_y^{/} = M_x^{/} f_{осн}},$$

$$\mathbf{M_x^{/} = M_T \cos\alpha},$$

де $\mathbf{M_т = \Phi_N h}$.

Отже,

$$\Delta \mathbf{F_{нос\,2}} = \frac{\mathbf{mV^2 h \cos\alpha f_{ос}}}{\mathbf{R_{ц.м.}\left[(b+\rho)\cos\delta_{нос} - \rho\right]}}. \qquad (9.4)$$

Величину $\Delta \mathbf{F_{нос3}}$ визначають з умови рівності нулю суми моментів сил $\mathbf{T_{нос}}$ і $\Delta \mathbf{F_{нос3}}$ відносно точки 2:

$$\Delta \mathbf{F_{нос\,3}} = \frac{\mathbf{T_{нос}(b+\rho)\sin\delta_{нос}}}{\mathbf{(b+\rho)\cos\delta_{нос} - \rho}};$$

$$\mathbf{T_{нос} = P_{нос} f_{нос}};$$

$$\mathbf{P_{нос}} = \frac{\mathbf{mg}}{\mathbf{b}}\mathbf{(e + hf_{ос})} + \frac{\mathbf{M_z^{'}}}{\mathbf{b}},$$

де $\mathbf{M_z^{'} = M_т \sin\alpha}$.

Отже,

$$\Delta \mathbf{F_{нос\,3}} = \frac{\mathbf{mgf_{нос}(b+\rho)\sin\delta_{нос}}}{\mathbf{b\left[(b+\rho)\cos\delta_{нос} - \rho\right]}}\left(\mathbf{e + hf_{осн}} + \frac{\mathbf{hV^2 \sin\alpha}}{\mathbf{gR_{ц.м.}}}\right). \qquad (9.5)$$

Виразивши α і $\mathbf{R_{ц.м.}}$ через відомі величини, їх підставляють у розрахункові формули:

$$\alpha = \mathbf{arc\,tg}\frac{\mathbf{e\sin\delta_{нос}}}{\mathbf{(b+\rho)\cos\delta_{нос} - \rho}}, \qquad (9.6)$$

$$\mathbf{R_{ц.м.}} = \frac{\mathbf{(b+\rho)\cos\delta_{нос} - \rho}}{\mathbf{\sin\delta_{нос}\cos\alpha}}. \qquad (9.7)$$

Вирази (9.2)–(9.7) дають можливість розрахувати момент, який має забезпечити керування передньою опорою.

9.3. Реалізація системи дистанційного керування поворотом передньої опори шасі літака

Систему керування поворотом передньої опори призначено для здійснення повороту літака під час руління й утримання його на ЗПС під час зльоту й посадки. Система забезпечує гашення крутильних коливань стояка й запобігає перевантаженням елементів керування під час бічних ударів. Ця система (рис. 9.3) [28] може працювати в одному із двох режимів – рулювальному або злітно-посадковому – і не потребує перемикань під час переходу від одного режиму керування до іншого. Керування колесами при цьому здійснюється відповідно з допомогою рукоятки або педалей керування рулем напрямку (табл. 9.2).

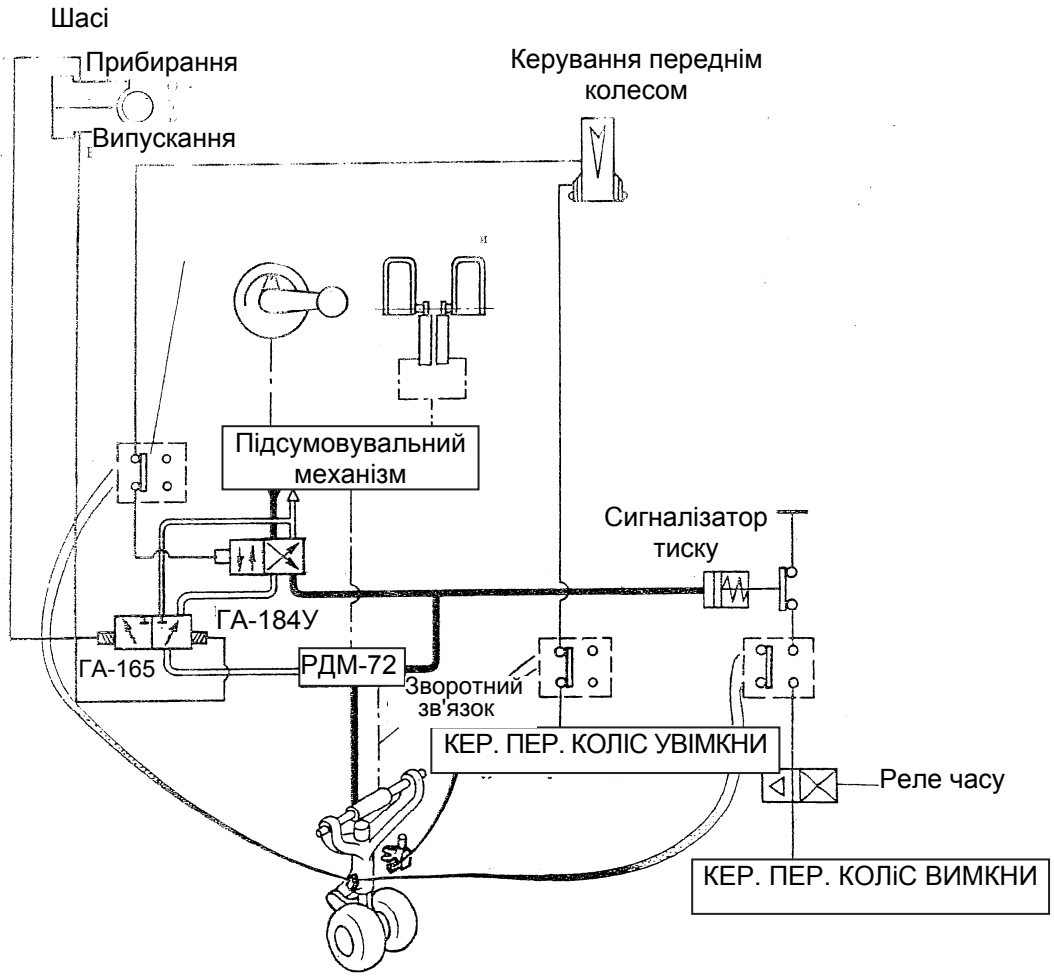


Рис. 9.3. Функціональна схема системи керування поворотом коліс передньої опори шасі літака Ан-74 [28]:
лінія нагнітання; лінія зливання;
електричний зв'язок; механічний зв'язок

При вимкненій системі колеса передньої опори вільно орієнтуються під час руху літака по землі. Демпфірування коливань коліс типу «шимі» у режимі керування здійснюється гідравлічним безвитратним демпфером, у режимі вільного орієнтування – демпфером і дроселем розподільно-демпфірувального механізму РДМ-72. Щоб запобігти втратам рідини в рульовому циліндрі під час його коливань, уведено «підтискання» (подавання робочого тиску в обидві порожнини рульового циліндра).

Систему керування поворотом обладнано механізмом блокування, який вимикає систему під час відриву коліс передньої опори від землі, що запобігає повороту коліс у польоті, а отже, і посадці літака з повернутими колесами. При вимкненій системі керування поворотом коліс центрувальний механізм установлює колеса в нейтральне положення й утримує їх у такому положенні.

Таблиця 9.2

Характеристики гідромеханічної системи

Характеристики	Показники
Кут повороту коліс, град: – при керуванні від рукоятки – при керуванні від педалей	 $\pm(50 \pm 1)$ $\pm(10^{+2}_{-1})$
Тривалість перекладання коліс із одного крайнього положення в інше (без навантаження), с: – при керуванні від рукоятки, не більше – при керуванні від педалей, не більше	 6 2
Зусилля на рукоятці за ободом на плечі завдовжки 70 мм, кгс (Н)	7 (70)
Зона нечутливості при керуванні від рукоятки, мм, не більше	3,5
Обтиснення амортизатора передньої опори, необхідне для спрацювання механізму блокування, мм	30^{+5}_{-12}

Система керування поворотом коліс є роботоздатною при температурі робочої рідини +90...–60 °С, а також при температурі навколишнього середовища –60...+60 °С.

Система керування переднім колесом живиться напругою постійного струму 27 В з шин правого й лівого РК 27 В.

Робота такої системи відбувається таким чином (див. рис. 9.3): під час подавання сигналу на випускання шасі напруга подається на

кран ГА-165, який з'єднує штуцер «ЗЛИВ» РДМ-72 через кран ГА-134У з лінією нагнітання. Під час посадки літака, після обтиснення амортизаційного стояка, кінцевий вимикач механізму блокування системи керування поворотом коліс замикає коло живлення крана, кран відкривається й рідина під тиском надходить до штуцера РДМ-72. При цьому штуцер РДМ-72 з'єднується через крани ГА-165 і ГА-184У з лінією зливання. При переміщенні рукоятки або педалей золотники штуцера РДМ-72 знаходяться в неузгодженому положенні й пропускають рідину до рульового циліндра, унаслідок чого колеса повертаються. Повертання коліс триває доти, доки зворотний зв'язок не поверне золотники в узгоджене положення, при цьому рідина до рульового циліндра не подається, повертання коліс припиняється.

Максимальний кут повороту коліс під час руління літака по ЗПС обмежується ходом гідроциліндра, а під час зльоту й посадки – ходом педалей. Упори на лімбі, що обмежують кут повороту рукоятки, унеможливлюють удари рульового циліндра наприкінці його ходу.

Під час зльоту літака, після відривання від землі коліс передньої опори, кінцевий вимикач розмикає коло живлення електрогідравлічного крана ГА-184У, який перекриває подавання робочої рідини до штуцера РДМ-72, запобігаючи повертанню коліс у польоті. Подавання тиску до штуцера РДМ-72 через кран ГА-165 при цьому відновлюється. Якщо під час відриву коліс передньої опори від землі кінцевий вимикач не розімкнув коло живлення ГА-184У, то робоча рідина продовжує надходити до штуцера РДМ-72 і сигналізатора тиску, замикаючи його контакти. Після відриву від землі коліс стояка передньої опори через 1 с на табло верхнього пульта пілотів (рис. 9.4) висвічується напис ”КЕР. ПЕР. КОЛІС ВИМКНИ”, попереджаючи екіпаж про те, що блокування не спрацювало. Якщо при випущеному шасі перемикач ”КЕРУВ. ПЕР. КОЛЕСОМ” знаходиться у вимкненому положенні, то на табло верхнього пульта висвічується напис ”КЕР. ПЕР. КОЛІС УВІМКНИ”.

Під час подавання сигналу на прибирання шасі напруга подається на кран ГА-165, що з'єднує штуцер РДМ-72 із системою зливання.

Перемикач "КЕР. ПЕР. КОЛЕСОМ" постійно знаходиться в увімкненому положенні. Для вимкнення систем на землі перемикач необхідно встановити в положення "ВИМК".

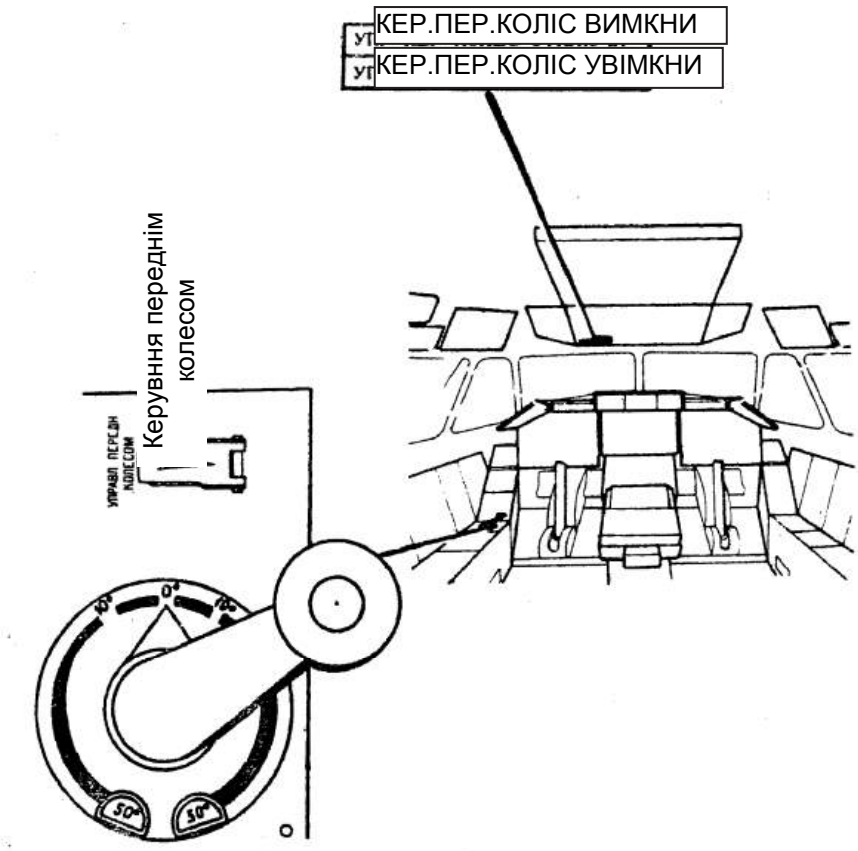


Рис. 9.4. Розміщення органів керування поворотом коліс передньої опори шасі й сигнальних табло в кабіні літака Ан-74

9.4. Методика коригування стійкості літака під час його керованого руху по ЗПС

Як уже зазначалося, однією з основних вимог до систем керування передніми опорами є втримання літака на ЗПС під час зльоту й посадки.

Найчастіше це стосується літаків із малою колією шасі, які під час руління, розбігу й пробігу мають швидкості менше 100 км/год. Ускладнення, що виникають при цьому, полягають у тому, що необхідно постійно коригувати рух літака з допомогою педалей або рукоятки системи керування рульовим пристроєм (СКРП). Частота коригувальних відхилень стояка від нейтрального положення на $\pm(4...5)^{o}$ становить 1...2 Гц. Якісно екіпаж це оцінює як зайву чутливість (або реакцію) стояка передньої опори літака і СКРП до дій льотчика.

Причиною недостатньої стійкості такого виду руху є зазвичай недостатня бічна й крутильна жорсткість стояків і шин передньої й основних опор.

Яким чином забезпечується стійкість поздовжнього руху літака (тобто втримання його на ЗПС), можна продемонструвати на прикладі пасажирського літака зі злітною масою 18 т і розміщенням коліс, як показано на рис. 9.5. На цьому рисунку також зображено схему переміщень і зусиль, що виникають в опорних елементах під час криволінійного руху літака зі швидкістю 70 км/год, з переднім центруванням (близько 11 % маси літака припадає на передню опору) і поверненою на 2° передньою опорою. При цьому в процесі руху від відцентрової сили в опорах створюються бічні реакції $\mathbf{R_{пос}}$ і $\mathbf{R_{ооc}}$ (у розрахунку не враховувалось перерозподілення сил між правою й лівою основними опорами), що призводить до бічних деформацій шин $\Delta\mathbf{z}$ і стояків $\Delta\mathbf{z'}$, кутів деформацій стояків (α для передньої опори стояка (**ПОС**) і β для основної опори стояка (**ООС**)) і виникнення відведення шин (γ**"** для **ПОС** і φ**"** для **ООС**). Від бічної деформації стояків і шин передня й основна опори пружно відхиляються від початкового положення на кути **α'** і **β'** відповідно.

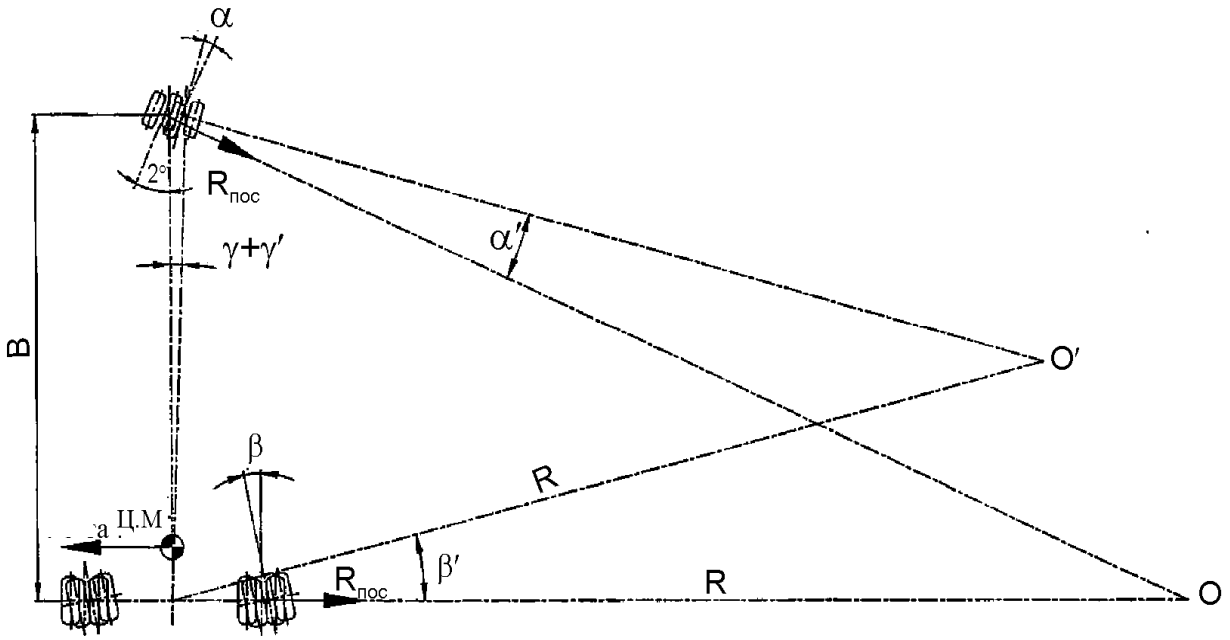


Рис. 9.5. Схема переміщень і сил, що діють в опорних елементах стояків шасі

За критерій керованості беруть відношення кутів **α'/β'**: якщо **α'/β' > 1**, то керованість є недостатньою (літак має надмірну стійкість і «в'яло» реагує на керування); якщо **α'/β' < 1,** то керованість є надмірною (літак є нестійким і різко реагує на керування).

Значення цих кутів можна подати в такому вигляді:

$$\alpha' = \alpha - (\gamma + \gamma') + \gamma''; \tag{9.8}$$

$$\beta' = \beta + \varphi'', \tag{9.9}$$

де $\gamma + \gamma'$ – кут відхилення осі літака через бічні деформації стояків і шин:

$$\gamma = \arcsin((\Delta z_{пос} - \Delta z_{ооc})/B);$$
$$\gamma' = \arcsin((\Delta z'_{пос} - \Delta z'_{ооc})/B). \tag{9.10}$$

Для оцінювання керованості літака можна порівняти радіуси повороту з урахуванням **R'** і без урахування **R** жорсткостей і кутів відведення в однакових умовах. Якщо **R' > R,** то керованість є недостатньою, якщо **R' < R** – надмірною.

Вирази для радіусів повороту коліс мають вигляд

$$R = B/tg(2),$$

$$R' = \frac{B \sin(90 - 2 + \alpha - \gamma - \gamma' + \gamma'')}{\sin(90 + \varphi'' + 2 - \alpha + \gamma + \gamma' - \gamma'')}. \tag{9.11}$$

Із результатів розрахунку видно, що літак має надмірну керованість у випадку невдалого співвідношення між жорсткостями передньої й основних опор літака.

Отже, літак під час руху може бути більш стійким, якщо або зменшити жорсткість передньої опори, або збільшити жорсткість основних опор, або перенести ц.м. літака вперед, цим самим перерозподіляючи навантаження, що діють на шасі.

Щоб підтвердити це припущення, проведено кілька льотних експериментів:

- варіант 1 – штатна конфігурація;
- варіант 2 – із додатковим лобовим підкосом;
- варіант 3 – із додатковим бічним підкосом;
- варіант 4 – із додатковими бічним і лобовим підкосами;
- варіант 5 – штатна конфігурація з центрування – 1,7 % САХ.

У варіантах 2–4 відбувалося істотне збільшення жорсткості (табл. 9.3).

Таблиця 9.3

Приклади льотних експериментів щодо змінення жорсткості

Номер варіанта	Коефіцієнт збільшення жорсткості	
	крутильної	бічної
2	1,7...2,6	1,4...1,5
3	1,8...1,9	3,3...3,6
4	2,4...3,2	4,9...5,1

Стійкість літака під час руху значно підвищується при збільшенні жорсткості стояків основного шасі (табл. 9.4).

Таблиця 9.4

Вплив жорсткості стояків на стійкість літака під час руху по ЗПС

Номер варіанта	**R'**, м	Кут, град							Оцінка льотчиків
		γ	γ'	γ''	α'	β	β'	α'/β'	
1	127,1	0,166	0,038	0,089	0,483	0,562	2,16	0,22	3,5
2	184,7	0,071	0,026	0,061	0,376	0,387	0,91	0,41	3,0
3	183,4	0,016	0,027	0,062	0,434	0,390	0,98	0,44	3,8
4	208,2	0,003	0,023	0,055	0,393	0,343	0,64	0,62	4,0
5	178,7	0,093	0,022	0,173	0,775	0,334	1,39	0,56	3,9

Як бачимо, необхідних значень керованість і стійкість літака під час руху по землі набувають уже при **$\alpha'/\beta' \approx 0,6...0,7$**.

Використання цієї методики оцінювання стійкості літаків під час руху по землі на етапі їх проєктування дає можливість уникнути дорогих доопрацьовувань шасі в процесі експлуатації.

Запитання для самоперевірки

1. Які існують способи керування рухом літака по землі? Назвіть їх переваги й недоліки.

2. Назвіть три основні системи керування поворотом коліс передньої опори й поясніть їх суть.

3. Які фактори сприяють переходу від механічного керування до дистанційного?

4. Які переваги має система дистанційного керування поворотом коліс носового стояка?

5. Опишіть структуру наявних систем дистанційного керування поворотом переднього стояка шасі.

6. Які сили й моменти діють на опори шасі під час керованого повороту літака?

7. Від яких факторів залежить величина потрібного розвертального моменту бустера для керування носовим стояком?

8. Що передбачено в системах дистанційного керування поворотом носового стояка для запобігання виникненню й розвитку його крутильних коливань?

9. Яким чином забезпечуються орієнтування й блокування коліс переднього стояка перед його прибиранням після відривання коліс літака від землі?

10. На прикладі системи дистанційного керування поворотом носового стояка літака Ан-74 опишіть, яким чином реалізуються основні вимоги до таких систем.

Розділ 10. ВИЗНАЧЕННЯ ВПЛИВУ ДОДАТКОВИХ ЕНЕРГЕТИЧНИХ КАМЕР В АМОРТИЗАЦІЙНИХ СИСТЕМАХ ШАСІ НА ПОЗДОВЖНІЙ РУХ ПО ЗПС ТА ХАРАКТЕРИСТИКУ «ВАНТАЖ – ДАЛЬНІСТЬ» ЛІТАКА

Під час попередніх досліджень [42, 43, 83, 103] визначено, що додаткові енергетичні камери (ДЕК), установлені в амортизаційних системах шасі, суттєво впливають на поздовжній рух по злітно-посадковій смузі (ЗПС) і спричиняють перевантаження літака під час його зльоту й посадки.

Їх основне призначення – забезпечення додаткового енергетичного імпульсу при зльоті й погашення потенціальної енергії обтисненого пневматика на зворотному ході перехідного процесу в момент першого приземлення.

Проблема полягає в тому, що традиційні амортизаційні системи в шасі літаків за перший посадковий удар сприймають усю кінетичну посадкову енергію літака, а розсіюють її не більше 60 %. Інша частина енергії є потужним джерелом усіх негативних процесів, що виникають під час посадок літаків. Тому розроблення й дослідження додаткових енергетичних камер в амортизаційних системах шасі, створення таких, що забезпечують істотне збільшення гістерезису посадкової енергії та поліпшення посадкових характеристик, є дуже актуальним завданням.

Метою цього розділу є розроблення методичного матеріалу для студентів авіаційних спеціальностей і фахівців-професіоналів під час виконання важливих завдань із забезпечення за перший посадковий удар літака об ЗПС такого:

а) розсіювання понад 90 % посадкової кінетичної енергії, що в 1,5...1,8 раза перевищує гістерезис сучасних амортизаційних систем;

б) безвідривне перемішення літака по ЗПС і ввімкнення гальм на 2...5 с раніше, тобто зменшення негальмівного шляху вдвічі і довжини посадкової дистанції на 25...30 %;

– повне усунення нестійких поздовжніх коливань типу "козління", галопування й прогресуюче "козління";

- зменшення перевантаження в першій фазі посадки вдвічі й циклічності амплітуд навантаження планера та шасі на ділянці післяпосадкового пробігу, а отже, і пошкоджуваності літака під час грубих посадок на 20 % і більше;

– забезпечення автоматичних посадок за III категорією ІКАО, що виконуються без ділянки витримування і з повним вирівнюванням.

10.1. Компонування ДЕК в амортизаційних системах шасі

Додаткові енергетичні камери розміщують в основних і передньому стояках шасі безпосередньо над амортизаторами (рис. 10.1).

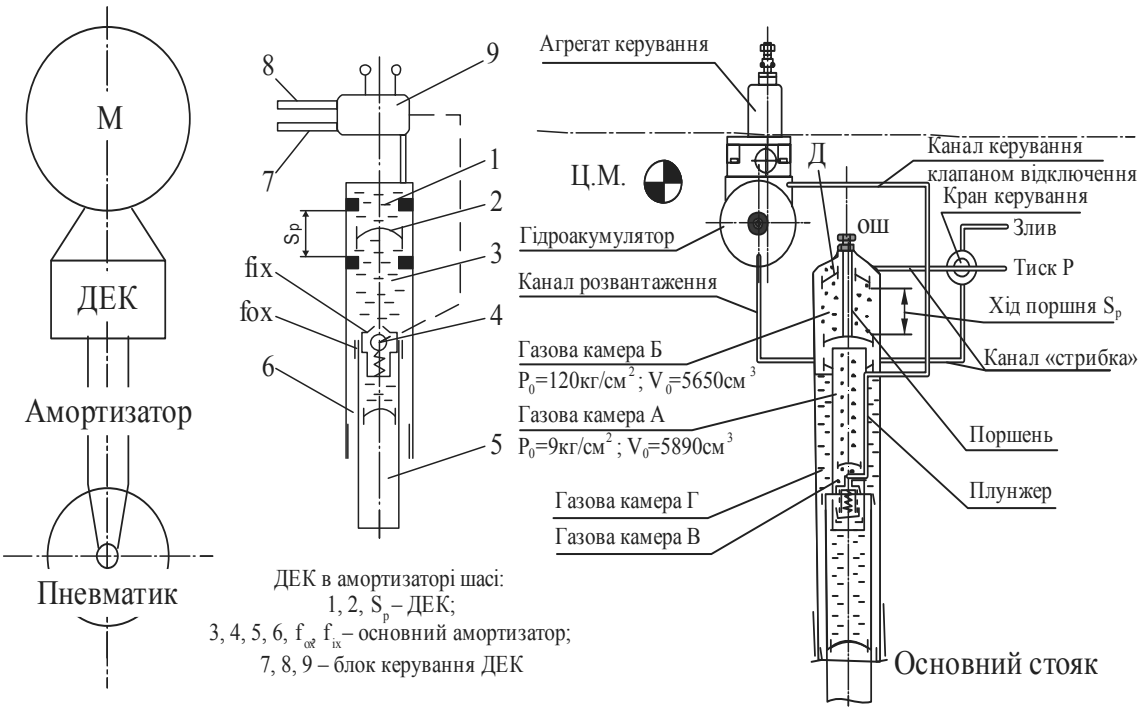


Рис. 10.1. Схема розташування ДЕК в амортизаційних стояках шасі та її основні параметри:
S_p – хід поршня в розвантажувальній камері ДЕК; **$f_{пх}$**, **$f_{ох}$** – прохідні перерізи на прямому і зворотному ходах; **$k_д$** – коефіцієнт демпфірування ДЕК на зворотному ході нової амортизаційної системи

Таке компонування ДЕК приводить до невеликого збільшення маси стояка, але не змінює основних компонувальних розмірів стояка, не позначається на розмірах коліс та їх пневматиків, не спричиняє збільшення ніш у крилі й фюзеляжі під час прибирання стояка, що містить ДЕК.

Включення в роботу ДЕК здійснюється клапанним гідророзподільником з електромагнітним керуванням. Синхронно у протифазі із включенням і відключенням ДЕК відбувається відключення й включення в роботу газової камери амортизатора А за допомогою клапана відключення II.

Слід особливо зазначити, що включення в роботу ДЕК здійснюється на зворотних ходах амортизаційної системи для максимального погашення потенціальної енергії обтиснених пневматиків.

Описаний цикл роботи ДЕК з амортизаційною системою кожного стояка шасі повторюється на ділянках розбігу й пробігу літака.

На роботу, яку виконує ДЕК, впливають такі параметри:

– хід поршня **S_p**;

– коефіцієнт дроселювання **$K_д$** при перетіканні рідини із ДЕК у гідросистему літака;

– час включення й відключення t.

10.2. Моделювання впливу ДЕК на перехідні процеси в амортизаційних системах шасі

Наведені вище величини впливають насамперед на величину й характер змінення осьового зусилля в амортизаторі Q, який можна визначити за виразом

$$Q = Q_в + (Q_г + Q_{тер})\,\mathrm{sgn}\,\dot{S}\ . \qquad (10.1)$$

Сила стиснення газу $Q_в$ визначається звичайно типом амортизатора, і для найпоширенішого однокамерного амортизатора її можна розрахувати так:

$$Q_в = \frac{p_o F_{шт}}{\left(1-\frac{S}{H}\right)^{\chi}}, \qquad (10.2)$$

де $H = \frac{V_o}{F_{шт}}$; V_o – початковий об'єм камери амортизатора;

p_o – початковий тиск у газовій камері амортизатора;

S – хід штока амортизатора;

$F_{шт}$ – площа штока;

χ – показник політропи.

Нелінійна сила гідравлічного опору для широкого класу амортизаторів на прямому $(\dot{S} > 0)$ і зворотному $(\dot{S} < 0)$ ходах має вигляд

$$Q_г = \begin{cases} \xi_{пх}\rho\dfrac{F_{пл}^3}{2f_{пх}^2}\dot{S}^2 & \text{при} \quad \dot{S} > 0; \\ \xi_{ох}\rho\left[\dfrac{F_{к.зв.г}^3}{2f_{ох}^2}+\dfrac{F_{пл}^3}{2f_{пх}^2}\right]\dot{S}^2 & \text{при} \quad \dot{S} < 0, \end{cases} \qquad (10.3)$$

де $F_{пл}$ – площа плунжера;

$F_{к.зв.г}$ – площа камери зворотного гальмування;

ρ – масова густина робочої рідини;

$S_{пх}, S_{ох}$ – площі дросельних отворів на прямому й зворотному ходах амортизатора.

Сила тертя $Q_{тер}$ складається з такого:

– сили тертя ущільнювального набору в амортизаторі $Q_{тм}$;

– сили тертя в напрямних штоках (буксах), які, своєю чергою, залежать від типу амортизатора, схеми стояка та його геометричних параметрів.

Сили тертя ущільнювального набору в амортизаторах в основному залежать від сили $Q_в$:

$$Q_{тм} = \mu_м Q_в, \qquad (10.4)$$

де $\mu_м = 0{,}05...0{,}20$.

Для модифікованого варіанта амортизаційної системи, що має ДЕК, змінення повного зусилля в амортизаторі здійснюється з урахуванням логіки взаємодії опор шасі із ЗПС:

– при укороченому розбігу

$$Q(t) = \begin{cases} \text{1. Цикл "Звичайна амортизація":} \\ Q_в + (Q_т + Q_г)\operatorname{sign}\dot{S}, \quad 0 < t < t_A. \\ \text{2. Цикл "Розвантаження":} \\ P_{сп}F_{шт} + (Q_т + Q_г)\operatorname{sign}\dot{S}, \\ t > t_A \quad S_{tA} < S < S_{tA} + S_р. \\ \text{3. Цикл "Стрибок":} \\ Q'_в + (Q'_т + Q'_г)\operatorname{sign}\dot{S}; \\ x = L_x, \quad SL_x < S < SL_x + S_Н. \\ \text{4. Цикл "Зупинення штока":} \\ P_{п(0)}, \quad t = t_{зуп}. \\ \text{5. Цикл "Повернення поршня":} \\ \dfrac{P_o F_{шт}}{\left(1 - \dfrac{S - S_р}{H_o}\right)\chi} + (Q_т + Q_г)\operatorname{sign}\dot{S} \quad t \geq t_{вк} + \Delta T, \\ 0 < S_р < S_{pt=t_{вк}}; \end{cases} \qquad (10.5)$$

- при пробігу

$$Q(t) = \begin{cases} Q_в + (Q_г + Q_{тр})\operatorname{sign}\dot{y} \quad \text{при} \quad \operatorname{sign}\dot{y} = 1, \quad S_{рк} = 0; \\ (Q^a_г + Q^a_{тр})\operatorname{sign}\dot{y} \quad \text{при} \quad \operatorname{sign}\dot{y} = 0, \quad S_{рк} \leq 0; \\ (Q^a_г + Q^a_{тр})\operatorname{sign}\dot{y} \quad \text{при} \quad \operatorname{sign}\dot{y} = -1, \quad 0 \leq S_{рк} \leq S_р; \\ Q_в + (Q_г + Q_{тр})\operatorname{sign}\dot{y} \quad \text{при} \quad \operatorname{sign}\dot{y} = -1, \quad S_{рк} = S_р, \end{cases} \qquad (10.6)$$

де $\operatorname{sign}\dot{y} = 0$ – ознака зворотного ходу амортизаційної системи;

$S_{рк}$ – хід поршня ДЕК;

$Q_г^a$ – сила гідравлічного опору в амортизаційному стояку з урахуванням роботи ДЕК;

$Q_{тер}^a$ – сили тертя в амортизаторі з урахуванням роботи ДЕК;

$\dot{S}$ – швидкість точок над амортизатором.

Шляхом розрахунків, а також експериментальним шляхом оцінено вплив ДЕК на непогашену енергію амортизаційної системи.

Установлено, що на величину непогашеної енергії істотно впливають параметри ДЕК (f_{ox} і $k_д$), а також величина V_y.

10.2.1. Вплив ДЕК на процеси руху під час зльоту літака

Суть використання ДЕК при зльоті полягає в такому [103]. При набиранні швидкості розгону V_{ay} починається цикл нагромадження потенціальної енергії пневматика коліс передньої опори шасі до заданої величини $A_{пн}^п$ (проміжок часу для ділянок 1–5, рис. 10.2). Під ”нагромадженням” розуміють нагромадження енергії в амортизаційній системі внаслідок обтиснення тільки пневматика й віддача цієї енергії планеру при вимкненій газовій камері амортизатора.

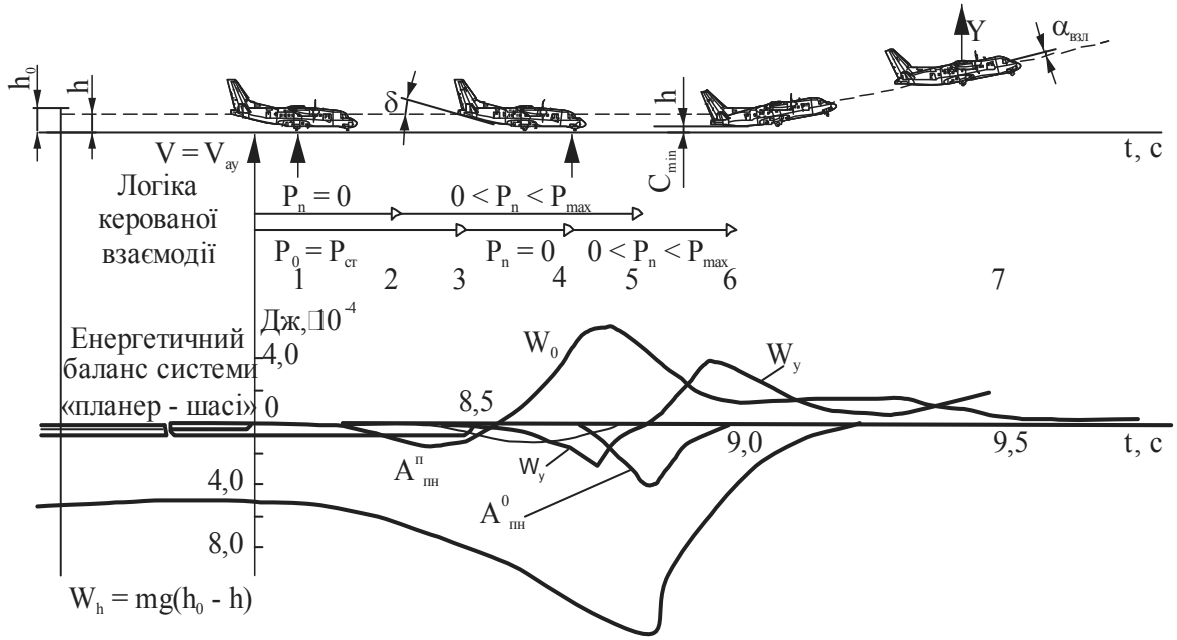


Рис. 10.2. Енергетичні складові укороченого розбігу літаків:
$W_θ$ – енергія кабрування; W_y – енергія підйому; W_h – потенціальна енергія планера літака; $P_п$ – навантаження на передню опору шасі; P_0 – навантаження на основну опору шасі; $P_{ст}$ – стоянкове навантаження на опору шасі; V_{ay} – швидкість, при якій включається в роботу ДЕК

У фіксований момент часу процесу нагромадження $A^{п}_{пн}$, а саме в точці 3, відбувається розвантаження амортизаційних стояків основного шасі, унаслідок чого центр мас літака опускається на величину $h_o - h$) h_o – висота розташування центра мас літака відносно поверхні ЗПС при необтисненій амортизації). Під **розвантаженням** розуміють надання амортизатору можливості "вільного" обтиснення без опору газу й рідини на задану величину переміщення штока ДЕК S_p, що можна зробити виключенням із силової взаємодії газової камери амортизатора і з′єднанням гідравлічної камери прямого ходу на зливання.

Якщо необхідно зберегти потрібний енергетичний рівень системи "планер + шасі", то цикл "Розвантаження" для основних стояків шасі повторюють із заданою частотою, причому відключення циклу "Розвантаження" виконують шляхом зупинення штока амортизатора. Сумарний хід штока амортизатора за певну кількість включень циклу "Розвантаження" визначає потрібний хід розвантаження основної опори шасі.

Після завершення циклів "Нагромадження" для передньої опори й "Розвантаження" для основних опор шток повертається у вихідне положення й газова камера амортизатора включається в роботу.

Завдяки такій керованій взаємодії із ЗПС у проміжку часу в точках 3–5 відбувається перетворення $W_п$ на W_q і кінетичну енергію вертикального переміщення планера W_y. Очевидно, що саме на проміжку часу в точках 3–5 величина W_q набирає максимального значення. Це є характерною особливістю пропонованого способу порівняно з відомими. Отриманий імпульс на кабрування від шасі на цьому відрізку разом з моментом від горизонтального оперення забезпечує в проміжку часу в точках 3–7 підтримку в системі дії моменту на кабрування, а в проміжку часу в точках 5–7 – наявність у системі енергії W_y на підйом. Унаслідок цього відбувається поворот літака в бік збільшення кута атаки крила до виходу в точці 7 на злітний кут атаки й починається вертикальне переміщення на відрив від ЗПС.

Нагромадження потенціальної енергії пружного пневматика передньої опори запропоновано здійснювати двома варіантами:

– розвантаженням амортизатора (опускання носової частини фюзеляжу);

– подаванням газу в камеру прямого ходу амортизатора високого тиску від газової камери амортизатора, попередньо стисненої перед зльотом, за допомогою бортового джерела енергії (стрибковий).

Для забезпечення безпечного зазору між хвостовою частиною літака й поверхнею ЗПС на завершальній ділянці розбігу літака (проміжок часу в точках 6–7) для основних стояків шасі додатково вводиться цикл ”Стрибок” для підкидання літака на безпечну висоту. Енергія стрибка у цьому випадку не перевищує енергоємності пневматиків коліс.

Реалізація такої взаємодії модифікації із ЗПС здійснюється за допомогою функціонально-структурної системи керованої взаємодії шасі із ЗПС (рис. 10.3).

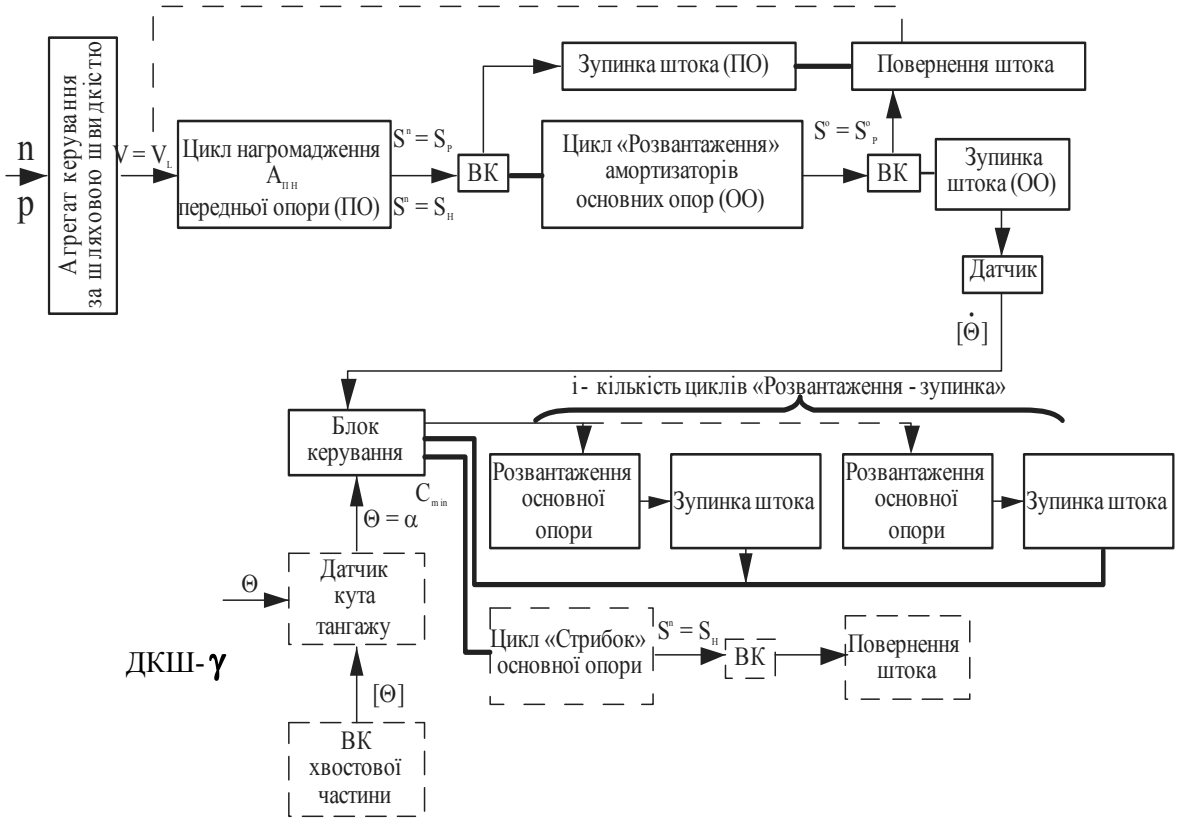


Рис. 10.3. Функціонально-структурна схема керованої взаємодії шасі, що містить ДЕК, із ЗПС при зльоті: **n** – кількість обертів колеса;
p – тиск швидкісного напору; θ – кут тангажу; ВК – кінцевий вимикач;
ДКШ-γ – датчик кутової швидкості тангажу;
S_p – хід поршня ДЕК за цикл "Розвантаження"

Цикл "Стрибок" – з'єднання попередньо стисненої камери Б амортизатора передньої опори із камерою прямого ходу, при цьому газова камера амортизатора А вимикається.

Цикл "Розвантаження" – відключення газових камер А і Б амортизатора, з'єднання камери прямого ходу зі зливом у гідроакумулятор.

Наведена логіка взаємодії опор шасі, що містять ДЕК, із ЗПС у сполученні з отриманою математичною моделлю при відомих

параметрах планера літака, його шасі й ДЕК дає змогу розрахунковим шляхом оцінити кутові й вертикальні переміщення (рис. 10.4) в умовах укороченого зльоту модифікованого літака.

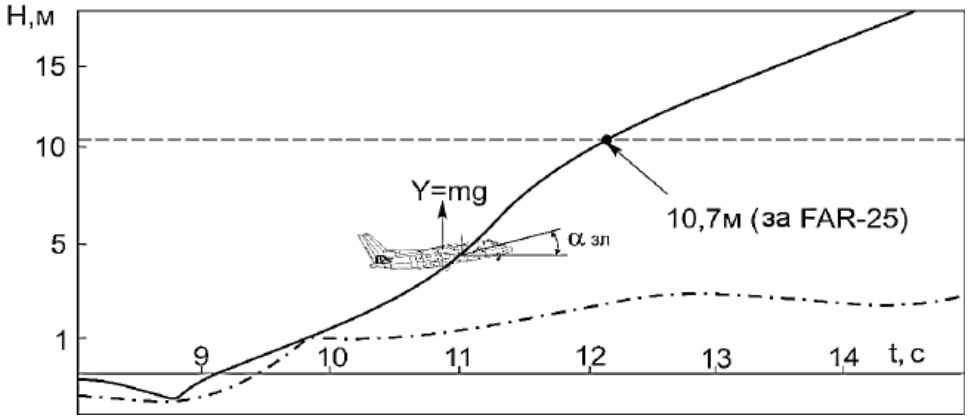


Рис. 10.4. Вертикальні переміщення під час укороченого зльоту літака:
– · – при "стрибковому" зльоті; — з використанням ДЕК в амортизаційних стояках шасі

Суттєвого значення при цьому набуває час включення в роботу переднього стояка. Так, на рис. 10.5 показано вплив відстані включення в роботу ДЕК переднього стояка (**L**, м) (ДЕК основних опор включено в роботу після 12 м від початку розбігу) на стійкість траєкторії зльоту.

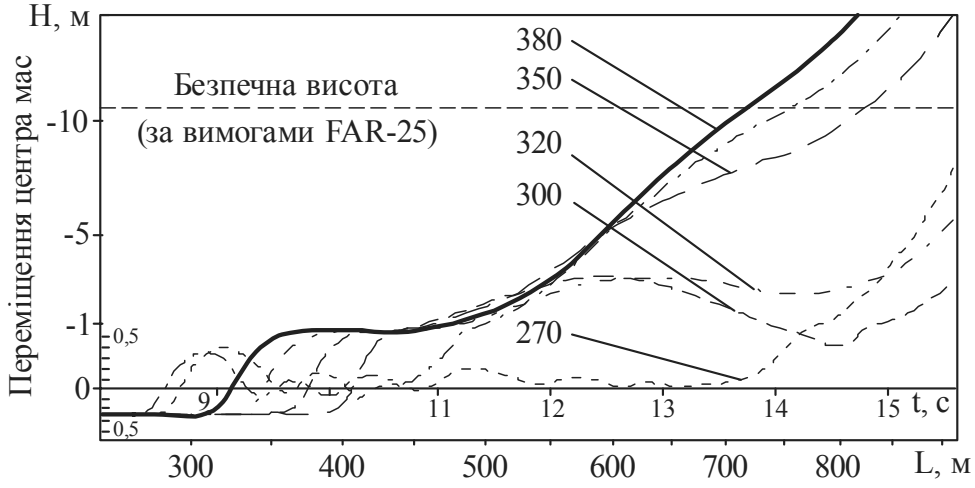


Рис. 10.5. Траєкторія зльоту при різних відстанях включення в роботу ДЕК переднього стояка шасі при зльоті

За наведеними результати можна зробити дуже важливий висновок: раннє включення в роботу ДЕК переднього стояка не приводить до позитивного й стійкого набору висоти після відриву від ЗПС і до гарантованого набирання безпечної висоти за вимогами FAR-25. Так, потрібною величиною безпеки є 10,7 м, тоді модифікація може здійснити укорочений зліт унаслідок включення в роботу

амортизаційної системи переднього стояка шасі, який містить ДЕК, на розбігу не менше 350 м. Очевидно, що вирішальне значення тут має виведення літака не тільки на потрібні кути атаки, але й на швидкість, при якій відбувається відрив.

Як видно з рис. 10.6, запропонований метод використання ДЕК для забезпечення укороченого зльоту значно зменшує час розбігу при мінімальних енергетичних витратах.

10.2.2. Вплив параметрів ДЕК на безвідривність руху літака по ЗПС під час посадки

Як відомо, пробіг літака під час посадки визначається сумою негальмівної та гальмівної ділянок (табл. 10.1). Наявність негальмівної ділянки пробігу обумовлена тією обставиною, що в перші 2…5 с після дотику коліс до ЗПС спостерігаються істотні коливання літака по осі 0y і навколо осі 0z, що виключає ввімкнення гальм коліс через їх відрив від ЗПС. При посадковій швидкості $V_x \approx 50…70$ м/с неввімкнення гальм збільшує пробіг на 100...300 м. Виключення (або істотне зменшення) негальмівного пробігу літаків зі збільшеними посадковою масою й питомим навантаженням на крило дає змогу зменшити їх пробіг на 70...200 м.

Математична модель, яку зображено на рис. 10.5, дає змогу оцінити перехідні процеси, у тому числі переміщення центра мас літака в момент дотику коліс літака до ЗПС, і за характером і кількісними показниками перехідного процесу оцінити безвідривний поздовжній рух літака на пробігу.

На характер таких негативних коливань впливає значна кількість параметрів літака, які були оцінені багатьма дослідниками. У цьому підрозділі ставиться завдання оцінити вплив на характер коливань центра мас літака параметра β – коефіцієнта незрівноваженості посадкової маси піднімальною силою крила. У параметричному вигляді цей коефіцієнт уведено в розрахункову модель плоско-паралельного руху літака.

Характерною особливістю розглянутої моделі є те, що в ній можуть ураховуватися швидкоплинні зміни параметрів посадкової конфігурації літака (табл. 10.1), у тому числі й некомпенсованість посадкової маси літака піднімальною силою крила ($\bar{\beta}_п$), у їх впливі на основні характеристики пробігу літака під час посадки. Крім того, у запропонованій схемі передбачається включення в роботу додаткових енергетичних камер (ДЕК) на кінці ділянки приземлення (конфігурація 3), а також на ділянках негальмівного (конфігурація 4) і гальмівного (конфігурація 5) пробігу, оскільки основним призначенням ДЕК і є зменшення довжини цих ділянок і, в остаточному підсумку, довжини посадкової дистанції.

Таблиця 10.1

Схема змінення посадкової конфігурації літака по довжині посадкової дистанції



Параметри конфігурації		Номер конфігурації					
		1	2	3	4	5	6
Положення шасі				Випущене			
Положення закрилків				Посадкове	Посадкове	Посадкове	
Положення інтерцепторів	на крилі	Прибрані	Прибрані	Відхилені	Відхилені	Відхилені	Відхилені
	на закрилках	Прибрані	Прибрані	Відхилені	Відхилені	Відхилені	Прибрані
Положення руля висоти		$\delta^{o}_{бал}$	$\Delta\delta_{р.в}$	$\Delta\delta_{р.в}$	$\delta^{o}_{бал}$	$\delta^{o}_{бал}$	0
Тяга двигунів		$P_1 = (0{,}8...0{,}85)P_г$	РУР "малий газ"	$-\bar{P}_д$	$-\bar{P}_д$	$-\bar{P}_д$	$(-0{,}5... + 0{,}1)\bar{P}_д$
Висота		(15...5) м	(2...1) м	0	(0... 0,5) м	0	0
Кут тангажу літака		$\theta_{пл}$	$\theta_{пос}$	$\theta_{кас}$	$\theta_{кас} ... \theta_{пос}$	$\theta_{проб}$	$\theta_{ст}$
Гальма коліс шасі		Не ввімкнені				Увімкнені	
Робота ДЕК		ДЕК не ввімкнена		Працює ДЕК			ДЕК вимкнена

Якщо за умову безвідривного руху взяти те, що переміщення центра мас літака має задовольняти умову

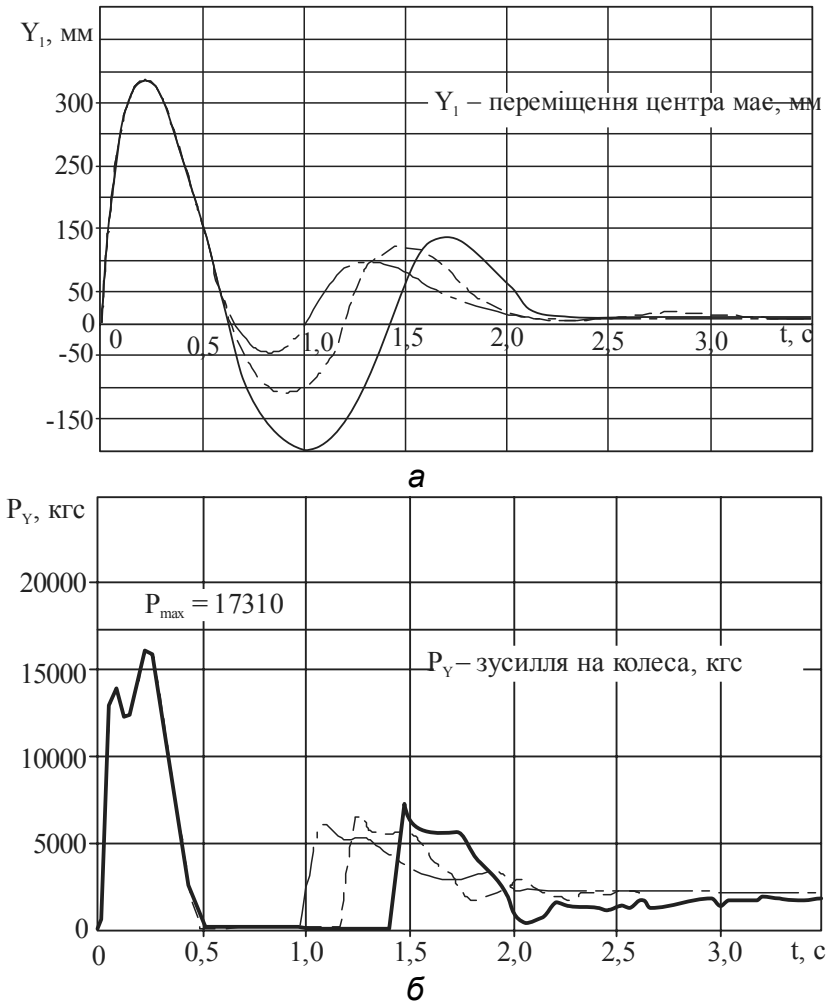
$$Y1(t) \geq 0 \qquad (10.7)$$

у всьому діапазоні часу розбігу, то, аналізуючи показані на рисунках залежності, можна дійти такого висновку: при швидкості $V_y = 1$ м/с безвідривний рух при $\bar{\beta}_п = 0{,}05$ навіть при $t = 3{,}5$ с не починається, тобто гальма коліс не можна вмикати. Якщо $\bar{\beta}_п$ збільшити до значень 0,15, то безвідривний рух починається через 0,9 с, що й дає можливість перейти до процесу гальмування.

Безвідривний рух починається при істотному збільшенні $\bar{\beta}_п$. Як бачимо, кожному значенню V_y відповідає певне значення $\bar{\beta}_п$, при якому повністю виконується умова $Y1(t) > 0$ протягом усього пробігу. Це означає, що негальмівний пробіг може бути повністю виключений, тобто гальма коліс можна вмикати в перший же момент дотику коліс до ЗПС, що приводить до зменшення часу пробігу майже на 2 с.

Слід також зазначити, що траєкторія руху літака на післяпосадковому пробігу (залежності **Y1(t)**, показані на рис. 10.7) моделювалася виходячи з можливих умов посадки літака ($V_y \rightarrow$ **var**), тобто величини $\bar{\beta}$, при яких починався безвідривний рух літака по ЗПС, слід розглядати як потрібні $\bar{\beta}_п$, які повинні мати місце виходячи із заданої величини вертикальної складової посадкової швидкості V_y, що, своєю чергою, визначається загальними параметрами літака, параметрами його посадкової конфігурації (див. табл. 10.1) і технікою пілотування під час приземлення літака.

Проаналізувавши дані, показані на рис. 10.7, можна зробити висновок, що на стійкість руху літака по ЗПС найбільше впливають $\bar{\beta}_п$ і V_y. Величина вертикальної швидкості V_y у момент приземлення в межах 1...3 м/с приводить до збільшення вертикальних переміщень ц. м. літака майже втричі й більше двох секунд не дає перейти на гальмівний пробіг. Єдиним способом поліпшити такий перехідний процес є використання більших значень $\bar{\beta}_п$. Проблема при цьому полягає в можливостях амортизаційних систем шасі сприймати додаткову енергію приземлення.



—.— $\bar{\beta}_{п}$ = 0,35; — — $\bar{\beta}_{п}$ = 0,3; ——— $\bar{\beta}_{п}$ = 0,25

Рис. 10.6. Змінення переміщень центра мас літака (*а*) і зусиль в основних опорах шасі (*б*) при зміненні параметра $\bar{\beta}_{п}$ на етапі посадкового удару: при швидкості зниження $V_y = 2$ м/с і $\bar{\beta}_{п}$ = 0,22 (див. рис. 10.7, *б*) безвідривний рух літака починається через 1,7 с; при швидкості зниження V_y = 3,05 м/с (див. рис. 10.7) і при прийнятному значенні $\bar{\beta}_{п} = 0{,}25$ безвідривний рух починається через 1,4 с

Таким чином, можна стверджувати, що співвідношення $\bar{\beta}_{п} = f(V_y)$ є одним із критеріїв якості руху літака по ЗПС після моменту приземлення й під час післяпосадкового пробігу.

Узагальнено результати числового моделювання величини **Y1(t)** показано на рис. 10.7 у вигляді областей нестійкого (II) і безвідривного поздовжнього (I) руху літака після першого зіткнення коліс літака зі злітно-посадковою смугою. Як бачимо, збільшення вертикальної складової посадкової швидкості V_y незмінно приводить до розширення області нестійкого руху під час пробігу.

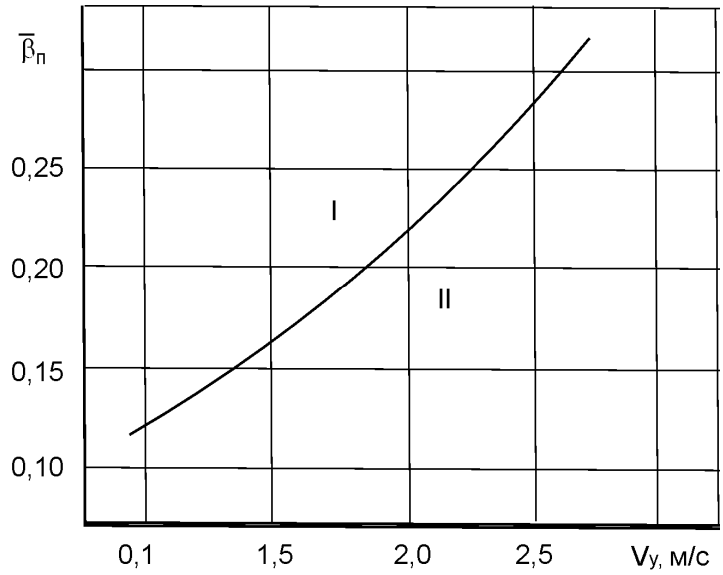


Рис. 10.7. Залежність потрібного значення коефіцієнта $\overline{\beta}_п$ від вертикальної складової посадкової швидкості V_y:

I – область безвідривного руху літака по ЗПС; II – рух з підскоками

Для оцінювання впливу додаткових енергетичних камер (ДЕК) на забезпечення стійкості поздовжнього руху необхідно також визначити їх роль у зміненні потрібних коефіцієнтів незрівноваженості посадкової маси піднімальною силою за посадковими кутами атаки крила:

$$\beta_п = f(\alpha_{пос,\ ДЕК}). \qquad (10.8)$$

Отримавши таку залежність, слід скористатися додатковими даними, наведеними в роботі [25], де розроблено методику побудови областей стійкості поздовжнього руху літака в першій фазі його зіткнення із ЗПС у вигляді залежності

$$\delta_в = f(V_y,\ \alpha_{пос}\ ,\beta_п), \qquad (10.9)$$

і доповнити її системою рівнянь, у яких ураховується вплив ДЕК на поздовжній рух літака під час пробігу.

Як бачимо, включення в роботу ДЕК при однакових величинах коефіцієнта $\overline{\beta}_п$ істотно розширює межі прийнятних, з огляду на безвідривний рух літака по ЗПС, посадкових кутів атаки крила ($\alpha_{пос}$) літака.

Результати розрахунків показано на рис. 10.8.

А це означає, що в момент приземлення (див. табл. 10.1) літака, шасі якого містить ДЕК, допускається більш висока вертикальна складова посадкової швидкості V_y, що не приводить до підскоків на ділянці 4 негальмівного пробігу.

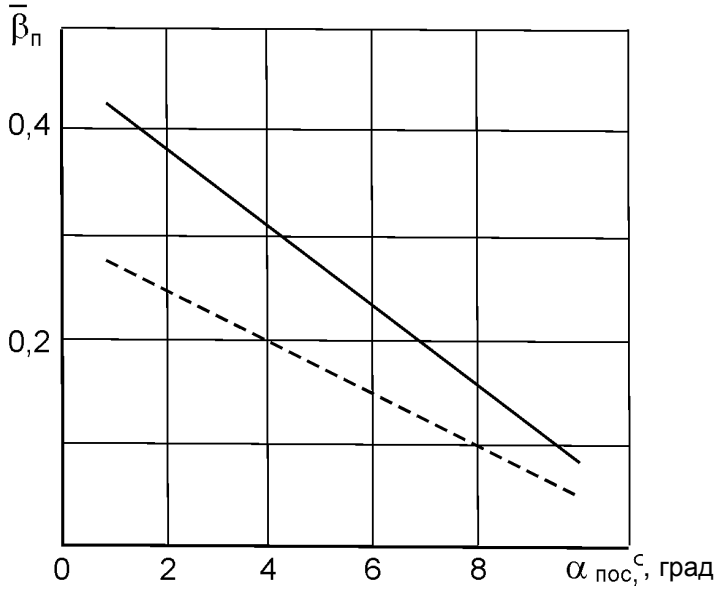


Рис. 10.8. Вплив ДЕК на розширення меж безвідривного поздовжнього руху літака на ділянці 4 (див. табл. 10.1) негальмівного пробігу:
I – область безвідривного руху літака по ЗПС; I I – рух з підскоками;
1 – без додаткових енергетичних камер в опорах основного шасі;
2 – при включенні в роботу ДЕК

Таке рішення дає змогу сформувати умови за величинами коефіцієнта незбалансованості посадкової маси $\bar{\beta}_п$, вертикальної складової посадкової швидкості V_y, посадкового кута атаки крила $\alpha_{пос}$ та деяких інших параметрів у посадковій конфігурації на ділянці приземлення 3 (див. табл. 10.1), які дали б змогу забезпечити безвідривний рух літака по ЗПС на всій ділянці негальмівного пробігу 4 і тим самим виключити або істотно скоротити цю ділянку, тобто зменшити довжину пробігу на 70...210 м.

10.3. Обмеження за перевантаженням і масою, обумовлені використанням ДЕК

Дослідження показують, що використання ДЕК у стояках шасі (за умовами зменшення пробігу й забезпечення безвідривного поздовжнього руху літака, вертикальної складової посадкової швидкості літака V_y і перевантаження n_y у момент його приземлення) позначається на масі стояків шасі в бік її збільшення.

За таких обставин необхідно шукати спосіб визначення раціонального значення маси як за умовами посадки літака, так і з урахуванням маси стояків шасі.

У практиці оцінювання вагової досконалості стояків шасі оперують коефіцієнтом π:

$$\pi = \frac{m_{ст}}{P_{ст}}, \qquad (10.10)$$

який визначається, як відношення маси стояка $m_{ст}$ до стоянкового навантаження $P_{ст}$, що діє на цей стояк. Природно, чим менше величина π, тим більш досконалим у ваговому відношенні вважається стояк шасі. У табл. 10.2 наведено нормативні значення цього коефіцієнта як найбільш високі досягнення у світовій практиці проєктування пасажирських літаків.

Деякі ж дослідники вважають, що оцінювання вагової досконалості стояків шасі за величиною коефіцієнта π є правильним лише для літаків, що здійснюють посадки із перевантаженням $n_y < 2$ і вертикальною швидкістю безпосереднього приземлення $V_y \le 2$ м/с. У випадках же, коли $n_y > 2{,}0$, запропоновано вагову досконалість стояків шасі визначати за зведеним значенням $\bar{\pi}$:

$$\bar{\pi} = \frac{m_{ст}}{P_{ст} n^y_{пос}}, \qquad (10.11)$$

де $n^y_{пос}$ – перевантаження під час посадки.

Таблиця 10.2

Нормативні значення коефіцієнта вагової віддачі π стояків шасі (світовий рівень)

Час проєктування	1980 р.	1990 р.	2000 р.
Вагова віддача, кг/кгс	0,017...0,018	0,0163...0,0166	0,0160...0,0163

Перетворивши (10.11), одержимо

$$\bar{\pi} = \frac{\pi}{n^y_{пос}}. \qquad (10.12)$$

Як бачимо, під час проєктування стояків на збільшене перевантаження значення коефіцієнта π збільшується, тобто вагова досконалість стояка шасі знижується.

За умов використання додаткових енергетичних камер (ДЕК) у стояках шасі й реалізації посадкових конфігурацій літака, що забезпечують підвищені значення коефіцієнта $\bar{\beta}$, перевантаження в момент приземлення, безумовно, зростуть, а це потребує додаткового оцінювання впливу цього процесу на змінення маси стояків шасі.

Слід особливо зазначити, що в конструкціях багатостоякових шасі вітчизняних літаків (Ан-70, Ан-124) досягнуто максимальне значення вагової віддачі, порівнянне з аналогічним показником світового рівня.

10.4. Оцінювання впливу параметрів ДЕК на характеристику «вантаж – дальність» (на прикладі регіонального літака)

Вплив керованого змінення параметрів ДЕК на змінення параметрів амортизації оцінено експериментальним шляхом на прикладах основних і передніх стояків шасі літака Ан-140 (рис. 10.9).

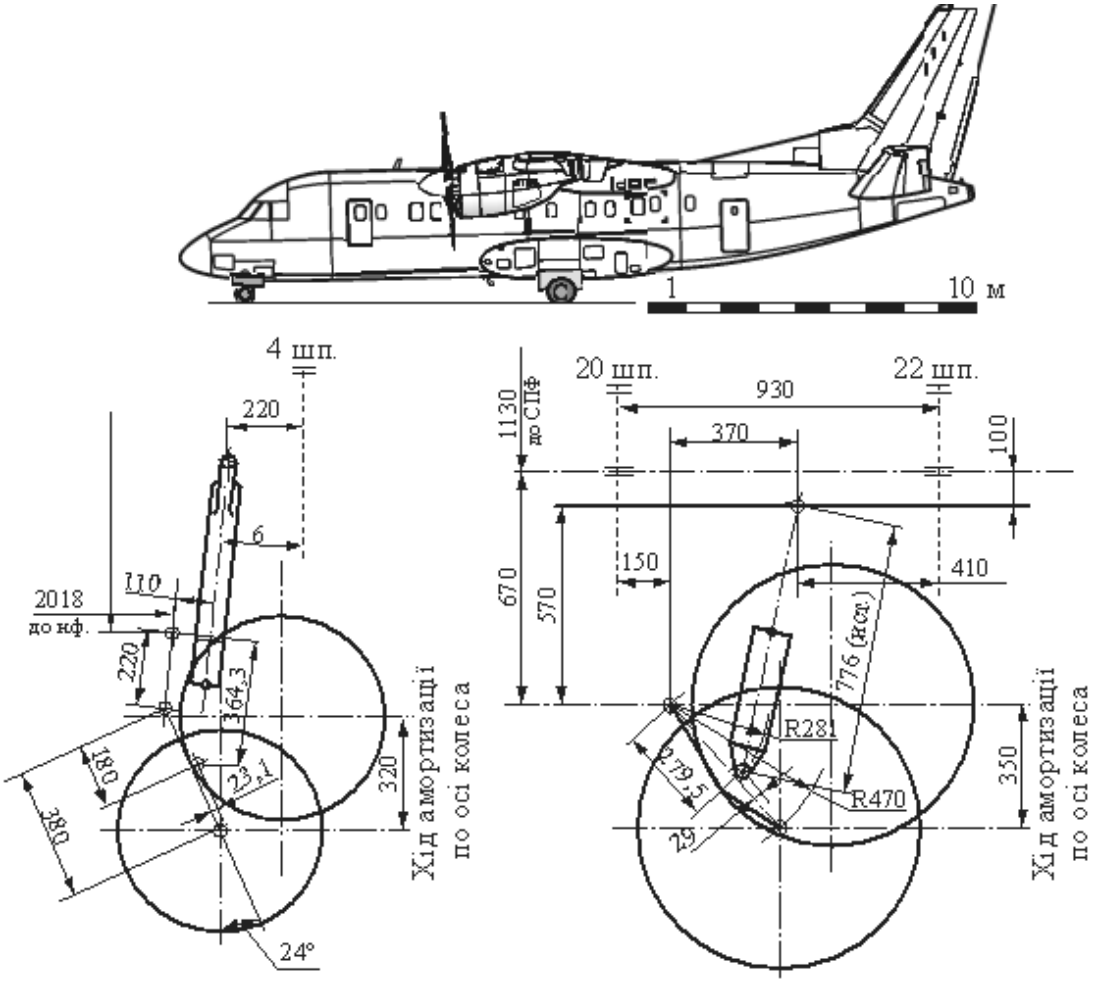


Рис. 10.9. Кінематичні схеми та геометричні параметри переднього й основного стояків шасі літака Ан-140

Основні стояки шасі цього літака виконано за важільною схемою, а передню опору – за напівважільною схемою, що робить їх систему найбільш пристосованою для сприйняття та погашення енергій під час посадки. Амортизатори таких стояків навантажуються тільки осьовими силами, що дає змогу найбільш ефективно використовувати в цих амортизаторах додаткові енергетичні камери (рис. 10.10).

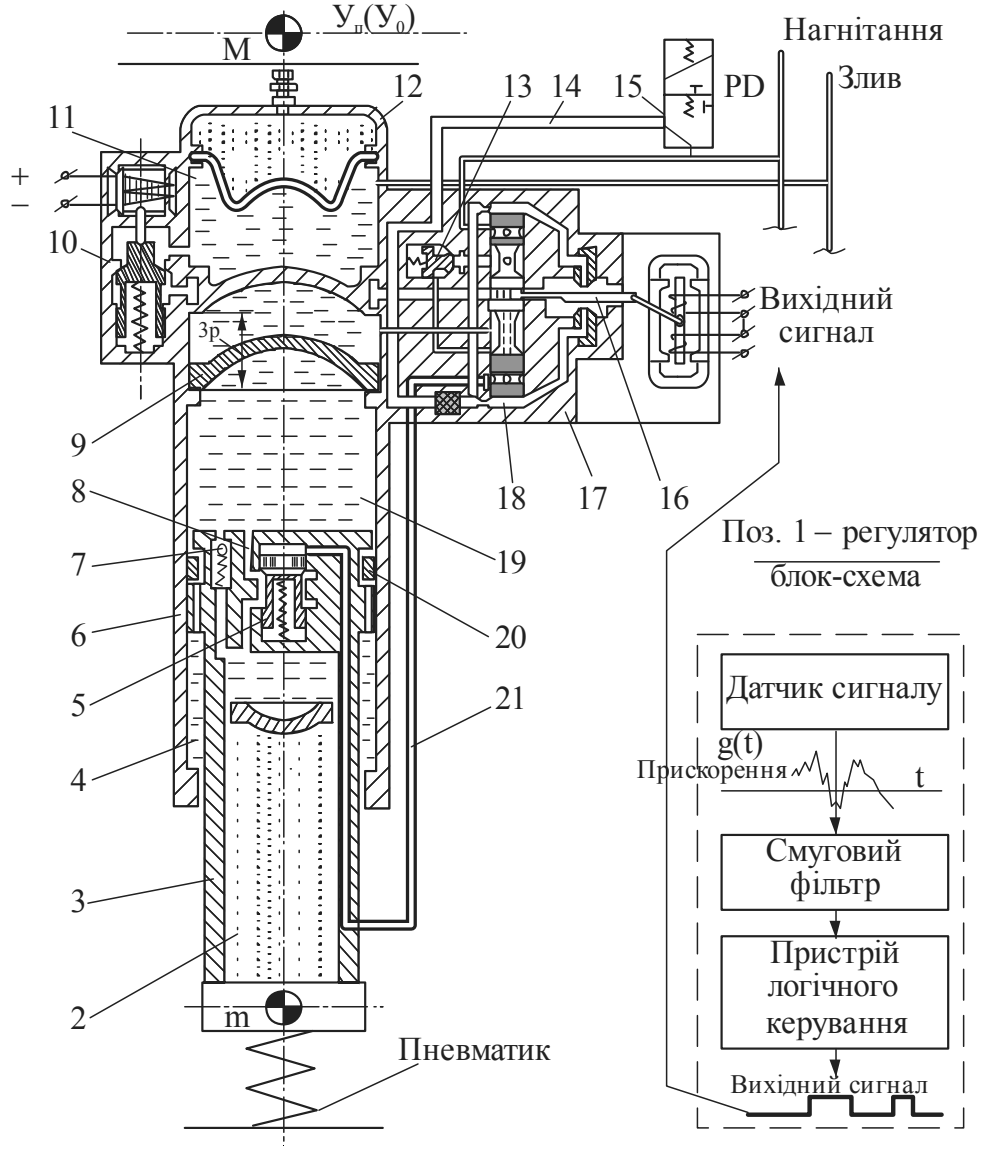


Рис. 10.10. Амортизаційна система стояків шасі літака Ан-140 з ДЕК і блоком керування:
1 – регулятор; 2 – газова камера; 3 – шток; 4 – камера зворотного гальмування; 5 – золотник вимкнення; 6 – стакан амортизатора; 7 – демпфер гідроудару; 8 – дросель прямого ходу; 9 – плавучий поршень; 10 – клапан увімкнення; 11– камера зливання; 12 – камера підтискання; 13 – клапан відсіку живлення; 14 – магістраль керування; 15 – редуктор тиску; 16 – сопло-заслінка; 17 – електрогідравлічний кран; 18 – клерувальний золотник; 19 – гідравлічна камера прямого ходу; 20 – клапан зворотного гальмування; 21 – магістраль керування золотником увімкнення; А – камера розвантаження

Експериментальні дослідження таких систем здійснено шляхом копрових випробувань реальних стояків шасі в лабораторіях конструкторського бюро «Гідромаш» з реєстрацією всіх нових параметрів системи «пневматик – амортизатор – ДЕК – підресорена маса» (рис. 10.11).

Під час копрових випробувань шляхом змінення висоти скидання вертикальна швидкість приземлення варіювалася в межах V_y = 1,52 м/с, V_y = 2,16 м/с і V_y = 2,65 м/с (див. рис. 10.11).

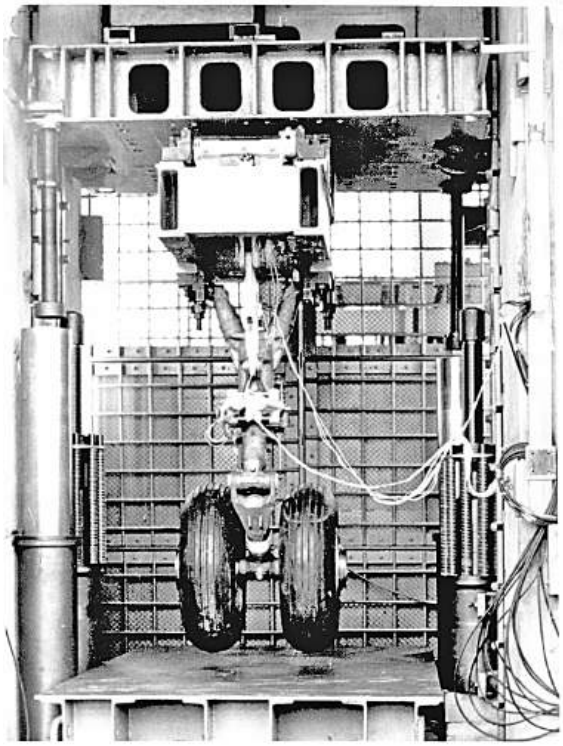


Рис. 10.11. Копрові випробування системи “пневматик + амортизатор + ДЕК + підресорена маса” при скидах $A_\Sigma = 0{,}75\ A^E$:
копер випробування шасі – випробування у передньому стояку

Результатом таких випробувань стало визначення залежності $\beta_ш\ (V_y)$, що дало змогу розрахунковим шляхом оцінити вплив ДЕК на такі важливі показники ефективності, як показник експлуатаційної перевантаженості та характеристика «вантаж – дальність», із застосуванням рівняння масового балансу та критерію Брега:

$$m_{кн} = m_o - m_т - m_{пс};$$
$$L = \frac{kV_{крейс}}{\bar{N}} \ln \frac{1}{1 - \bar{m}_т}, \qquad (10.13)$$

де $\bar{N}$ – тягооснащеність літака.

Таким чином, стало можливим оцінювання впливу використання ДЕК на характеристику “вантаж – дальність” літака.

Так, на рис. 10.12 для середньомагістральних військово-транспортних літаків [3] короткого зльоту й посадки показано, що використання ДЕК при збільшених значеннях перевантаження під час посадок спричиняє істотне зменшення корисної роботи, виконаної

літаком. Тобто для збільшення роботоздатності модифікації слід формувати такі параметри ДЕК, що забезпечують зниження перевантаження під час посадки.

Таким чином, для того щоб рекомендувати значення $\bar{\beta}$(ДЕК), необхідно враховувати альтернативність його впливу на потрібну довжину ЗПС та на збільшення рейсової роботоздатності, заради чого і створюються модифікації.

Виходячи з такого міркування, значення $\bar{\beta} < 0{,}2$ слід уважати найбільш раціональними і з огляду на поліпшення посадкових характеристик літака, і за параметром вагової досконалості стояків шасі.

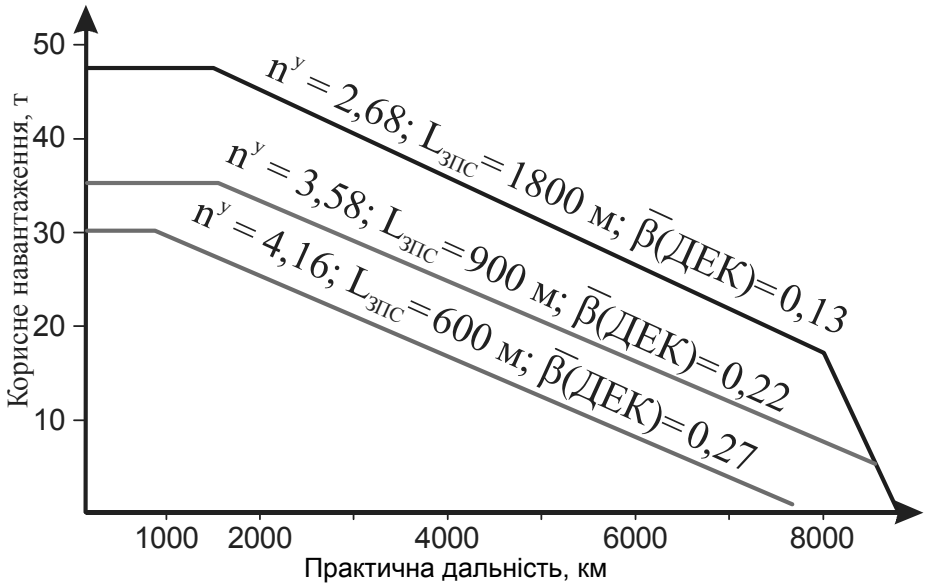


Рис. 10.12. Вплив використання ДЕК в амортизаційних системах шасі на параметри ”вантаж – дальність”

Однак у багатьох випадках, особливо при великих значеннях V_y, використання значення $\bar{\beta} > 0{,}2$ може виявитися єдиним способом забезпечення безвідривного поздовжнього руху (без повторних відділень і ”козління”) у першій фазі посадкового пробігу. У таких випадках вагова досконалість стояків шасі не може бути жорстким обмежувачем.

Під час реальних приземлень величина коефіцієнта незрівноваженості посадкової маси модифікації піднімальною силою крила (зазвичай під час ручної посадки) визначається кваліфікацією командира літального апарата. Тому в інструкції з експлуатації слід рекомендувати під час парашутування модифікації літака використовувати значення $\bar{\beta}(\text{ДЕК}) \le 0{,}2$.

Отже, можна сформувати такі висновки:

1. У розд. 10 підручника «Проєктування шасі літаків» подано методичні вказівки й розрахункові залежності для оцінювання впливу параметрів літака й параметрів його шасі в момент підскоку під час приземлення та на зв'язок його вихідних параметрів з інтегральною характеристикою «вантаж – дальність».

2. Описано вплив параметра $\bar{\beta}$ на посадкові процеси літака. Цей параметр ураховує незрівноваженість посадкової маси літака піднімальною силою його крила й залежить не тільки від посадкової конфігурації літака, але й від техніки пілотування в момент його приземлення.

3. Для більш повного погашення енергії літака під час його посадки запропоновано застосовувати додаткові енергетичні камери в основних і передніх стояках шасі.

4. Унаслідок моделювання руху літака по ЗПС у початковій стадії приземлення ($\bar{\beta} < 1{,}0$) визначено, що пробіг літака може здійснюватися без підскоків і повторних відділень літака від ЗПС за наявності в стояках шасі ДЕК. Критерієм безвідривного післяпосадкового пробігу є коефіцієнт незрівноваженості посадкової маси літака піднімальною силою його крила $\bar{\beta}_{\text{п}}$.

5. Наведені в цьому розділі розрахункові схеми й аналітичні залежності студенти можуть повною мірою використовувати під час виконання бакалаврських і магістерських кваліфікаційних робіт.

Запитання для самоперевірки

1. Яким є призначення ДЕК в амортизаційних системах шасі літака?
2. На які показники ефективності впливає наявність ДЕК в амортизаційних системах шасі літака?
3. Як впливає наявність ДЕК у стояках шасі на збільшення їх маси?
4. У чому полягає відмінність використання ДЕК на етапах зльоту і посадки?
5. Як оцінити вплив ДЕК на характеристику «вантаж – дальність» літака?

БІБЛІОГРАФІЧНИЙ СПИСОК

1. Electronic Code of Federal Regulations. Pat 23 – Airworthiness Standards, Normal Utility Acrobatic and Commuter Category Airplanesf [Electronic Code]. - Urb: http://www.ecfr.gov/cgi-bin/ – 27.04.2015.
2. Electronic Code of Federal Regulations. Pat 25 – Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes [Electronic Code]. – Urb: http://www.ecfr.gov/cgi-bin/ – 27.04.2015.
3. Electronic Code of Federal Regulations. Pat 27 – Airworthiness Standards: Normal Category Rotorcraft [Electronic Code]. – Urb: http://www.ecfr.gov/cgi-bin/ – 27.04.2015.
4. Electronic Code of Federal Regulations. Pat 29 – Airworthiness Standards: Transport Category Rotorcraft [Electronic Code]. – Urb: http://www.ecfr.gov/cgi-bin/ – 27.04.2015.
5. Electronic Code of Federal Regulations. Pat 33 - Airworthiness Standards: Aircraft Engines [Electronic Code]. – Urb: http://www.ecfr.gov/cgi-bin/ – 27.04.2015.
6. Авиационные правила. Нормы летной годности самолетов транспортной категории. – М. : Межгос. авиац. комитет, 1994. – Ч. 25. – 322 с.
7. Анализ устойчивости качения ориентируемых колес основных опор шасси : техн. отчет / п/я А-3395. – Киев, 1983. – № 1.4000.4000.1555.000.РР-83.
8. Арсон, Л. Д. Вариативное проектирование самолетных агрегатов : учеб. пособие / Л. Д. Арсон, В. И. Рябков, В. А. Урбанович. – Харьков : ХАИ, 1976. – 37 с.
9. Арефьев, В. Н. Определение веса шасси в начальной стадии проектирования [Текст] / В. Н. Арефьев // Самолетостроение. Техника воздушного флота. – 1971. – № 2. – С. 53–57.
10. Справочная книга по расчету самолета на прочность / М. Ф. Астахов, А. В. Караваев, С. Я. Макаров, Я. Я. Суздальцев. – М. : Оборонгиз, 1955. – 556 с.
11. Особенности использования титановых сплавов, нержавеющих сталей, металлокомпозиционных и антифрикционных материалов в шасси современных самолетов / В. И. Рябков, Л. В. Капитанова, Ю. В. Бабенко и др. // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2003. – Вип. 36/1. – С. 6–14.
12. Бабенко, Ю. В. Разработка директивной технологии образования поверхностей трения подвижных узлов самолетных агрегатов / Ю. В. Бабенко. – Харьков : ХАИ, 2001. – 135 с.
13. Балабуев, П. В. Основы общего проектирования самолетов с газотурбинными двигателями : учеб. пособие. В 2 ч. Ч. 2 /

П. В. Балабуев, С. А. Бычков, А. Г. Гребеников. – Харьков : ХАИ, 2003. – Ч. 2. – 389 с.

14. Башта, Т. М. Гидравлические приводы летательных аппаратов / Т. М. Башта. – М. : Машиностроение, 1967. – 342 с.

15. Белинский, И. А. Зимнее содержание аэродромов / И. А. Белинский, Ю. А. Самородов, В. С. Соколов. – М. : Транспорт, 1982. – 192 с.

16. Бойцов, Б. В. Комплексное исследование шасси самолета / Б. В. Бойцов. – М. : Машиностроение, 1985. – 232 с.

17. Бойцов, В. В. Надежность шасси самолета / В. В. Бойцов. – М. : Машиностроение, 1976. – 216 с.

18. Борисов, Ю. С. Плазменные порошковые покрытия / Ю. С. Борисов, А. Л. Борисова. – Киев : Техніка, 1986. – 153 с.

19. Антифрикционные свойства газотермических покрытий из порошков плакированных карбидов / Ю. С. Борисов, Т. П. Гейшвили, И. Н. Горбатов и др. // Порошковая металлургия. – 1989. – № 6. – С. 45 – 47.

20. Бочаров, В. В. Вибродинамическая совместимость элементов авианесущих корабельных комплексов / В. В. Бочаров, В. Г. Калугин. – М. : Машиностроение, 1992. – 232 с.

21. Вассерман, М. А. Математическое описание качения колеса с неустановившимся вводом / М. А. Вассерман, Г. Л. Лившиц // ТВФ. – 1975. – № 7. – С. 46–47.

22. Вербенец, П. Ф. Самолетные шасси / П. Ф. Вербенец. – Харьков : ХАИ, 1969. – 163 с.

23. Вербенец, П. Ф. Проектирование кинематики уборки самолетных шасси / П. Ф. Вербенец. – Харьков : ХАИ, 1975. – 52 с.

24. Волох, И. Н. Экспериментальные основы оценки износостойких шарниров шасси / И. Н. Волох, В. И. Рябков // Авиационная промышленность. – 1976. – № 19. – С. 54–56.

25. Волох, И. Н. Разработка методики и средств стендовых испытаний шарнирных узлов шасси самолетов / И. Н. Волох, В. И. Рябков // Вопросы оптимизации самолетных конструкций. – 1978. – Вып 2. – С. 47–52.

26. Борисов, Ю. С. Газотермические покрытия из порошковых материалов : справочник / Ю. С. Борисов, Ю. А. Харламов. –Киев : Наук. думка, 1987. – 544 с.

27. Гаркунов, Д. Н. Повышение износостойкости деталей конструкций самолетов. В 3 т. Т. 2 / Д. Н. Гаркунов, А. А. Поляков. – М. : Машиностроение, 1974. – 199 с.

28. Гребеников, А. Г. Стандартная спецификация. Самолет Ан-74Т-200А / А. Г. Гребеников, П. А. Клюев, В. Н. Король. – Харьков : ХАИ, 2004. – 336 с.

29. Гончаренко, В. И. Об одной постановке задачи о шимми ориентирующихся колес / В. И. Гончаренко, Л. Г. Лобас, Н. В. Никитина // Прикладная механика. – 1981. – Вып. 8. – С. 82–88.

30. Гребеньков, О. А. Конструкции самолетов / О. А. Гребеньков. – М. : Машиностроение, 1984. – 236 с.

31. Гудков, А. И. Внешние нагрузки и прочность летательных аппаратов / А. И. Гудков, П. С. Лешаков. – М. : Машиностроение, 1968. – 470 с.

32. Долгушев, Г. Е. Определение оптимальных параметров колесных тормозов и сравнение эффективности различных способов самолета при пробеге / Г. Е. Долгушев, Д. В. Лещинер, Г. В. Новожилов // ТВФ. – 1970. – № 6. – С. 11–14.

33. Дослідження змін фізико-хімічних властивостей робочих рідин літака Ан-124-100 під час експлуатації та вироблення рекомендацій по їх обслуговуванню : звіт / НДІ ППГАТ при НТУУ „КПІ”. – Київ, 2000. – С. 11–14.

34. Дрожжин, В. Л. Метод оценки нагруженности рычажных стоек шасси с лыжей при посадочном ударе / В. Л. Дрожжин // ТВФ. – 1976. – № 5. – С. 31–34.

35. Евсеев, Л. А. Расчет шасси самолета на прочность / Л. А. Евсеев, К. В. Миронов, П. А. Фомичев. – Харьков : ХАИ, 1988. – 100 с.

36. Едемский, В. А. Выбор параметров полурычажных стоек шасси с учетом сил трения / В. А. Едемский, И. Н. Волох, В. И. Рябков // Самолетостроение. Техника воздушного флота. – М., 1973. – Вып. 31. – С. 85–90.

37. Зайцев, И. И. Конструкции и прочность самолетов / И. И. Зайцев, В. Л. Рудаков. – Киев : Вища шк., 1978. – 487 с.

38. Зверев, И. И. Проектирование и прочность авиационных колес и тормозных систем / И. И. Зверев, С. С. Коконин. – М. : Машиностроение, 1973. – 224 с.

39. Инструкция по проектированию, строительству и оценке пригодности снежных и снежно-ледовых аэродромов Антарктиды (ВСН37–76МГА). – Л. : МГА, ГУМ при СМ СССР, 1976. – 63 с.

40. Исследования и испытания авиационной гидрожидкости FH-15 : техн. отчет / ВИАМ. – М., 1991. – 147 с.

41. Исследования и испытания авиационной гидрожидкости FH-15 : техн. отчет / ВИАМ. – М., 1995. – 138 с.

42. Капитанова, Л. В. Исследование возможности использования дополнительных энергетических камер в амортизаторах шасси модификаций самолетов / Л. В. Капитанова // Авиационно-космическая техника и технология. – 2007. – Вып. 8/44. – С. 60–66.

43. Капитанова, Л. В. Формирование энергетических условий улучшения взлетно-посадочных характеристик модификаций самолетов транспортной категории / Л. В. Капитанова // Вестник двигателестроения. – Запорожье : Изд-во ОАО «Мотор Сич», 2007. – № 3. – С. 8–13.

44. Каталог продукции Ярославского шинного завода : каталог. – М. : Машиностроение, 2000. – 186 с.

45. Кондрашов, Н. А. Проектирование убирающихся шасси самолетов / Н. А. Кондрашов. – М. : Машиностроение, 1991. – 284 с.

46. Крагельский, И. В. Трение, изнашивание и смазка / И. В. Крагельский, А. В. Алисин. – М. : Машиностроение, 1978. – Кн. 1. – 400 с.; 1979. – Кн. 2. – 358 с.

47. Крагельский, И. В. Основы расчета на трение и износ / И. В. Крагельский, М. Н. Добычин, В. С. Камбалов. – М. : Машиностроение, 1977. – 526 с.

48. Крылов, К. А. Повышение износостойкости деталей самолетов / К. А. Крылов. – М. : Транспорт, 1974. – 143 с.

49. Куклов, А. К. Статистический метод исследования нагруженности передней стойки шасси самолета Ан-24 при рулении / А. К. Куклов, Г. Б. Сюсюкалов // Наука и техника ГА : сб. науч. тр. – М., 1981. – Вып. 1. – С. 19–24.

50. Кутелев, М. М. Математическая модель системы самолет – шасси – взлетно-посадочная полоса / М. М. Кутелев // Методы исследований при разработке проектов современных самолетов. – М., 1986. – Вып. 4. – С. 51–58.

51. Левин, М. А. Теория качения деформируемого колеса / М. А. Левин, Н. А. Фуфаев. – М. : Наука, 1989. – 217 с.

52. Лившиц, Г. Л. Неустановившееся движение тележек шасси (галопирование) / Г. Л. Лившиц, В. Г. Шимановский // Нелинейные колебания и переходные процессы в машинах. – М., 1972. – Вып. 2. – С. 142–149.

53. Львов, В. П. Движение системы самолет – шасси на взлетно-посадочных режимах / В. П. Львов // ТВФ. – 1976. – № 2. – С. 41–49.

54. Максимова, Т. И. Колебания стоек главного шасси самолета при посадке / Т. И. Максимова // Теория и практика проектирования пассажирских самолетов. – М., 1976. – С. 345–350.

55. Ветчинкин, В. П. Материалы по расчету и проектированию упругогидравлической амортизации шасси / В. П. Ветчинкин // Тр. ЦАГИ. – 1948. – Вып 2. – С. 18–42.

56. Толмачев, В. И. Методика весового расчета транспортных самолетов : учеб. пособие / В. И. Толмачев, С. А. Бычков. – Харьков : ХАИ, 1983. – 24 с.

57. Мелик-Заде, Н. А. Выбор параметров зарядки и стояночных усадок амортизаторов шасси при эксплуатации самолета на грунтовых аэродромах / Н. А. Мелик-Заде // Авиационная промышленность. – М., 1973. – № 3. – С. 17–21.

58. Применение гидрожидкостей фирмы Exxon Mobil в гражданской авиации / Материалы конф. Шломо Антика. – 2002. – С. 4–42.

59. Усенков, В. П. Нагрузки транспортных самолетов при рулении / В. П. Усенков // Тр. ЦАГИ. – 1966. – Вып. 1031. – С. 14–21.

60. Триботехнические свойства покрытий на титановых сплавах / П. В. Назаренко, И. Е. Полищук, А. Г. Моляр, А. Е. Остраница // ФХММ. – 1998. – № 2. – С. 26–31.

61. Нормы летной годности гражданских вертолетов. – М. : МАП СССР, 1971. – 474 с.

62. Нормы летной годности гражданских самолетов. – М. : ЦАГИ, 1984. – 384 с.

63. Общие принципы расчета летно-технических характеристик самолета : руководство для конструкторов. – 1983. – Кн. 3. – 378 с.

64. Определение возможности эксплуатации самолетов Ту-154Б на рабочей жидкости FH-51 : отчет / НП «Родина». – М., 2002. – 216 с.

65. Основные положения конструирования и технологии изготовления деталей из 30ХГСН2А, 25Х2ГНТА, ВЛ-1, ЭИ-643 : инструкция ВИАМ. – М., 1968. – 27 с.

66. Предельные диаграммы выносливости стали ВНС-2 и титана ВТ-22 в области растяжения : отчет / ЦАГИ. – 1975. – № 1426. – 144 с.

67. Приготовление антифрикционных пленкообразующих составов ВАП-1, ВАП-1г, ВАП-2, ВАП-3 и нанесение их на поверхности деталей, работающих на трение : инструкция / ВИАМ. – М., 1975. – 112 с.

68. Привен, Д. Л. Анализ нагруженности самолета с многостоечным шасси / Д. Л. Привен, Т. И. Максимова // Теория и практика проектирования пассажирских самолетов. – М. : Наука, 1976. – 440 с.

69. Проектирование самолетов : учеб. для вузов / С. М. Егер, В. Ф. Мишин, Н. К. Лисейцев и др.; под ред. С. М. Егера. – М. : Машиностроение, 1983. – 616 с.

70. Сухарев, И. П. Прочность шарнирных узлов машин : справ. пособие / И. П. Сухарев. – М. : Машиностроение, 1977. – 167 с.

71. Раймель, Й. Шасси автомобиля / Й. Раймель. – М. : Машиностроение, 1983. – 326 с.

72. Расчет взлетно-посадочных характеристик самолета : руководство для конструкторов. – 1963. – Кн. 2. – 244 с.

73. Райхер, В. Л. Нагружение самолета при наземных режимах эксплуатации / В. Л. Райхер. – М. : ЦАГИ, 1979. – 86 с.

74. Рябков, В. И. Особенности выбора колес шасси для тяжелых транспортных самолетов с учетом реальных условий их эксплуатации / В. И. Рябков, В. А. Трофимов // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковського «Харьк. авиац. ин-т». – Харьков, 2003. – Вып. 16. – С. 45–49.

75. Рабочая жидкость НГЖ-5У: техн. условия ТУ-38.401-58-57-93V.

76. Самолет Ан-72. Руководство по технической эксплуатации : В 7 кн. Кн. 5: Шасси. – Киев, 1984. – 104 с.

77. Самофалов, С. И. Вакуумно-плазменная технология нанесения покрытий для обеспечения работоспособности узлов трения летательных аппаратов : дис. канд. техн. наук : 05.05.91 / Самофалов Сергей Игоревич. – Харьков, 1991. – 186 с.

78. Следящие гидравлические приводы летательных аппаратов / А. И. Баженов, Н. С. Гамынин, В. И. Кареев и др. – М. : Машиностроение, 1981. – 312 с.

79. Слюдников, М. Н. Проектирование деталей, узлов, приводов и механизмов летательных аппаратов / М. Н. Слюдников. – М. : Машиностроение, 1970. – 322 с.

80. Сравнительные испытания гидравлических жидкостей SRYDROL LD-4 и НГЖ-5У Авиационной корпорации «Рубин». – Балашиха, 2003. – 68 с.

81. Технические условия и нормы на проектирование аэродромов гражданской авиации : нормат. материалы гражд. авиации. – М. : Изд-во МГА СССР, 1965. – 267 с.

82. Тихомиров, В. А. Колесно-лыжные шасси / В. А. Тихомиров // Тр. ВВИА. – 1968. – Вып. 3. – С. 92–99.

83. Толмачев, Н. Г. Исследование энергетических особенностей амортизационных систем шасси при посадочных ударах / Н. Г. Толмачев // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологи : сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «Харьк. авиац. ин-т». – Харьков, 2001. – Вып. 9. – С. 82–86.

84. Трофимов, В. А. Проблемы, связанные с применением зарубежных жидкостей в гидроагрегатах самолетов / В. А. Трофимов

// Вестн. Нац. техн. ун-та «Киевск. политехн. ин-т». – Киев, 2000. – Вып. 38. – С. 188–191.

85. Трофимов, В. А. Расчетная оценка проходимости тяжелых транспортных самолетов с многоопорным шасси по существующим покрытиям аэродромов базирования / В. А. Трофимов // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологи : сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «Харьк. авиац. ин-т». – Харьков, 2000. – Вып. 5. – С. 130–135.

86. Гоздек, В. С. Устойчивость качения сблокированных ориентирующихся колес шасси самолета / В. С. Гоздек // Тр. ЦАГИ. – 1970. – Вып. 1196. – С. 3–18.

87. Федирко, В. Н. Расширение функциональных возможностей титановых сплавов путем использования элементов вакуумной технологии при азотировании / В. Н. Федирко, И. Н. Погрелюк // Технологические системы. – Киев, 2000. – Вып. 1. – С. 26–29.

88. Федоров, Г. М. Алгоритмо-аналитический метод машинного проектирования кинематических схем механизмов конструкций стоек шасси самолетов / Г. М. Федоров // ТВФ. – М., 1971. – № 4–5. – С. 36–41.

89. Федоренко, И. П. Основные проектные параметры самолетного шасси и его весовая оценка / И. П. Федоренко // ТВФ. – М., 1975. – № 3. – С. 47–51.

90. Эксплуатационная надежность авиационных колес / И. И. Хазанов, Р. В. Сакач, Я. Н. Пейко и др. – М. : Транспорт, 1974. – 224 с.

91. Хаттон, Р. Е. Жидкости для гидравлических систем / Р. Е. Хаттон. – М. : Химия, 1965. – 314 с.

92. Чернова, К. С. Жидкости и масла для гидравлических устройств самолетов / К. С. Чернова. – М. : Редиздат аэрофлота, 1965. – 173 с.

93. Чупилко, Г. Е. Самолетные тормозные устройства / Г. Е. Чупилко. – М. : Оборонгиз, – 1940. – 311 с.

94. Шейнин, В. М. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов / В. М. Шейнин, В. И. Козловский. – М. : Машиностроение, 1984. – 552 с.

95. Келдыш, М. В. Шимми переднего колеса трехколесного шасси / М. В. Келдыш // Тр. ЦАГИ. – 1945. – Вып. 561. – С. 1–34.

96. Шимоновский, В. Г. Применение металлоплакирующих смазок в узлах трения самолетов / В. Г. Шимоновский // Повышение износостойкости на основе избирательного переноса. – М., 1977. – Вып. 3. – С. 95–99.

97. Шульженко, М. Н. Конструкция самолетов / М. Н. Шульженко. – М. : Машиностроение, 1971. – 416 с.

98. Эскин, И. И. Самолетные шасси с носовым колесом / И. И. Эскин. – М. : Оборонгиз, 1971. – 244 с.

99. ГОСТ 6794–75. Масло АМГ-10. Технические условия. – М. : Госстандарт, 1975. – 12 с.

100. Skydrol. Type IV file resistant hydraulic fluids LD-4 / 500B4 / Technical bulletin. Pub. №7249153a. – Monsanto Co, 1994. – 196 p.

101. Raymond, E. T. Aircraft Flight Control Actuation System Design / E. T. Raymond, C. C. Chenoweth. – Published by Society of Automotive Engineers, Inc. – Warrendale, USA, 1993. – 242 p.

102. Проектування шасі літаків : підручник / В. І. Рябков, В. А. Трофімов, В. М. Павленко, М. Г. Толмачов, Л. В. Капітанова, Ю. В. Бабенко. – Харків : ХАІ, 2011. – 340 с.

103. Капітанова, Л. В. Поліпшення злітно посадкових характеристик – шлях до забезпечення безпеки польотів / Л. В. Капітанова // Проблеми створення та забезпечення життєвого циклу авіаційної техніки : Міжнар. наук.-техн. конф. : тези доп., 20–21 квіт. 2016 р. / Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «Харків. авіац. ін-т». – Харків, 2016. – С. 30.

Для нотаток

Навчальне видання

Рябков Віктор Іванович
Капітанова Людмила Валеріївна
Тіт Володимир Анатолійович

ПРОЄКТУВАННЯ ШАСІ ЛІТАКІВ

Редактор Т. О. Іващенко

Зв. план, 2023
Підписано до друку 31.12.2023
Формат 60×84 1/16. Папір офс. Офс. друк
Ум. друк. арк. 20. Обл.-вид. арк. 22,5. Наклад 100 пр.
Замовлення 145-23. Ціна вільна

Видавець і виготовлювач
Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут»
61070, Харків-70, вул. Чкалова, 17
http://www.khai.edu
Видавничий центр «ХАІ»
61070, Харків-70, вул. Чкалова, 17
izdat@khai.edu

Свідоцтво про внесення суб'єкта видавничої справи
до Державного реєстру видавців, виготовлювачів і розповсюджувачів
видавничої продукції ДК № 391 від 30.03.2001