Л. В. Капітанова, В. І. Рябков

БУДОВА І ПРОЄКТУВАННЯ МЕХАНІЧНИХ КАНАЛІВ ОСНОВНОГО КЕРУВАННЯ ЛІТАКІВ

2022

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут»

Л. В. Капітанова, В. І. Рябков

БУДОВА І ПРОЄКТУВАННЯ МЕХАНІЧНИХ КАНАЛІВ ОСНОВНОГО КЕРУВАННЯ ЛІТАКІВ

Навчальний посібник

Харків **«**ХАІ**»** 2022

УДК 629.735.33.05.01(075.8)
К20

Рецензенти: канд. техн. наук А. В. Приймак,
канд. техн. наук, доц. І. М. Бабак

Капітанова, Л. В.

К20 Будова і проєктування механічних каналів основного керування літаків [Текст] : навч. посіб. / Л. В. Капітанова, В. І. Рябков. – Харків : Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «Харків. авіац. ін-т», 2022. – 130 с.

ISBN 978-966-662-896-4

Розглянуто будову і проєктування механічних каналів основного керування літаків. До кожного розділу подано теоретичний матеріал, описано механічні канали основного керування літаків й методики визначення їх основних параметрів, наведено повні характеристики конструкцій реальних літаків, які забезпечують необхідну керованість, ефективність, надійність і заданий ресурс літака. Наведено приклади конструкцій каналів керування конкретних літаків, а також запропоновано за питання для самостійного виконання й самоконтролю.

Для студентів вищих навчальних закладів, що вивчають курси «Конструкція літаків і вертольотів», «Конструювання елементів авіаційної техніки», під час виконання курсових, кваліфікаційних випускних робіт магістрів і бакалаврів за спеціальностями «Авіаційна та ракетно-космічна техніка», «Авіаційний транспорт». Може бути корисним для спеціалістів галузі авіабудування.

Іл. 72. Табл. 7. Бібліогр.: 20 назв

УДК 629.735.33.05.01(075.8)

© Капітанова Л. В., Рябков В. І., 2022
© Національний аерокосмічний
університет ім. М. Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут», 2022

ISBN 978-966-662-896-4

ЗМІСТ

УМОВНІ ПОЗНАЧЕННЯ ТА СКОРОЧЕННЯ…….. 5
ВСТУП…….. 8
Розділ 1. ПРИЗНАЧЕННЯ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ ЛІТАКА І ВИМОГИ ДО НЕЇ…….…….…… 11
1.1. Склад керування літака, вимоги до неї і завдання, що виникають під час її проєктування…..... 11
1.2. Особливості компонування й кінематика каналів механічного керування…….....…….. 15
1.3. Аналіз наявних підходів до проєктування каналів механічного керування…….. 18
Запитання для самоконтролю …….. 20
Розділ 2. КОНСТРУКТИВНЕ ВИКОНАННЯ КАНАЛІВ ПРЯМОГО МЕХАНІЧНОГО КЕРУВАННЯ…..... 21
2.1. Командні важелі в каналах ручного керування…..... 22
2.1.1. Функціональне й конструктивне коригування командних важелів……..... 23
2.1.2. Зусилля на командних важелях та особливості їх переміщень……..... 27
2.2. Проводка керування в механічних каналах…..... 29
2.2.1. Особливості жорсткої й гнучкої проводок керування……. 29
2.2.2. Конструктивні рішення, що забезпечують підвищення поздовжньої жорсткості тросових проводок керування……..... 45
2.2.3. Змішані проводки керування……..... 53
2.3. Проєктувальний розрахунок елементів механічної проводки керування…….…… 58
2.4. Компонування командних важелів у кабіні екіпажу…….. 62
Запитання для самоконтролю…… 66
Розділ 3. ФОРМУВАННЯ ПОТРІБНИХ КІНЕМАТИЧНИХ ПАРАМЕТРІВ ПІД ЧАС ПРОЄКТУВАННЯ КАНАЛІВ ПРЯМОГО МЕХАНІЧНОГО КЕРУВАННЯ…… 68
3.1. Визначення передатних відношень у каналах прямого механічного керування……..... 69
3.2. Конструктивні елементи, що забезпечують диференціальність і нелінійність під час передавання керувальних команд……..... 75
3.3. Особливості кінематики гнучкої проводки керування літаком…… 79
3.4. Розрахунок сил тертя в механічних каналах керування……..... 80
Запитання для самоконтролю …….. 83

Розділ 4. ЗАВАНТАЖУВАЛЬНІ МЕХАНІЗМИ В КАНАЛАХ ОСНОВНОГО КЕРУВАННЯ З ГІДРОМЕХАНІЧНИМ ПРИВОДОМ……..... 84
4.1. Принципова схема каналу керування з гідропідсилювачем……. 84
4.2. Завантажувальні механізми для імітації зусиль на командному важелі за його переміщенням…… 86
4.3. Механізми імітації градієнта зусилля на командному важелі за швидкістю польоту..... 93
4.4. Механізми, що імітують на командному важелі градієнт зусиль за перевантаженням……..... 95
4.5. Автоматичні пристрої завантаження командних важелів……. 98
4.5.1. Автомати регулюванню зусиль на командному важелі……... 99
4.5.2. Автоматичне регулювання передатного відношення за швидкістю польоту……..... 104
4.5.3. Автомати обмеження граничних режимів польоту……..... 106
Запитання для самоконтролю ……... 108
Розділ 5. ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ НАДІЙНОСТІ, ВІДМОВО-БЕЗПЕЧНОСТІ Й ЖИВУЧОСТІ КАНАЛІВ ОСНОВНОГО КЕРУВАННЯ ЛІТАКІВ……. 109
5.1. Вимоги до надійності, відмовобезпечності й живучості каналів основного керування літаком……..... 109
5.2. Шляхи реалізації вимог до надійності, відмовобезпечності та живучості каналів керування……. 112
5.2.1. Забезпечення вимог до надійності й відмовобезпечності …….. 112
5.2.2. Забезпечення вимог до живучості каналів основного керування……. 119
Запитання для самоконтролю …….. 123
Розділ 6. ПРИКЛАДИ ЧИСЛОВОГО ОЦІНЮВАННЯ ПАРАМЕТРІВ ОКРЕМИХ ЕЛЕМЕНТІВ ПРИ ПРОЄКТУВАЛЬНОМУ РОЗРАХУНКУ КАНАЛІВ МЕХАНІЧНОГО КЕРУВАННЯ……..... 124
БІБЛІОГРАФІЧНИЙ СПИСОК..... 128

ТЕРМІНИ, УМОВНІ ПОЗНАЧЕННЯ ТА СКОРОЧЕННЯ

Керування літаком	– сукупність основних і допоміжних каналів, з допомогою яких здійснюється керування літаком
Основне керування	– канали керування, що забезпечують необхідні зміни в русі літака навколо його центра мас
Допоміжне керування	– керування окремими агрегатами літака: закрилками, шасі, стрілоподібністю крила тощо
Органи керування	– пристрої, з допомогою яких створюються необхідні сили й моменти: рулі висоти й напрямку, елерони, інтерцептори тощо
Командні важелі	– пристрої, з допомогою яких льотчик уводить у систему керувальні команди
Проводка керування	– сукупність елементів, що забезпечують зв'язок командних важелів з органами керування
Ручне керування	– керувальні команди, що формуються людиною
Система автоматичного керування	– керувальні імпульси, що формуються автоматичними пристроями
m	– маса літака, кг
G	– вага літака, Н·кг
S	– площа крила, $м^2$
ℓ	– розмах крила, м
H	– висота польоту, м
V	– швидкість польоту літака (швидкість потоку повітря відносно літака), м/с

q	– швидкісний напір потоку, Па
M	– число Маха
υ	– кут тангажу літака, рад
$\delta_в$	– кут відхилення руля висоти, рад
$\delta_н$	– кут відхилення руля напрямку, рад
δ_e	– кут відхилення елеронів (відлічується по правому елерону), рад
α	– кут атаки, рад
Y	– піднімальна сила, Н
Q	– сила лобового опору, Н
Z	– бічна сила, Н
P	– сила тяги двигунів, установлених на літаку, Н
$C_y = \frac{Y}{qS}$	– коефіцієнт піднімальної сили
$m_x = \frac{M_x}{qS\ell}$ $m_y = \frac{M_y}{qS\ell}$ $m_z = \frac{M_z}{qS\ell}$	– коефіцієнти моментів аеродинамічних сил
$m_z^{C_y}$	– ступінь поздовжньої статистичної стійкості літака за перевантаженням
$m_z^{\delta_в}$	– ефективність руля висоти
$n_y = \frac{Y}{G}$ $n_z = \frac{Z}{G}$	– складові перевантаження уздовж осей 0y і 0z, зв'язаних з літаком
$M_ш$	– шарнірний момент від аеродинамічних сил на рульовій поверхні

$m_ш = \frac{M_ш}{qS_\delta b_\delta}$	– коефіцієнт шарнірного моменту
$k_ш$	– передатне відношення в каналі механічного керування літаком
$P_{кр}$	– зусилля на командному важелі
$\frac{\partial P_{кр}}{\partial \upsilon}$	– градієнт зусилля на командному важелі за швидкістю польоту літака
$\frac{\partial P_{кр}}{\partial n_y}$	– градієнт зусилля на командному важелі за перевантаженням
ν	– частота власних коливань тяг і тросів у проводці системи керування
I, II, III, IV	– рівні експлуатаційного стану літака (III – мінімально безпечний рівень)
КМК	– канали механічного керування
МТЕ	– механізм тримерного ефекту
ОК	– органи керування
РН	– руль напрямку
РП	– руль повороту
СОГР	– система обмеження граничних режимів

ВСТУП

Керування виникло й розвивалося разом із самим літаком і сьогодні є найбільш удосконаленою частиною літального апарата, що ґрунтується на сучасних досягненнях механіки й електроніки.

На перших літаках найпростіше керування [18] забезпечувало передавання керувальних сигналів від льотчика до органів керування з допомогою механічної проводки.

З підвищенням швидкості польоту функції керування суттєво ускладнилися [4]:

– передавання керувальних сигналів від льотчика до органів керування (режим пілотування льотчиком);
– передавання керувальних сигналів від виконавчих механізмів систем автоматичного керування до органів керування;
– забезпечення необхідної потужності для відхилення органів керування;
– забезпечення статичної і динамічної стійкості (стабілізації);
– формування необхідних характеристик керованості;
– формування керувальних сигналів для автоматичного траєкторного керування;
– формування сигналів, спрямованих на директорні прибори, в режимах напівавтоматичного пілотування;
– забезпечення підвищення безпеки пілотування льотчиком шляхом відповідної сигналізації й обмеження відхилення органів керування в разі наближення до гранично допустимих значень параметрів польоту (V, M, n_y, α, β, γ та ін.).

Для виконання цих функцій склад керування постійно доповнювали новими приладами, агрегатами й додатковими системами, серед яких [15] слід назвати:

– гідравлічні підсилювачі потужності – силові приводи рулів (бустери) і гідросистеми їх живлення;
– системи завантаження важелів керування (при необоротному бустерному керуванні);
– системи забезпечення необхідних характеристик статичної і динамічної стійкості й керованості (регулятори передатних чисел у проводці від важелів керування до рулів, демпфери коливань, автомати стійкості, автомати ковзання, автомати балансування, автомати тяги та ін.);
– систему директорних приладів з обчислювачами командних сигналів;
– систему автоматичного пілотування (автопілот або інші автоматичні системи, призначені для автоматичного пошуку й наведення, автоматичної посадки тощо);
– системи сигналізації й обмеження граничних режимів.

Робота саме цих автоматичних пристроїв і забезпечує оптимальні характеристики керованості, стійкість усього контуру керування на всіх режимах польоту, а також підвищення безпеки польоту.

Завдяки розвитку електронної техніки й розробленню багатоканальних приводів високої надійності [9] останніми роками створено технічну базу для заміни численних автоматичних і напівавтоматичних систем єдиної потужності (з їх датчиками, обчислювачами й виконавчими механізмами) багаторазовою резервованою автоматичною бортовою системою керування, що виконує всі їх функції.

Однак, незважаючи на таке широке застосування електроніки в сучасних літаках навіть з високими швидкостями польоту, досить ефективно використовуються й канали механічного керування (КМК), що складаються із механічних важелів, механічної проводки й гідромеханічних приводів рульових поверхонь [11].

Рульові поверхні, що забезпечують поперечну керованість літака, і рульові поверхні, що забезпечують його поздовжню керованість, керуються пілотом вручну з допомогою командного важеля, що має два ступеня вільності. Це керування називають ручним.

Рульові поверхні, що забезпечують шляхову керованість літака, керуються з допомогою педалей, які приводить у рух пілот ногами, тому керування називають ножним.

Якщо пілот зміщує командний важіль ручного керування від себе, то рулі висоти, або цільноповоротне горизонтальне оперення, або елерони відхиляються вниз, і ніс літака опускається.

Якщо пілот зміщує командний важіль на себе, то ці поверхні відхиляються вверх, і ніс літака піднімається.

При переміщенні командного важеля ручного керування вправо або вліво відбувається відхилення, що забезпечує поперечну керованість рульових поверхонь (елеронів, інтерцепторів, диференціального цільноповоротного горизонтального оперення), а це приводить до правого або лівого крену літака.

При ножному керуванні натискання правої педалі вперед приводить до відхилення руля напрямку вправо й повороту літака вправо, а при натисканні лівої педалі вперед – до відхилення руля напрямку вліво й повороту літака вліво.

Таке поводження літака відповідно до положення командного важеля є своєрідним стандартом і прийняте в усьому світі.

Рульові поверхні, що забезпечують поздовжню керованість літака (рулі висоти, цільноповоротне горизонтальне оперення та елерони, які

відхиляються в один бік), називають органами поздовжнього керування, а рульові поверхні, призначені для створення крену літака (елерони, диференціальне далекокероване горизонтальне оперення, інтерцептори й елерони, що відхиляються в різні боки), – органами поперечного керування, рулі напрямку – органами шляхового керування.

Керування рулем висоти, рулем напрямку й елеронами з допомогою командних важелів і механічної проводки керування в цій роботі будемо називати каналами механічного керування (КМК), які і є предметом вивчення студентами четвертого курсу спеціальностей 134 ''Авіаційна та ракетно-космічна техніка'' та 272 ''Авіаційний транспорт'' Національного аерокосмічного університету ім. М. Є. Жуковського ''ХАІ''.

Навчальний посібник можуть використовувати студенти цих спеціальностей під час виконання дипломних проєктів бакалаврів і магістрів.

Під час проєктування каналів механічного керування виникає багато загальних і специфічних завдань, які й авіаційний конструктор, і студент, який виконує курсовий або дипломний проєкт, мають вирішити в процесі їх створення [14]:

– розробити принципову схему конкретного каналу керування й указати елементи, що входять до його складу;

– зробити проєктувальні розрахунки за переміщеннями й зусиллями всіх вузлів та агрегатів каналу;

– сформувати на командних важелях прийнятні для льотчика характеристики зусиль і переміщень;

– передбачити необхідні конструктивні рішення, що забезпечують певні рівні надійності, відмовобезпеки й живучості конкретного каналу керування з дотриманням вимоги його мінімальної маси.

Розділ 1. ПРИЗНАЧЕННЯ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ ЛІТАКА І ВИМОГИ ДО НЕЇ

1.1. Склад системи керування літака, вимоги до неї і завдання, що виникають під час її проєктування

Основним призначенням системи керування літака (рис. 1.1) є забезпечення заданої траєкторії його польоту [13]. Досягається це потрібним зміненням сил на крилі й оперенні літака шляхом відповідного відхилення рульових поверхонь. Керування кожною рульовою поверхнею складається з командного важеля, установленого в кабіні пілота, проводки керування, що з'єднує командний важіль і руль, і механізмів, пристроїв та автоматів, які поліпшують характеристики стійкості й керованості й полегшують керування літаком.

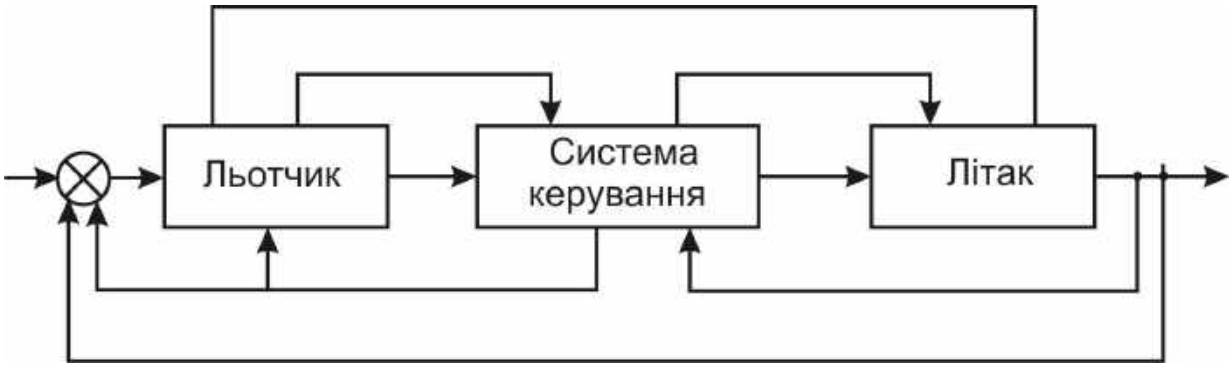


Рис. 1.1. Основні зв'язки в каналах системи керування літака

На літаках, що літають із невеликими дозвуковими швидкостями, призначенням системи керування є забезпечення передавання керувальних сигналів від льотчика (або автопілота) до органів керування

На рис. 1.2 зображено всі необхідні органи керування літаком, розташовані в крилі й агрегатах хвостового оперення: елерони, розташовані на крилі, що забезпечують переміщення літака навколо осі 0x; руль висоти на консолях горизонтального оперення, що забезпечують переміщення літака по розі тангажу; руль напрямку, розташований на задній кромці кіля, що забезпечує шляховий рух літака. Крім того, і в крилі, і в агрегатах хвостового оперення розташовано багато органів, що забезпечують підвищення ефективності основних органів. Їх наявність і склад багато в чому визначаються призначенням літака і специфікою вимог, що ставляться до системи керування конкретного літака.

До таких органів належать передкрилки крила, внутрішні й кінцеві закрилки, інтерцептори, зовнішні і внутрішні секції елеронів, сервокомпенсатори елеронів, дефлектори стабілізатора, секції рулів висоти й напрямку, тримери рулів напрямку й висоти. Їх розташування, показане на рис 1.2, є типовим для сучасних літаків транспортної категорії.

Однак слід зазначити, що за конструктивно-технологічним виконанням ці органи літаків окремих фірм істотно відрізняються один від одного, що слід ураховувати під час їх конструювання в подальших проєктах.

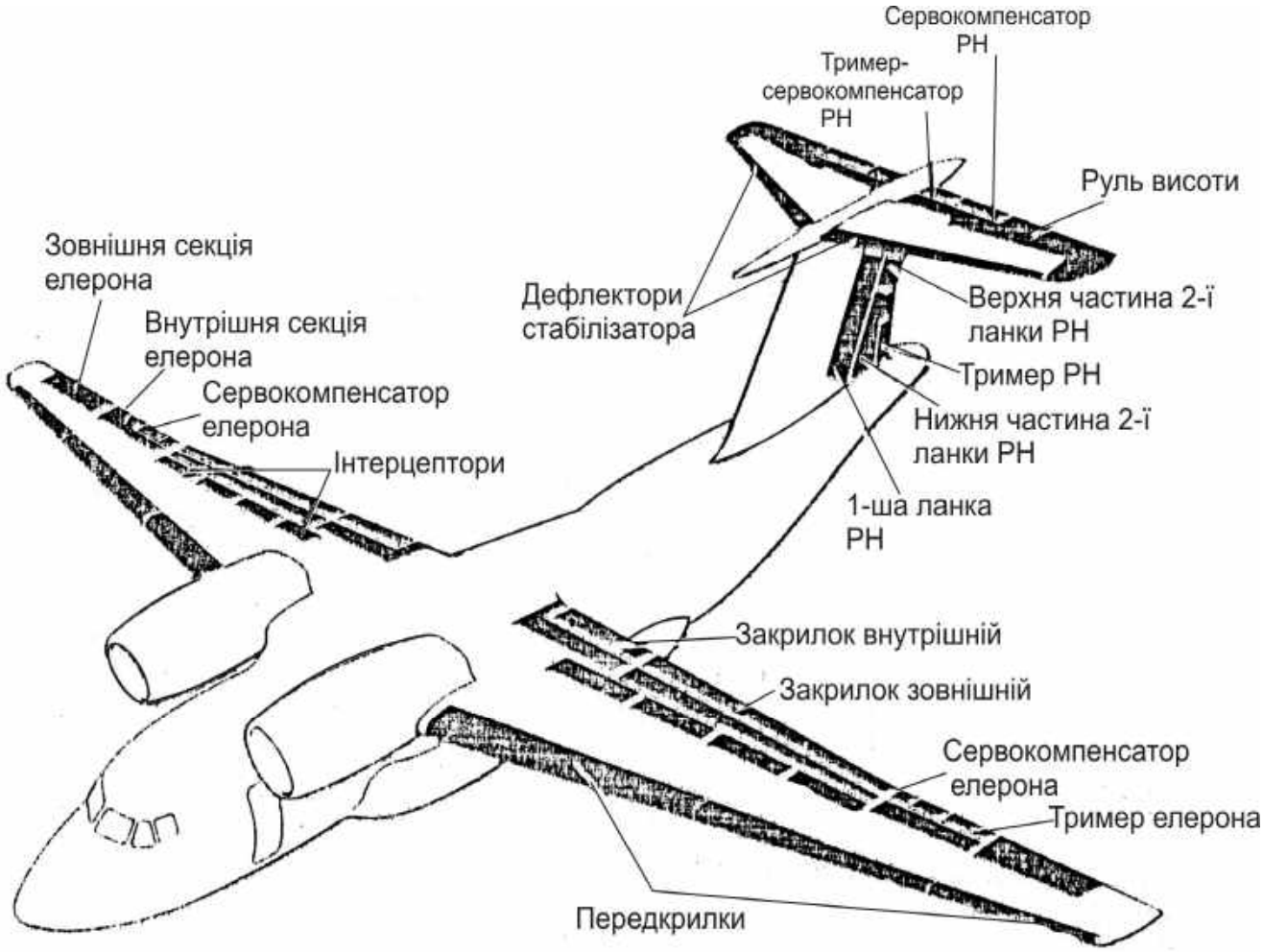


Рис. 1.2. Органи основного керування сучасного літака

У системі "льотчик – літак" є десятки каналів керування основними рульовими поверхнями (див. рис. 1.2), двигуном, складовими частинами силової установки, шасі, щитками та іншими агрегатами й механізмами. При цьому використовуються різні способи передавання команд: механічний, гідравлічний, електричний, пневматичний.

Часто в одному каналі використовуються всі ці види передавання керувальних сигналів одночасно [1] (рис. 1.3).

Стрілками показано електричні керувальні сигнали від обчислювальних блоків автоматичних систем до відповідних виконавчих механізмів.

Як бачимо, канали керування в сучасних швидкісних літаках містять [1]:

– гідравлічні підсилювачі потужності – силові прилади рулів (бустери) і гідросистеми їх живлення;

– системи завантаження важелів керування (при необоротному бустерному керуванні);

– системи забезпечення необхідних характеристик статичної й динамічної стійкості й керованості (регулятори передатних чисел у проводці від важелів керування до рулів, демпфери коливань, автомати стійкості, автомати ковзання, автомати балансування, автомати тяги тощо).

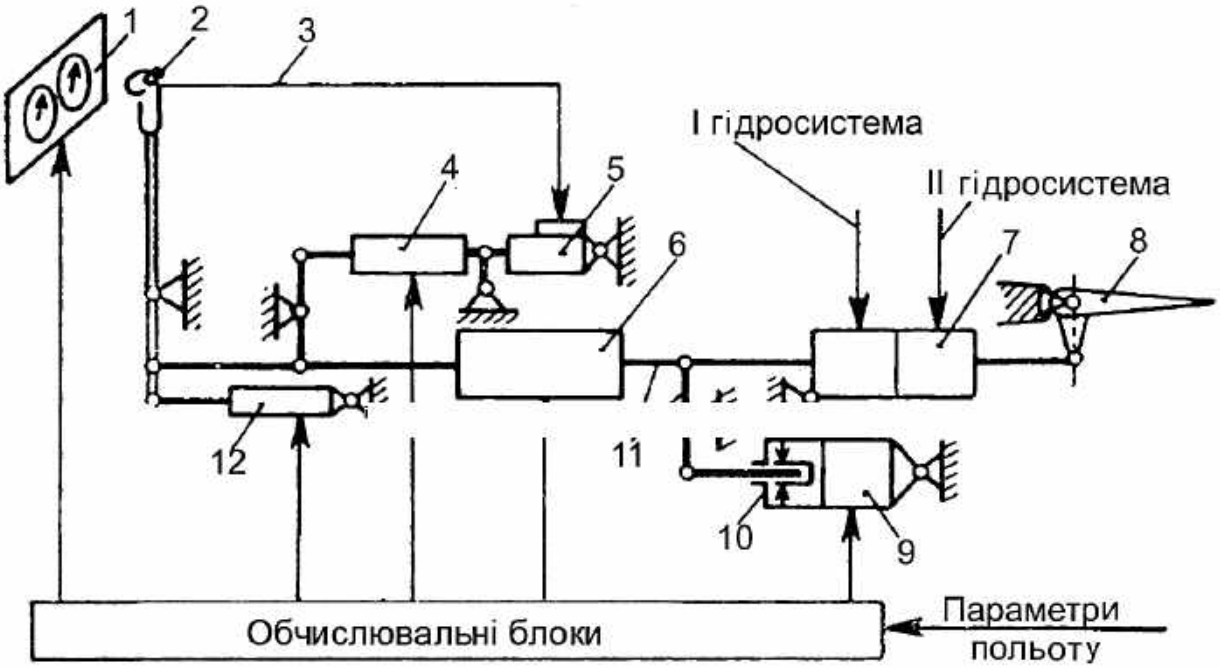


Рис. 1.3. Приклад складу одного каналу керування рульовою поверхнею сучасного літака:
1 – директорні прилади; 2 – важіль керування; 3 – електричний сигнал тримерування зусиль (балансування за зусиллями);
4 – завантажувальний пристрій; 5 – механізм тримерного ефекту (МТЕ);
6 – виконавчий механізм систем поліпшення характеристик стійкості й керованості;
7 – двокамерний гідропідсилювач з двома гідросистемами живлення камер;
8 – поверхня керування (руль); 9 – виконавчий механізм системи траєкторного керування; 10 – механізм вимкнення механізму 9;
11 – елементи механічної проводки; 12 – виконавчий механізм системи обмеження граничних режимів (СОГР)

Призначенням такого складу каналу керування є таке:

– передавання керувальних сигналів від льотчика до органів керування (режим пілотування льотчиком);

– передавання керувальних сигналів від виконавчих механізмів систем автоматичного керування до органів керування;

– забезпечення необхідної потужності для відхилення органів керування;

– забезпечення статичної й динамічної стійкості (стабілізації);

– формування необхідних характеристик керованості;

– формування керувальних сигналів для автоматичного траєкторного керування;

– формування сигналів на директорні прилади при режимах напівавтоматичного пілотування льотчиком за директорними приладами;

– забезпечення підвищення безпеки пілотування льотчиком шляхом відповідної сигналізації й обмеження відхилення органів керування в разі наближення до гранично допустимих значень параметрів польоту (V, M, n_y, α, β, γ та ін.)

Як бачимо, канали основного керування мають забезпечити вирішення досить складних завдань, які в практиці сучасного літакобудування вирішуються спеціалізованими організаціями, а в навчальному процесі є предметом вивчення спеціалізованих курсів.

У цьому навчальному посібнику зупинимося лише на питаннях проєктування механічних елементів каналів керування, до яких належать:

– командні важелі, проводки (жорсткі й гнучкі) керування;

– гідропідсилювачі;

– системи завантаження важелів керування;

– виконавчі механізми забезпечення необхідних характеристик стійкості й керованості, які під'єднано до проводки, а також механізми обмеження граничних режимів.

Проєктуючи такі елементи керування, необхідно прагнути до досягнення мінімальної маси конструкції за умови виконання вимог щодо забезпечення заданого ступеня надійності, технологічності й зручності їх експлуатації.

Літак з різними каналами керування має задовольняти вимогам стійкості й керованості, а також вимогам високої надійності протягом установленого ресурсу (терміну експлуатації). Досвід експлуатації літаків, а також дослідження в цій області показують, що для забезпечення хороших показників стійкості й керованості потрібно, щоб параметри об'єкта керування й каналів керування, що визначають ці показники, були в необхідних межах. До найголовніших із цих показників, у яких ураховуються фізіологічні можливості людини як учасника керування, належать:

– ступінь поздовжньої статистичної стійкості за перевантаженням m_z^{cy};

– характеристики поперечної m_x^{β} і шляхової m_y^{β} стійкості;

– характеристики аеродинамічного поздовжнього $m_z^{\omega_z}$, поперечного $m_x^{\omega_x}$ і шляхового $m_y^{\omega_y}$ демпфірування;

– максимальні величини переміщень командних важелів і градієнти переміщень для створення одиничного перевантаження, одиничного кутового прискорення, одиничної зміни швидкості;

– величини балансувальних зусиль на командних важелях поздовжнього керування й градієнти зусиль на одиницю перевантаження $P_в^n$ і швидкості $P_в^\upsilon$;

– градієнти зусиль на командних важелях поперечного керування на одиницю кутового прискорення $P_e^{\varepsilon x}$ навколо осі Ох;

– градієнти зусиль на педалях на одиницю кутового прискорення $P_п^{\varepsilon y}$ навколо осі Оу.

Межі величин зазначених параметрів залежно від типу, вагової категорії й діапазону швидкостей літаків наведено в спеціальних технічних вимогах [2].

Для забезпечення високої надійності системи керування необхідно, щоб задовольнялися такі вимоги:

– наявність пристроїв, що запобігають виходу літака на небезпечні режими за швидкістю, кутами атаки й перевантаженнями;

– наявність елементів, надійність яких підтверджено попередньо проведеними випробуваннями;

– можливість резервування, контролю роботоздатності під час польоту й автоматичного ввімкнення резервних контурів та агрегатів, переходу до ручного пілотування на всіх режимах польоту;

– контрольованість автоматичними засобами й достатня ремонтопридатність;

– висока живучість і пожежна безпека при пошкодженнях.

1.2. Особливості компонування й кінематика каналів механічного керування

Канали механічного керування (КМК) є досить поширенними як на експлуатованих літаках, так і на літальних апаратах, що проєктуються. Незважаючи на певну перевагу електродистанційного керування в системі "льотчик – літак" існують ситуації, коли використання каналів механічного керування є єдино можливим. У багатьох випадках механічні канали застосовуються як резервні в системі електродистанційного керування, які приєднано до загального контуру керування.

КМК у літальних апаратах виконують роль передавальних ланок, що характеризуються значною різноманітністю компонувальних і кінематичних особливостей. У системах основного й допоміжного керування літаків і вертольотів найпоширенішими є канали керування двигунами, у яких командний важіль механічно зв'язаний з керованим об'єктом.

При цьому розрізняють два типи каналів:

– канали прямого механічного керування, коли командний важіль і рульова поверхня зв’язані жорсткою або гнучкою проводкою керування;

– канали механічного керування з гідропідсилювачами, приєднаними за зворотною схемою.

На рис. 1.4 і 1.5 зображено канали керування поздовжнім рухом літаків: на рис. 1.4 – за допомогою гнучкої (тросової) проводки сучасного транспортного літака [17], а на рис. 1.5 – з допомогою жорстких тяг приєднаного і гідропідсилювача.

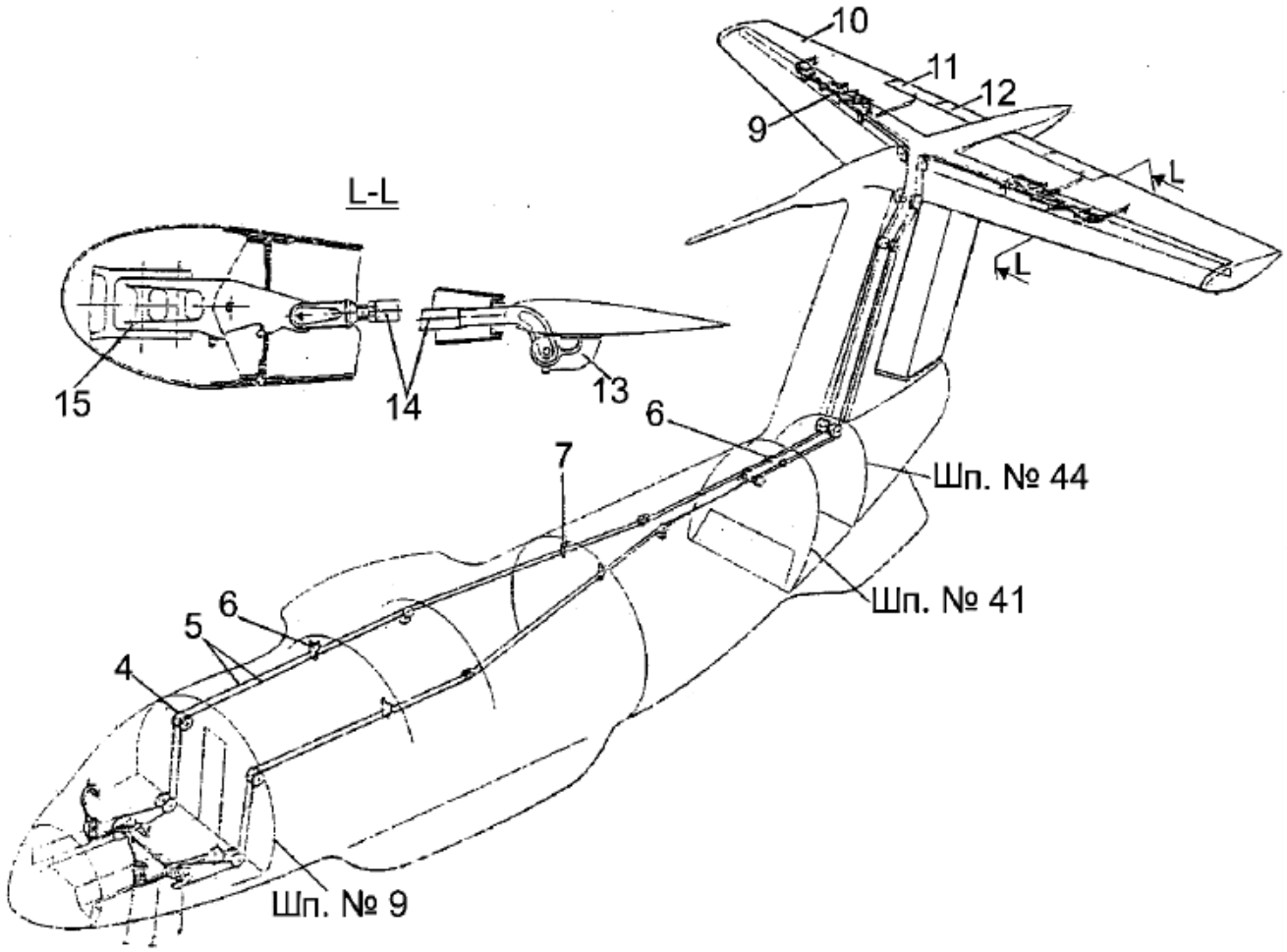


Рис. 1.4. Канал прямого механічного керування рулем висоти сучасного транспортного літака: 1 – вузол керування на шпангоуті № 6; 2 – тяга; 3 – штурвальна колонка; 4 – напрямні ролики; 5 – тросова проводка; 6 – текстолітова напрямна; 7 – текстолітова напрямна; 8 – гермовивід; 9 – вузол керування на задньому лонжероні правої половини стабілізатора; 10 – права половина руля висоти; 11 – сервокомпенсатор; 12 – правий тример-сервокомпенсатор; 13 – важіль сервокомпенсатора; 14 – тяга; 15 – кронштейн навішення РВ

На основі компонувальної й кінематичної схем, показаних на рис. 1.4, можна виокремити найбільш типові ділянки елеменів КМК (див. рис. 1.5).

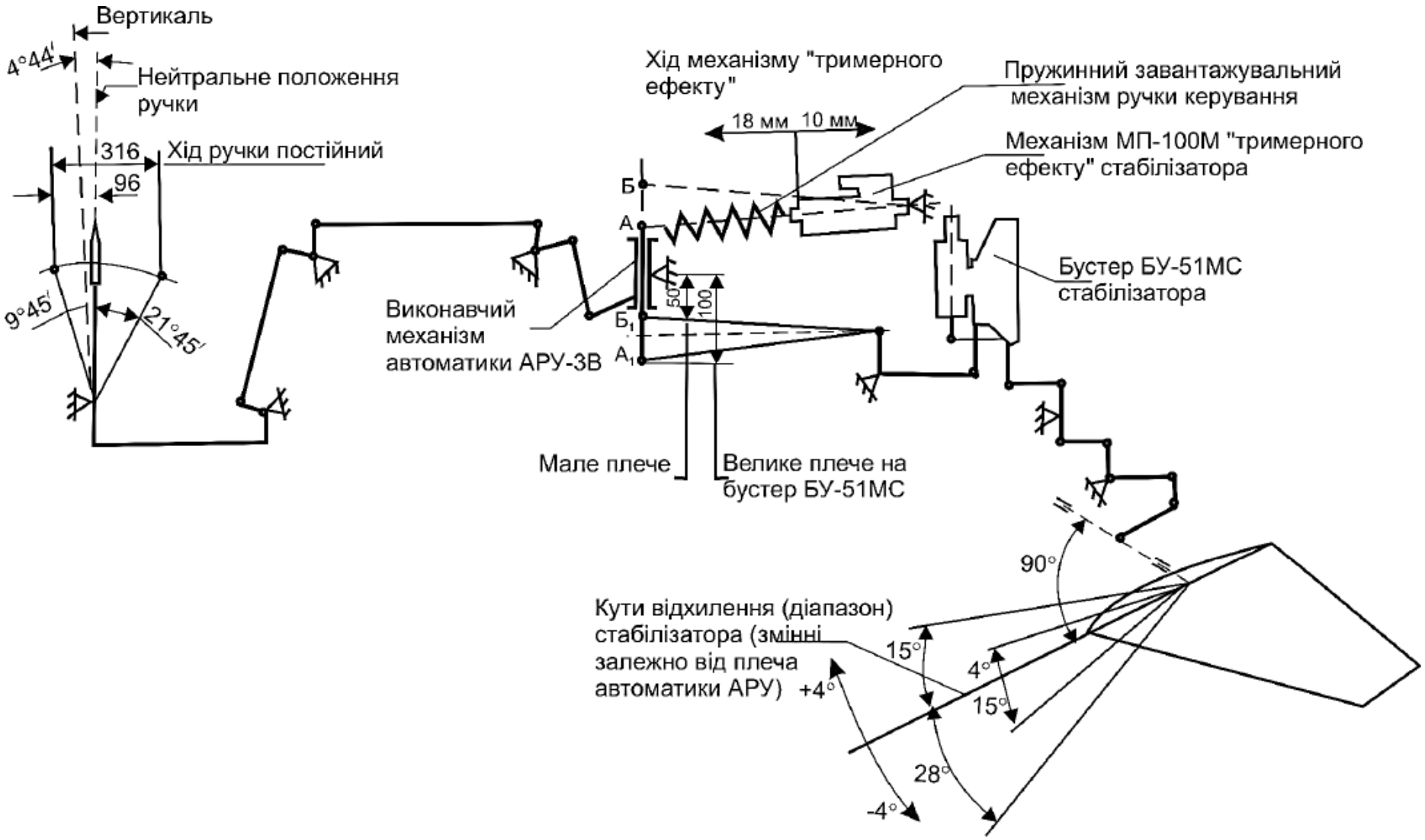


Рис. 1.5. Канал механічного керування поздовжнім рухом швидкісного літака з умиканням гідропідсилювача (бустера БУ-51МС) за зворотною схемою

У механічній проводці сучасних літаків звичайно передбачають конструктивні заходи для усунення впливу відносних лінійних деформацій, спричинених зовнішніми навантаженнями, що діють на планер, зміненням температури навколишнього повітря, дією надлишкового тиску повітря в кабіні літака. Зміна довжини фюзеляжу важких літаків під дією перелічених факторів може становити 10 мм і більше, що може привести до обмеження можливих кутів відхилення рулів, коли спеціальних компенсаційних качалок немає.

Жорсткі проводки зазвичай містять качалки (звичайні компенсаційні й диференціальні), тяги (звичайні й пружинні) і пристрої регулювання передачі (лінійні й нелінійні). Для звичайних качалок характерним є постійний коефіцієнт передачі, що не залежить від напрямку й положення качалки, для диференціальних – коефіцієнт передачі, що залежить від переміщення. Пружинна тяга дає деяку нелінійність: при зусиллях, менших від зусилля затягування пружини, пружинна тяга працює як звичайна тяга, а при зусиллях, що перевищують таке зусилля, починає працювати пружина й тяга працює як елемент, жорсткість якого дорівнює жорсткості пружини. Найчастіше проводка системи керування містить пристрої (регульовані й нерегульовані) з нелінійними характеристиками.

Канали зі змішаною механічною проводкою зазвичай мають ділянку, що складається з канатів, закріплених на секторах (див. рис. 2.21 і рис. 2.22) і розташованих на початку й в кінці ділянки тросової проводки, проміжних правильних роликів, а також тендерів і напрямних колодок. Командні зусилля передаються на такі ділянки за допомогою тяг і качалок, закріплених на одній осі із секторами.

1.3. Аналіз наявних підходів до проєктування каналів механічного керування

Під час проєктування систем основного керування [12] сучасних літаків конструктору доводиться вирішувати цілий комплекс завдань, пов'язаних із виконанням різних вимог до систем керування, з огляду на їх призначення, надійність і безвідмовність роботи в експлуатації й виробництві.

Проєктування системи керування літака починається після визначення його основних вагових і аеродинамічних параметрів, а також вибору органів керування й перевірки (розрахунковим шляхом або експериментально – продуваннями) їх ефективності на всіх можливих режимах польоту [11]. Після одержання цих даних на першому етапі проєктування проводяться розрахунки потрібних відхилень органів керування й шарнірних моментів на них при різних режимах зльоту, набору висоти, горизонтального польоту, маневрування, зниження, заходження на посадку, включаючи випадки відмов двигунів. Визначаються максимальні

необхідні відхилення органів керування й балансувальні відхилення цих органів на різних режимах горизонтального польоту.

Отримані дані про відхилення органів керування при різних маневрах, а також умови стійкості контуру керування дають змогу визначити необхідні характеристики кінематичної передачі від важелів до органів керування й характеристики навантаження важелів керування, що забезпечують виконання ТТТ за характеристиками керованості. Під час розрахунків потрібних характеристик навантаження враховуються також вимоги щодо обмеження максимальних кутів відхилень органів керування на деяких режимах польоту, що відповідають умовам міцності конструкції літака.

Особливістю таких каналів керування є те, що крім загальних вимог (викладених вище) необхідно виконувати додаткові завдання, що неминуче виникають [15].

Перше завдання – це забезпечення точності переданих команд, тому що через велику довжину КМК сучасних літаків переданий сигнал значно змінюється як за амплітудою, так і за фазовим зсувом, що вкрай негативно позначається на показниках керованості літака.

Друге завдання полягає в досягненні необхідної довговічності всіх елементів каналів керування. Канали як складова частина основних агрегатів літака й вертольота, ресурс яких сьогодні становить 40...60 тис. год, повинні мати такий же ресурс. Без прийняття якихось додаткових рішень сучасні КМК не можуть забезпечити такий тривалий термін безвідмовної експлуатації.

Третім завданням є вибір таких конструктивно-технологічних параметрів каналу, при яких не виникають резонансні явища. Оскільки наявні методи дають змогу визначати лише резонансні частоти без урахування параметричного резонансу і з їх допомогою неможливо визначити амплітуди поперечних переміщень і поздовжніх зусиль, необхідним є розроблення нової методики проєктування таких каналів керування зі строго заданими довговічністю й точністю переданих команд за відсутності резонансних явищ.

Одним з найбільш важливих і трудомістких завдань проєктування КМК основної системи керування літака є визначення їх передавальних властивостей [17], що дають змогу встановити необхідний взаємозв'язок між переміщенням командного важеля (лінійним або кутовим) і переміщенням (звичайно тільки кутовим) рульової поверхні, а також забезпечення рекомендованих величин зусиль ($P_{кр}$) градієнтів, що прикладаються льотчиком до командного важеля і градієнтів цих зусиль за швидкістю польоту $\left(\frac{\partial P_{кр}}{\partial V}\right)$ і перевантаженням $\left(\frac{\partial P_{кр}}{\partial n_y}\right)$ при поздовжньому керуванні літаком.

На передавальні властивості основного керування найбільш суттєво впливають:

а) передатне відношення (коефіцієнт кінематичної передачі всієї системи);

б) механізми й пристрої, що включаються до складу проводки системи керування для поліпшення льотно-експлуатаційних характеристик керування ЛА;

в) тертя у зчленуваннях рухомих ланок системи.

Ці завдання вирішуються щоразу під час створення нового літака, і це є предметом професійної підготовки студентів ХАІ за спеціальністю ’’Літаки й вертольоти’’.

Запитання для самоконтролю

1. Призначення каналів основного керування літаків і вимоги до них. Розвиток вимог за авіаційними правилами АП-25, FAR і BCAR.
2. Завдання, що виникають під час проєктування каналів основного керування, і шляхи їх реалізації.
3. Структурний склад елементів, що входять до складу типового каналу керування.
4. Особливості компонування й кінематики каналів механічного керування.
5. Наявні підходи до проєктування каналів механічного керування.

Розділ 2. КОНСТРУКТИВНЕ ВИКОНАННЯ КАНАЛІВ ПРЯМОГО МЕХАНІЧНОГО КЕРУВАННЯ

Канали механічного керування виникли разом з літаком і розроблялися разом з ним [18]. Незважаючи на широке застосування електромеханічного керування на літаках КМК використовуються достатньо часто. Конструктивне виконання КМК досягло високої досконалості, оскільки базується на багатому досвіді створення й експлуатації літаків різного призначення і різних поколінь.

Такі канали складаються з таких елементів:

– органи керування: рулі висоти (рис. 2.1) або керований стабілізатор, елерони і руль напрямку (повороту);

– важелі й педалі ручного й ножного керування, розташовані в кабіні льотчика, при одноосібному або спареному керуванні;

– проводка передачі керувальних сигналів у вигляді тяг і качалок, у вигляді спеціалізованих гнучких тросових проводок з двома, гілками у вигляді змішаних гнучких і жорских проводок (див. рис. 2.1).

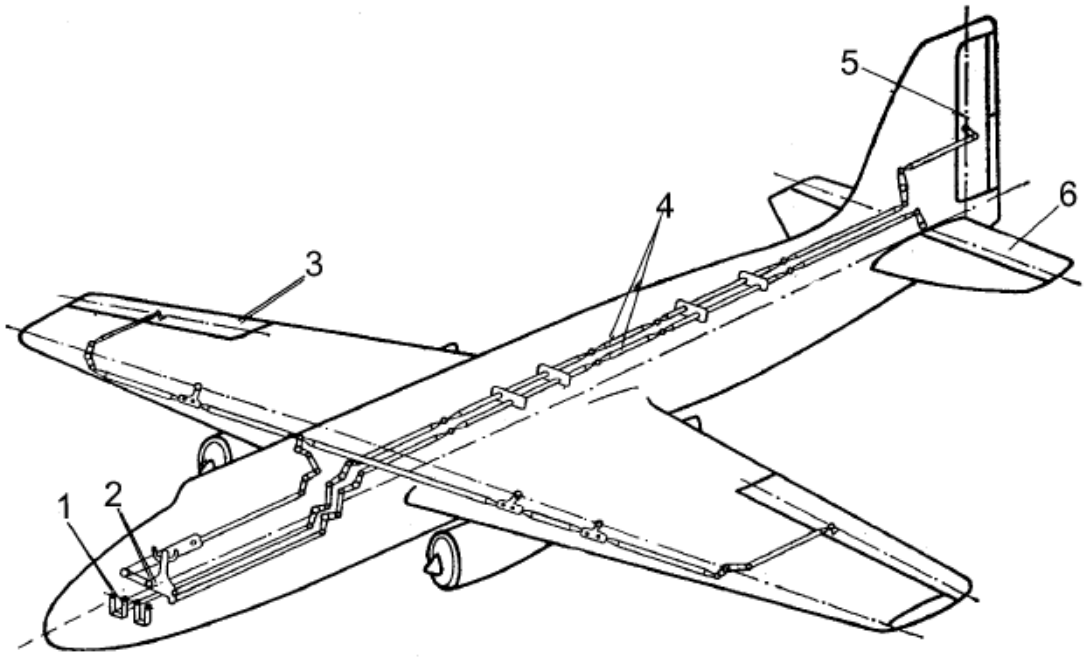


Рис. 2.1. Компонування механічних каналів прямого керування рулем висоти, елеронами й рулем напрямку дозвукового літака:
1,2 – командні важелі, установлені в кабіні екіпажу; 3 – елерон; 4 – проводка керування; 5 – руль напрямку; 6 – руль висоти

Проєктуючи руль, прагнуть добитися необхідних мінімальних величин їх шарнірних моментів $М_Ш$ і плавності їх збільшення при відхиленні руля. Коли ж звичайними засобами прийнятні значення шарнірних моментів одержати не вдається, їх величину можна зменшити шляхом установлення сервокомпенсаторів, а в деяких випадках використанням серворулів. Серворулі на важких літаках забезпечують

відхилення більших за площею органів керування зі збереженням прийнятних значень зусиль на командних важелях. Серворульове керування важких літаків може бути як основним, так і дублювальним.

2.1. Командні важелі в каналах ручного керування

До командних важелів належать ручки й штурвали в каналах керування рулем висоти й елеронами, а також ножні педалі в каналі керування рулем напрямку [7].

Командні важелі функціонують так, щоб рухи рук і ніг при відновленні балансування або змінення кутового положення літака відповідали рефлекторним рухам людини при збереженні рівноваги. Для усунення правого або створення лівого крену ручку відхиляють (штурвал повертають) уліво. Для збільшення кута тангажу ручки (штурвал) тягнуть «на себе».

Один з командних важелів – ручку керування, показано на рис. 2.2.

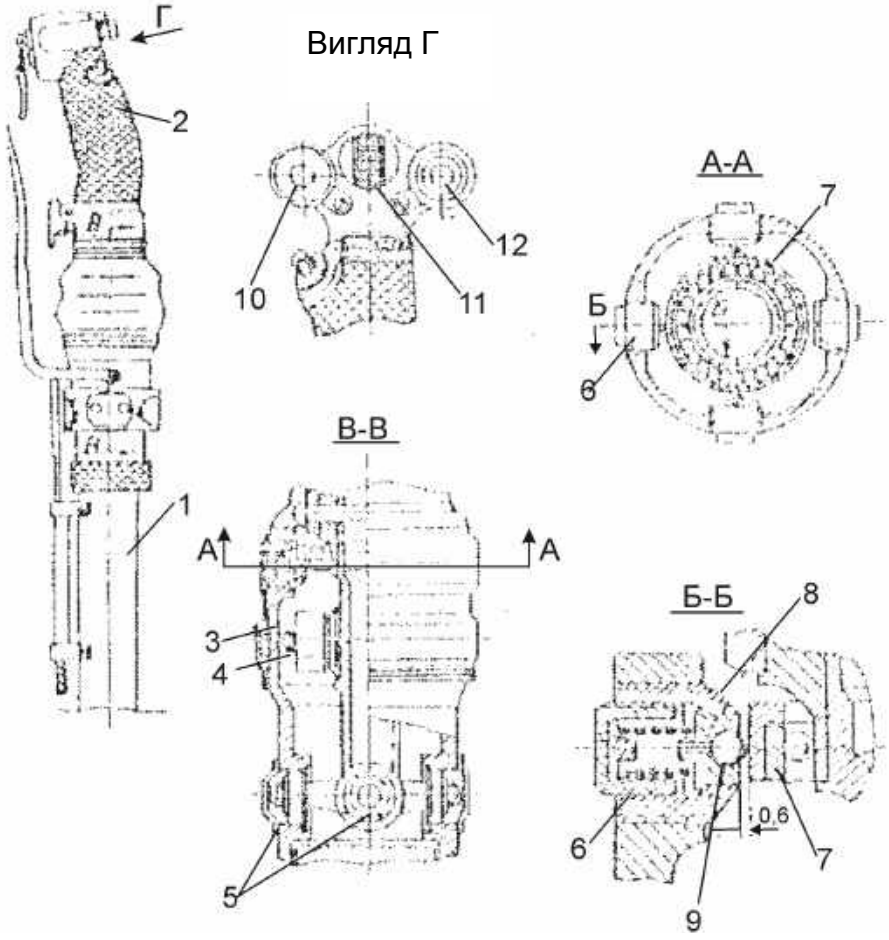


Рис. 2.2. Ручка керування рулем висоти, елеронами й деякими іншими агрегатами:
1 – ручка керування; 2 – рукоятка; 3 – упорні гвинти;
4 – кінцеві мікровимикачі; 5 – карданний пристрій; 6 – центрувальні упори;
7 – шарикопідшипник; 8 – обойма; 9 – кулька; 10 – кнопка вимикання режимів;
11 – перемикач керування механізмом «тримерного ефекту»; 12 – кнопка ввімкнення режиму автопілота «зведення до горизонту»

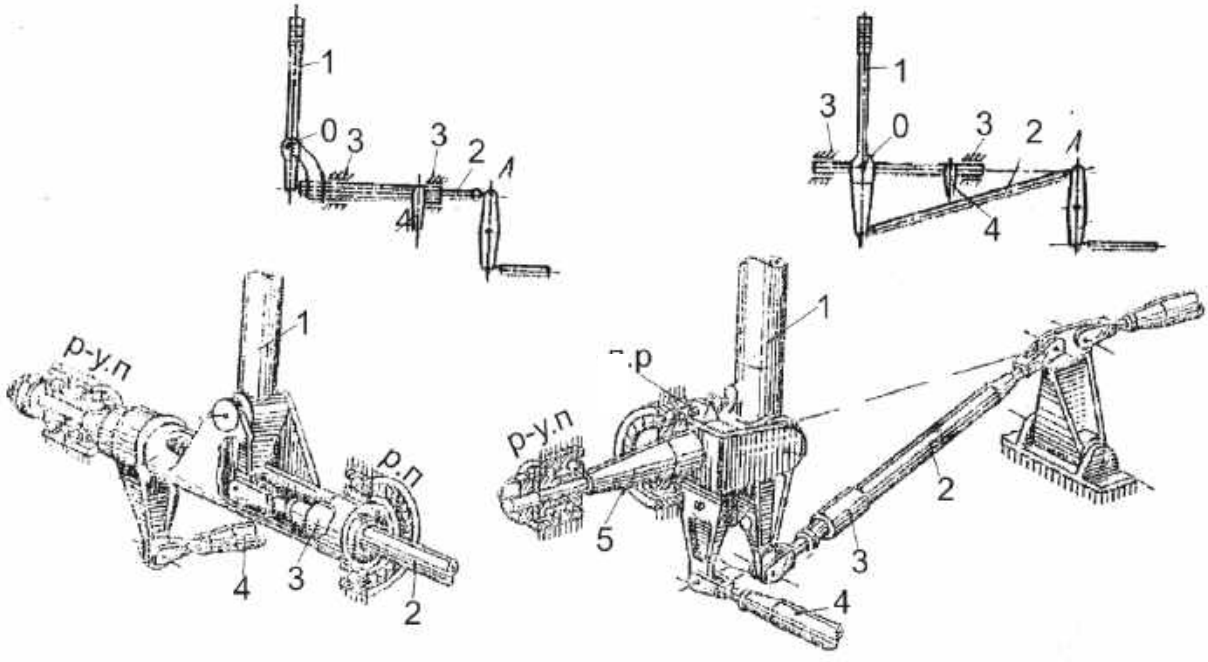
2.1.1. Функціональне й конструктивне коригування командних важелів

Ручка керування (рис. 2.3) складається із трьох частин: рукоятки з алюмінієвого сплаву, дуралюмінової труби й нижнього стакана. Рукоятка з'єднана із трубою з допомогою накидної гайки, а стакан з'єднаний із трубою заклепками. На ручці керування змонтовано гальмівний важіль коліс із тросом, що проходить усередині боуденівської оболонки. До нижнього кінця ручки керування приєднано тягу керування рулем висоти або стабілізатором.

На рукоятці ручки керування (див. рис. 2.2) установлено три електричні кнопки, двопозиційний перемикач і підведено електроджгут. Перемикач, установлений у центрі верхньої частини рукоятки, призначено для керування механізмом «тримерного ефекту». Поруч розташована кнопка для демпфірування прицілу. Угорі спереду встановлено кнопку керування зброєю (натискається за допомогою відкидної гашетки). Внизу зліва розташована кнопка керування гальмівними щитками.

Відхилення ручки «вправо-уліво» не має обмежуватися ногами льотчика, тому при керуванні ручкою педалі розносяться на 450…500 мм.

Оскільки за допомогою ручки здійснюється передання керувальних команд на руль висоти й елерони, у їх конструкції (див. рис. 2.3) передбачено важелі 4, здатні забезпечити незалежне передання таких команд.



а *б*

Рис. 2.3. Конструктивні рішення, що забезпечують передання команд від ручки керування до руля висоти й до елерона: 1 – ручка керування; 2 – тяга керування рулем висоти; 3 – шарнірна ланка, що забезпечує можливість повороту наконечника тяги; 4 – тяга керування елеронами

Як бачимо, існує два різних проєктно-конструкторських рішення одночасного передання двох незалежних команд: коли тяга керування, що йде до руля висоти, розташовується на загальній осі обертання ручки (рис. 2.4, *а*); коли другий кінець тяги знаходиться на осі обертання командного важеля 4 (рис. 2.4, *б*).

Штурвальні колонки, які також призначено для одночасного керування рулем висоти й елеронами, застосовуються на важких літаках і за наявності двох пілотів у кабіні.

Під час кутового руху безпосередньо штурвала 1 (рис. 2.4, *в*) і штурвальної колонки „від себе” і „на себе”, як і у випадку з ручкою керування, має дотримуватися вимога незалежності передання команд на різні рульові поверхні.

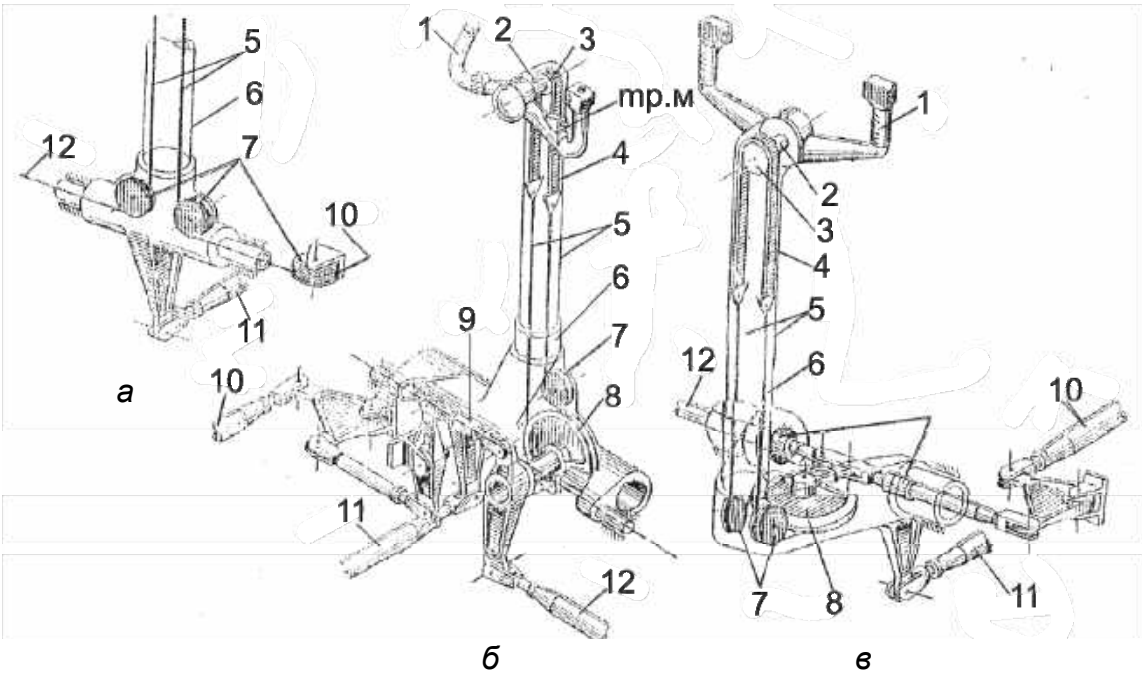


Рис. 2.4. Штурвальні колонки керування рулями висоти й елеронами важких літаків:
а, б, в – різні варіанти виведення тяги або троса керування по крену при керуванні штурвалом:
1 – штурвал; 2 – вісь обертання штурвала; 3 – зубчасте колесо («зірочка»); 4 – ланцюг Галля; 5 – троси керування по крену; 6 – колонка; 7 – ролик; 8 – сектор; 9 – тяга із шарніром; 10 – тяга (або трос) керування по крену; 11 – тяга керування по тангажу; 12 – зв'язок із другим штурвалом (тр. м. – тумблер керування тримерним механізмом у каналі тангажу)

Якщо при керуванні ручкою ця вимога дотримувалася, коли шарнір першої тяги повертається (рис. 2.4, *б*), то у випадку штурвальної колонки незалежність керування тангажем і креном досягається виведенням проводки керування до елеронів по осі обертання штурвальної колонки (див. рис. 2.4, *а*).

Таким чином, під час проєктування постів ручного керування необхідно забезпечити незалежність поздовжнього й поперечного керування.

Конструктивних реалізацій цієї вимоги може бути безліч, однак найпоширенішими способами при установці ручки є:

1) виведення тяги керування по одному з каналів (тангажу або крену) по теоретичній осі обертання ручки при керуванні по іншому каналу (див. рис. 2.3, *а*);

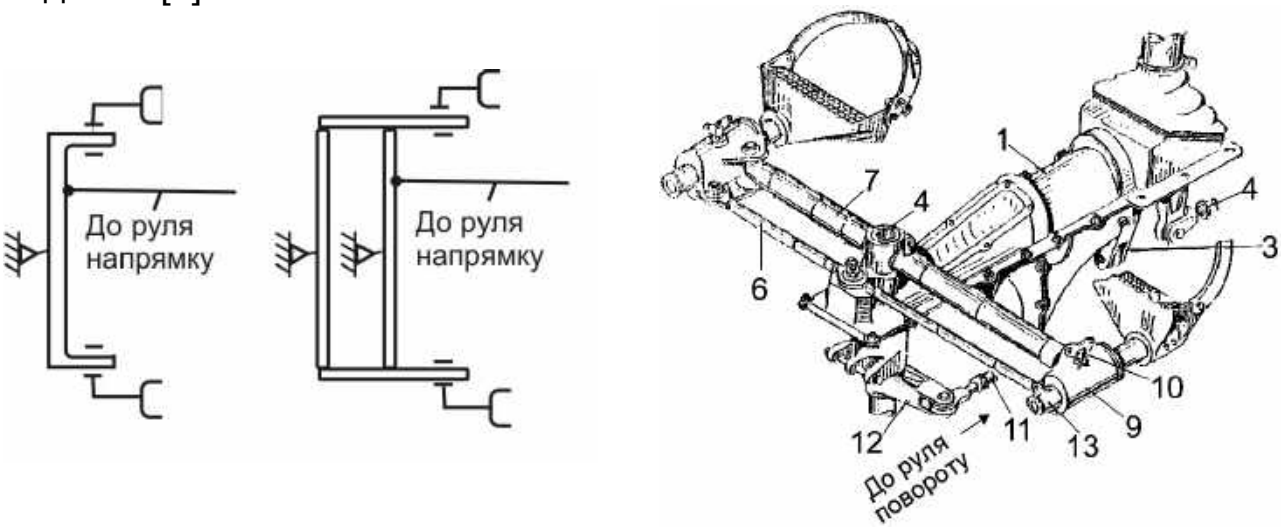
2) виведення тяги керування по одному з каналів по твірній конуса з віссю, що збігається з віссю обертання ручки при керуванні по іншому каналу; вісь обертання ручки й вісь тяги при цьому способі мають перетинатися в точці (вершині конуса) тяги, що конструктивно сполучається із точкою кріплення до наступної качалки (рис. 2.3, *б*).

Якщо на літаку встановлено штурвальне керування, то зазвичай використовується перший спосіб. Якщо при керуванні ручкою різних конструкцій через відповідну вісь можуть виводитися як тяга керування креном, так і тяга керування тангажем, тоді, як при штурвальному керуванні, таке виведення здійснюється тільки тягою або тросом керування креном через вісь обертання колонки (керування тангажем) (див. рис. 2.4).

Слід зазначити, що при всіх способах забезпечення незалежності керування, тяга, відносно осі якої відбувається обертання важеля керування, для запобігання її скручуванню, повинна мати конструктивний елемент, що допускає прокручування одного з наконечників відносно іншого.

Ножні педалі використовуються для керування рулем напрямку, тобто для змінення руху літака за курсом.

У легких літаках звичайно використовуються педалі з їх жорстким закріпленням на кінцях двоплечового важеля (рис. 2.5, *а*), але найчастіше педалі закріплюють на малих сторонах паралелограмного механізму (рис. 2.5, *б*), що унеможливлює небажані кутові переміщення самих педалей [5].



а *б* *в*

Рис. 2.5. Ножні педалі паралелограмного типу:
1 – кронштейн; 2 – ручка керування; 3 – важіль керування елеронами; 4 – вісь; 5 – педаль; 6 – тяга; 7 – труба; 8 – тяга керування стабілізатором; 9 – бічний кронштейн; 10 – регулювальний гвинт; 11 – тяга руля повороту; 12 – важіль; 13 – стрижень педалі

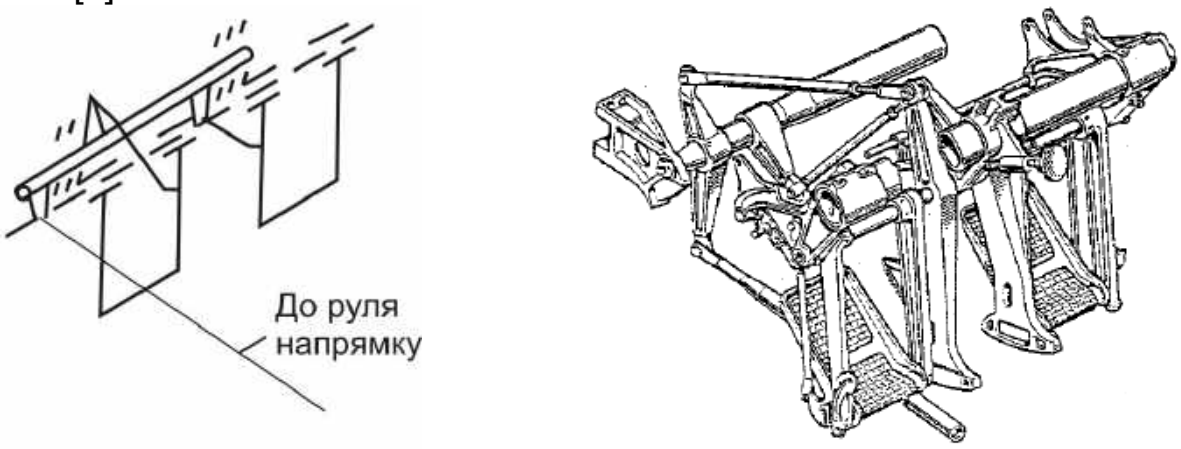
Педалі керування рулем повороту (рис. 2.5, *в*) шарнірно закріплені болтами до передньої частини центрального вузла за допомогою паралелограмного механізму, що складається із труби 7, тяги 6 та осі 4, а також бічних кронштейнів 9.

Педаль складається з підніжки, рифлення, дюралюмінієвого стрижня й гумових ременів. Підніжка зі стрижнем вставлена в бічний кронштейн 9, фіксується в ньому нерухомо за допомогою регулювального гвинта 10.

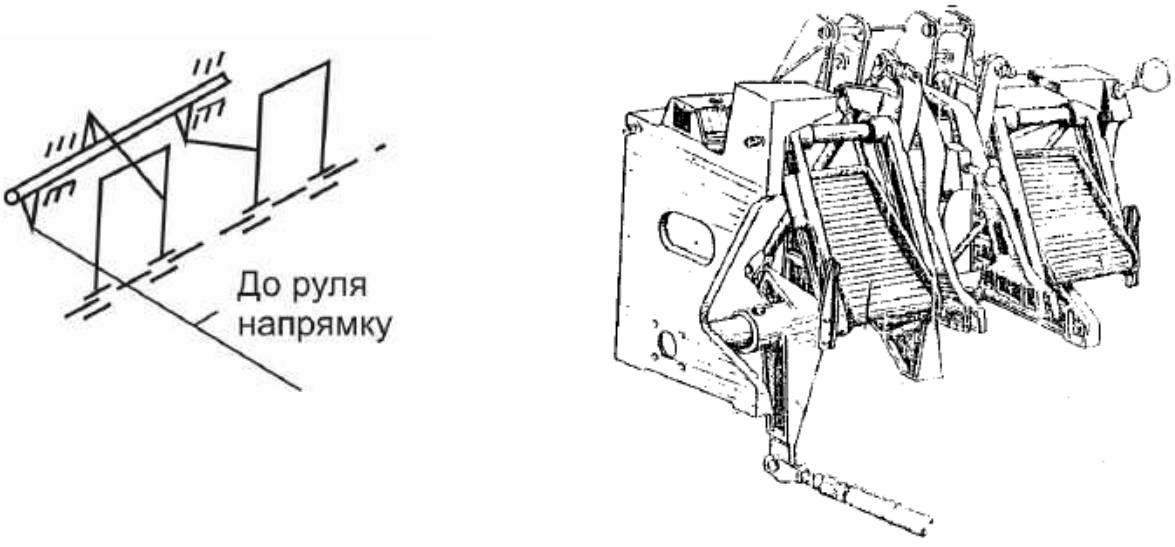
Педалі регулюються за зростом льотчика. Регулювання здійснюється в такий спосіб. У стрижні 13 педалі, який за допомогою двох конічних болтів нерухомо з'єднаний з підніжкою, є шість отворів діаметром 6 мм, розташованих на відстані 18…20 мм один від одного.

Залежно від зросту льотчика педаль зі стрижнем висувається вперед або назад відносно бічного кронштейна, і за допомогою фіксатора, який вставляється в один із отворів, стрижень нерухомо з'єднується з бічним кронштейном.

На важких літаках у комплекті зі штурвалом зазвичай використовують педалі підвісного типу (рис. 2.6) з майданчиками-педалями гальмування коліс шасі [8].



а



б

Рис. 2.6. Ножні підвісні педалі транспортних літаків

Підвісні педалі типу «а» відрізняються від педалей типу «б» розташуванням осей обертання, що впливає на кінематику й передавання команд до руля напрямку.

2.1.2. Зусилля на командних важелях та особливості їх переміщень

Величина ходів командних важелів має відповідати вільним (без напруження) переміщенням рук і ніг людини в сидячому положенні.

У процесі розвитку літаководіння встановилися такі найбільш прийнятні переміщення командних важелів.

Переміщення ручки (штурвала) від нейтрального положення становить [8]:

– «на себе» – 200…400 мм;

– «від себе» – 150…180 мм;

– «вправо-вліво» – 150…200 мм або 70…90^{o} для штурвала.

Переміщення педалей від нейтрального положення змінюються в межах 70…100 мм.

Зусилля на командних важелях також мають бути в певних межах. Більші зусилля приводять до швидкого фізичного стомлення, малі – потребують високого нервового напруження. За зусиллям на командних важелях льотчик дозує величину й напрямок керувального імпульсу, що вводиться. При виконанні маневрів за зміненням зусилля льотчик відчуває змінення швидкості польоту й перевантаження, що створюються.

Практикою експлуатації встановлено й оптимальні значення зусиль потрібних для максимального відхилення командних важелів на режимі, що відповідає 0,8 V_{max}:

	При ручці	При штурвалі
– «вправо-вліво»	– 8…10 кг,	10…35 кг;
– «на себе-від себе»	– 16…20 кг,	31…50 кг;
– «на педалі»	– 20…30 кг,	30…100 кг.

Зв'язок між переміщеннями й зусиллями на командних важелях багато в чому визначається величиною шарнірного моменту $M_ш$, що виникає при відхиленні керувальної поверхні. Таку взаємозалежність у каналі прямого керування можна знайти, прирівнявши роботу льотчика під час відхилення командного важеля до роботи шарнірного моменту:

$$P\Delta x = M_ш\Delta\delta, \qquad (2.1)$$

де $\Delta\delta$ – збільшення кута відхилення руля;

Δx – збільшення ходу командного важеля в місці прикладення сили P.

Звідси

$$P = M_ш \frac{\Delta\delta}{\Delta x} = M_ш k_ш .$$

Коефіцієнт $k_ш = \frac{\Delta\delta}{\Delta x}$, що дорівнює відношенню кута відхилення руля до лінійного переміщення командного важеля, називають *коефіцієнтом кінематичної передачі* від руля до командного важеля, або *передатним відношенням.* Середню величину цього відношення можна розрахувати за відомими максимальними значеннями відхилення руля $\Delta\delta_{max}$ і командного важеля Δx_{max}. Максимальні відхилення рульових поверхонь становлять: елеронів – 15°…20°, рулів висоти – 25°…30°, рулів напрямку – 25°…30°.

Значення $k_ш$ при цих переміщеннях командних важелів:

– для руля елеронів $k_{ш.е}$ = 0,1…0,15 град/мм, або 1,75…2,6 рад/м;

– для руля висоти $k_{ш.в}$ = 0,1…0,15 град/мм, або 1,75…2,6 рад/м;

– для руля напрямку $k_{ш.н}$ = 0,25…0,4 град/мм, або 4,3…7 рад/м.

Крім перелічених переміщень і зусиль на командних важелях, важливими показниками керованості є градієнти зусиль і переміщень, які потрібно сформувати на командних важелях у кабіні пілота (табл. 2.1) [8].

Таблиця 2.1

Прийнятні параметри керованості

Характеристика керованості	Бажані значення для літаків	
	маневрених	неманеврених
Балансувальне зусилля $P_в$, кг, у прямолінійному польоті: мінімальне максимальне	- (2…4) 5…10	- (20…30) 20…50
Градієнт зусилля за перевантаженням $P_в^{n_y}$, кг/од.	– (2…4)	– (20…80)
Хід ручки (штурвала) для одиничного збільшення перевантаження $x_в^{n_y}$, мм/од.	12…15	30

З огляду на наведені нормовані переміщення й зусилля на командних важелях потребується, щоб шарнірні моменти відхилених рулів не перевищували певної величини:

$$M_{ш.max} = P_{max}\frac{1}{k_ш},$$

де P_{max} – максимальне нормоване зусилля на командних важелях. Значення шарнірного моменту залежить від величини аеродинамічної компенсації й обводів носової частини руля. Проєктуючи руль, прагнуть

добитися потрібних мінімальних величин їх шарнірних моментів і плавності їх зростання при відхиленні руля.

2.2. Проводка керування в механічних каналах

Призначення проводки в прямих каналах механічного керування полягає в переданні (з найменшими викривленнями за фазою й амплітудою) керувальних сигналів від командних важелів до рульових поверхонь.

Залежно від компонувальних умов, вагових, жорсткісних і деяких інших факторів механічна проводка на сучасних літаках може проєктуватися у таких основних видах:

1) жорстка, у якій керувальні сигнали передаються до рульових поверхонь за допомогою зворотно-поступальних переміщень трубчастих тяг, що працюють на стиск і розтяг (рис. 2.7);

2) гнучка (див. рис. 1.4), у якій керувальні сигнали передаються за допомогою зворотно-поступальних переміщень тросів або сталевих стрічок, що працюють тільки на розтяг, у зв'язку з чим гнучка проводка обов'язково має складатися із двох гілок (прямої і зворотної);

3) обертальна жорстка проводка, що є різновидом жорсткої проводки, у якій сигнали передаються реверсувальними обертальними рухами трубчастих тяг – валів, а відхилення рульових поверхонь здійснюються за допомогою гвинтових кулькових перетворювачів обертального руху в поступальний.

Часто застосовуються й комбінації різних видів проводок. Зазвичай це комбінація жорсткої поступальної й тросової або жорсткої поступальної й обертальної проводок.

2.2.1. Особливості жорсткої й гнучкої проводок керування

Жорстка проводка складається з послідовно зчленованих між собою тяг, що працюють на розтяг-стиск (див. рис. 2.7).

Напрямок тяг змінюється за допомогою важелів або качалок 3, 19. Прямолінійні ділянки прокладають на качалках 5 або в роликових напрямних 7. Обойми-державки мають бути жорсткими, а ролики встановлюють на кулькових підшипниках. Для зменшення маси доцільно використовувати обойми одночасно для двох або трьох паралельних проводок.

Щоб уникнути заклинювання тяг унаслідок пружних деформацій планера, тяги, що переміщаються в роликових напрямних, чергують із вільними ланками.

До деталей проводки керування належать тяги, троси, важелі – сектори, качалки, напрямні ролики, підшипники тощо.

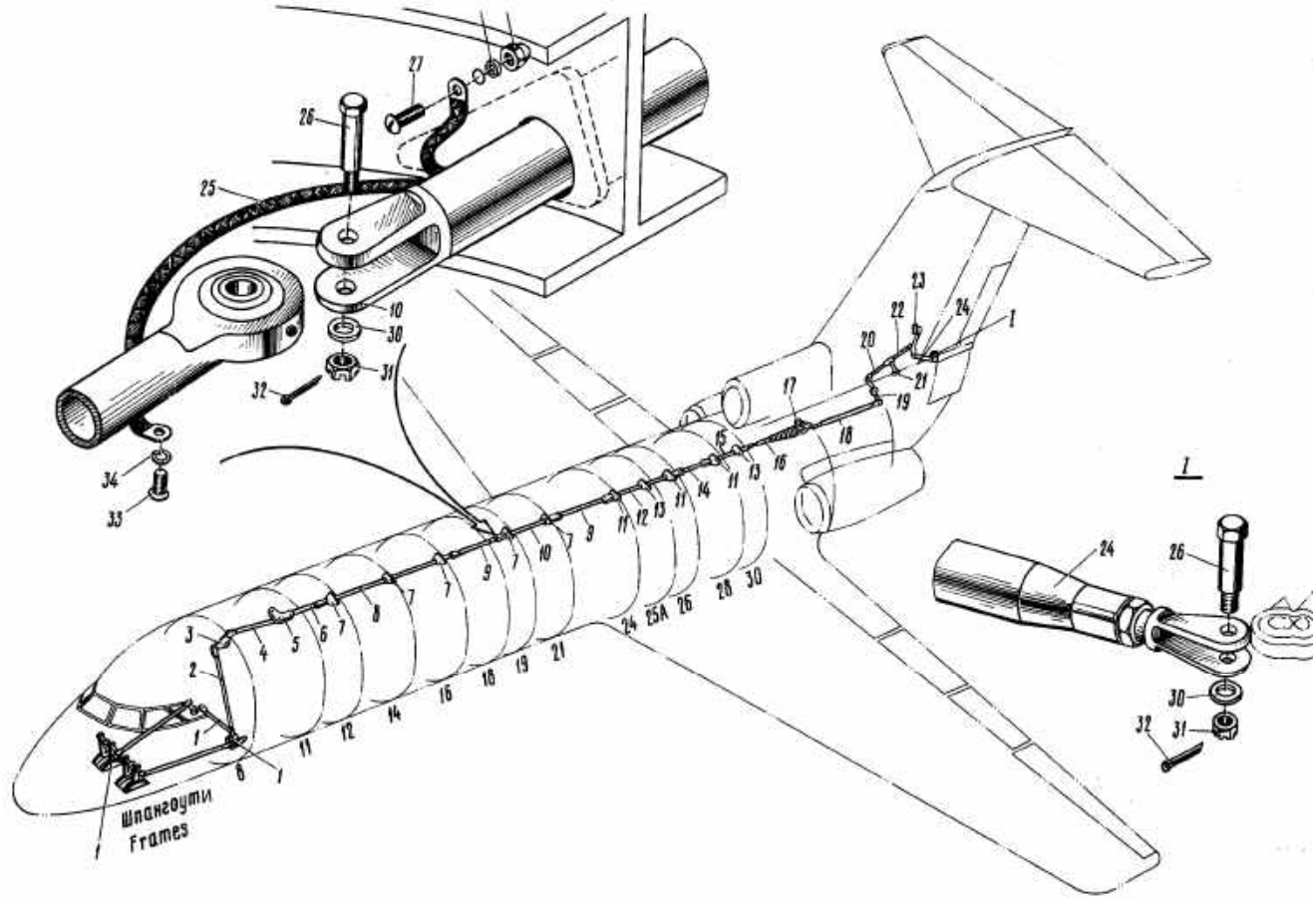


Рис. 2.7. Жорстка проводка в каналі керування рулем напрямку пасажирського літака

Тяги звичайно виготовляють з дюралюмінієвих труб; іноді для тяг використовують сталеві труби. Для запобігання вібраціям тяги виконують недовгими.

Практично довжина тяг, а також відстань між опорами тяг становлять не більше 2 м. На кінцях тяг є місця для шарнірного приєднання інших тяг (рис. 2.8).

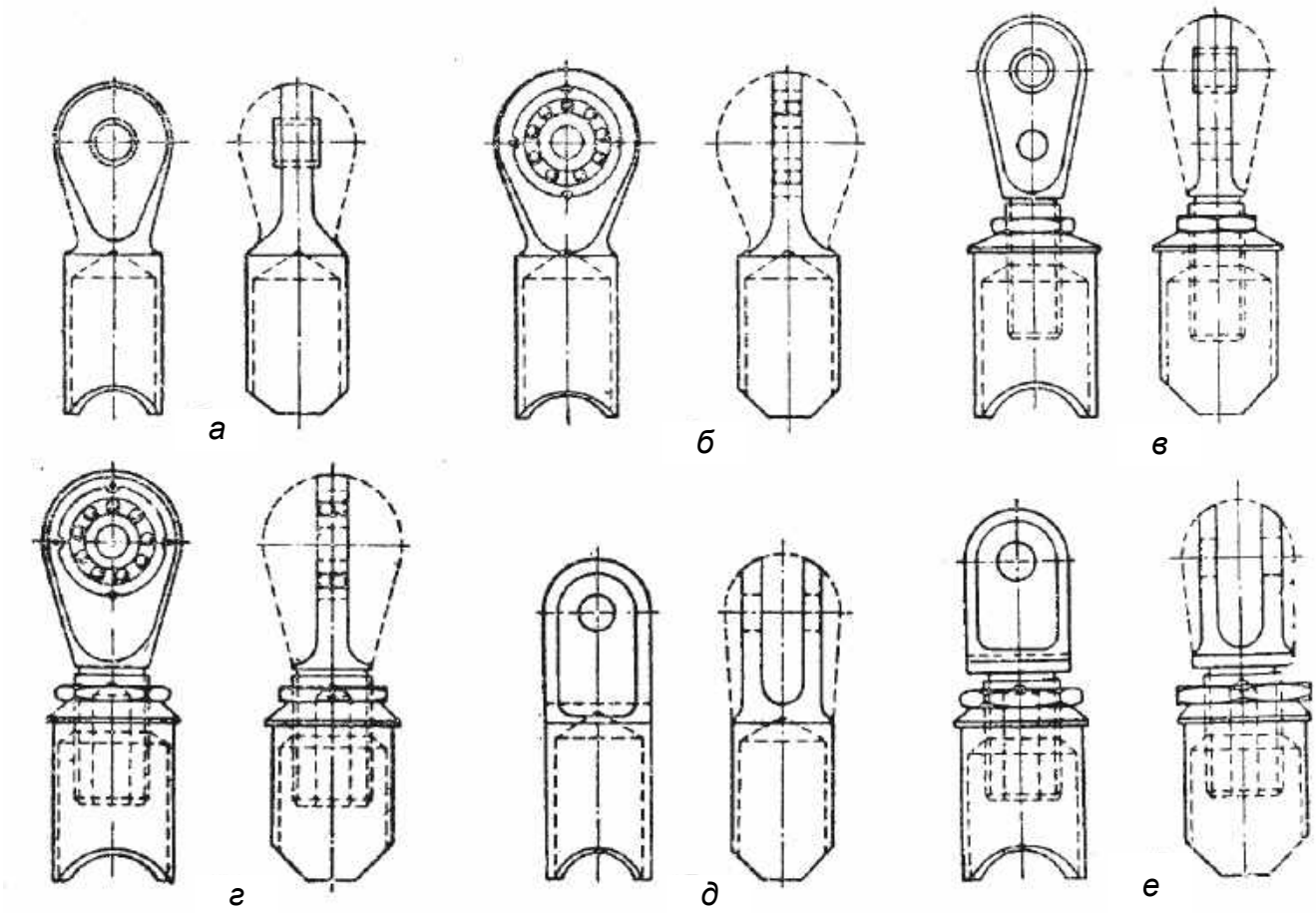


Рис. 2.8. Закінцівки жорстких тяг з однією віссю обертання

Закінцівки тяг можуть бути жорсткими (рис. 2.8, *а, б, д*) або регульованими (рис. 2.8, *в, г, е*), мають форму стакана, у якому є осьовий отвір з різзю для вгвинчування вушкоподібного або вилкуватого болта. У такий спосіб створюється можливість змінювати в певних межах відстань між центрами шарнірних кінців тяги, що значно спрощує регулювання проводки.

Оскільки в деяких випадках тяги можуть переміщатися не тільки поступально, але й відхилятися в сторони й обертатися, шарнірні кінці тяг робляться трьох типів:

1) простий шарнір – з однією віссю обертання (див. рис. 2.8);

2) подвійний шарнір – із двома осями обертання (обертання в площині тяги й навколо осі тяги) (рис. 2.9);

3) універсальний шарнір у вигляді кульового шарніра (рис. 2.10, 2.11) – із трьома осями обертання.

При невеликих кутах відхилення роль такого універсального шарніра може виконувати дворядний орієнтований шарикопідшипник.

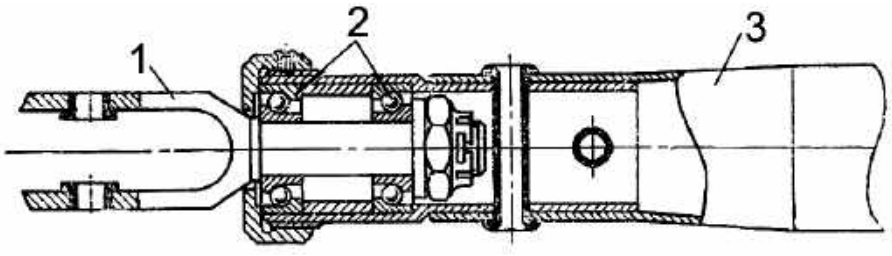


Рис. 2.9. Конструкція наконечника тяги із двома ступенями свободи:
1 – вилкуватий наконечник, що прокручується; 2 – радіально-упорні шарикопідшипники; 3 – труба тяги

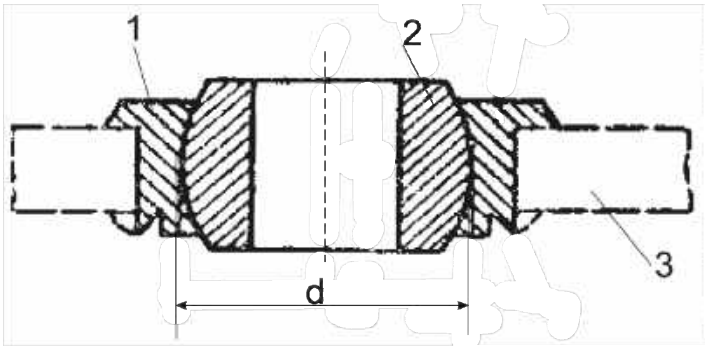


Рис. 2.10. Кільцевий шарнір з трьома ступенями свободи:
1 – обойма; 2 – вкладиш; 3 – вушко

Для з'єднань, у яких немає перекосу (наприклад, кріплення качалок керування на осі), застосовуються однорядні радіальні підшипники. Крім радіального ці підшипники можуть сприймати незначне осьове навантаження, величина якого не має перевищувати 70 % недовикористаного допустимого радіального навантаження. Перевагою цих підшипників є найменші втрати на тертя. У малогабаритних вузлах, де встановлення самостійних ущільнювальних пристроїв у корпусі вузла є утрудненим, підшипники застосовуються із захисними шайбами.

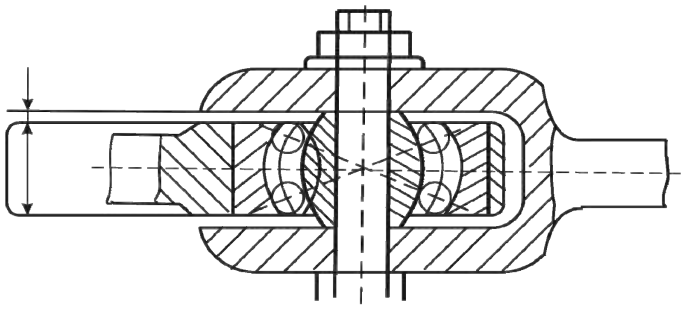


Рис. 2.11. Закінцівка тяги зі сферичним шарикопідшипником

Невід'ємною деталлю одноплощинної закінцівки тяги (див. рис. 2.8, *а – г*) є шарикопідшипник, причому в тягах керування використовуються тільки шарикопідшипники, передбачені в авіаційних правилах.

Під час проєктування рухомого вузла підшипники підбирають за руйнівними навантаженнями.

Для з’єднань, що потребують значного перекосу (до 30^{o}) внутрішнього кільця відносно зовнішнього (наприклад, кінці тяг керування, вузли підвішення рулів і т. д.), застосовуються радіальні сферичні одно- і дворядні підшипники. Крім радіального ці підшипники можуть сприймати незначне осьове навантаження, величина якого не має перевищувати 20 % недовикористаного допустимого радіального навантаження.

Для шарнірних рухомих з’єднань, що працюють з великим перекосом під впливом тільки радіального навантаження, застосовуються шарнірні сферичні підшипники (див. рис. 2.10).

Для з’єднань, що працюють під великими навантаженнями, можуть бути застосовані роликові підшипники, які мають велику вантажопідйомність. Вони призначені для сприйняття радіального й незначного осьового навантажень, можуть бути виконані радіально-сферичними (коли допускається перекіс до 5°) і мати більший коефіцієнт тертя, ніж кулькові.

Ці підшипники можуть бути виконані також конічними, у цьому випадку вони сприймають і значне осьове навантаження. При обмежених розмірах з’єднання, що сприймає тільки радіальне навантаження, можуть використовуватися голчасті підшипники, що застосовуються без внутрішнього й зовнішнього колін. При дії комбінованих навантажень у радіальному й осьовому напрямках можна застосовувати радіально-упорні шарикопідшипники. Одинарний підшипник може сприймати й суто осьове навантаження, що діє в одному напрямку. Для сприйняття більших осьових навантажень можливим є установлення декількох підшипників один за одним.

Для запресованих у корпусі кулькових і шарнірних підшипників залежно від міцності матеріалу корпусу застосовуються суцільне розвальцьовування по спеціальній проточці й кернення в шістьох і восьми точках із проточкою й без проточки. Розміри проточки вказують на кресленні відповідно до стандарту. Для встановлення підшипників, що потребують демонтажу, у процесі експлуатації застосовуються стопорні кільця.

Невід'ємною частиною проводки керування є качалки, які різняться як за функціональною ознакою, так і за конструктивним виконанням.

За функціональним призначенням слід виокремити качалки для змінення напрямку руху проводки керування, качалки для змінення передатного відношення, компенсаційні й підтримувальні качалки.

Для забезпечення витримування необхідного напрямку траси, обмеження ступеня свободи тяг у проводці керування використовуються підтримувальні качалки (рис. 2.12, *а, б*) або напрямні пристрої із трьома або чотирма роликами в обоймах корпусу (рис. 2.12, *в*), що забезпечують тільки зворотно-поступальний рух тяг між роликами. Для регулювання зазорів між тягою й роликами положення осі одного із трьох роликів

регулюється. Це поліпшує роботу тяги на поздовжній вигин і зменшує схильність до вібрацій.

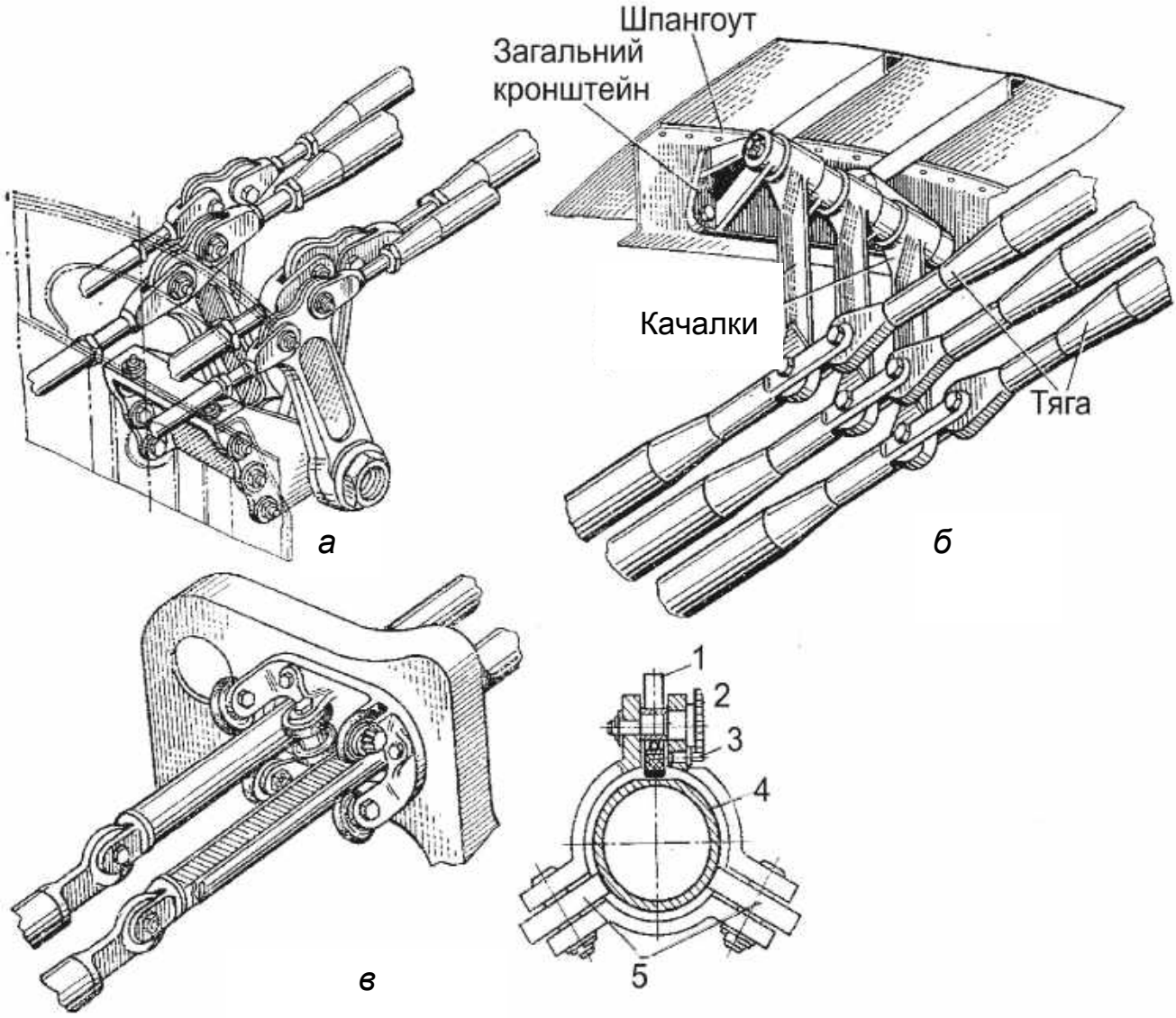


Рис. 2.12. Підтримувальні елементи жорсткої проводки з поступальним рухом тяг:
а – з'єднання тяг на подвійних провушинах підтримувальних качалок (повідців);
б – з'єднання тяг на подвійних наконечниках, повідці – з однаковими вушками;
в – роликові напрямні; праворуч показано переріз по одній тязі й розріз верхнього ролика, що забезпечує регулювання вузла (1 – ролик; 2 – ексцентриковий валик-регулятор; 3 – стопор; 4 – тяга; 5 – нижні нерегульовані ролики)

Качалки механічного керування підрозділяються на несилові, призначення яких — підтримка тяг проводки без змінення їх напрямку (рис. 2.13, *а*), і силові, за допомогою яких проводиться змінення напрямку руху тяг. Силові поворотні качалки виконуються як із двома важелями (типу кронштейнів), що лежать на одній прямій, так і з важелями, розташованими під довільним кутом один до одного в певній площині, перпендикулярній до осі втулки (маточини) (рис. 2.13 *а, б, в*).

Для забезпечення жорсткості закінцівки качалок, розташованих під кутом одна до одної, мають бути зв’язані жорсткою ланкою, навантаженою поздовжніми силами. Качалки системи керування виготовляють штампуванням з матеріалів АК4, АК6. Вушка качалок частіше виконують подвійними. Одинарне вушко з підшипником установлюється в тягах керування, тому що в них передбачається сталевий наконечник, у який запресовується підшипник. Для підвищення міцності вушок вилок качалки на зминання в них запресовують сталеві втулки.

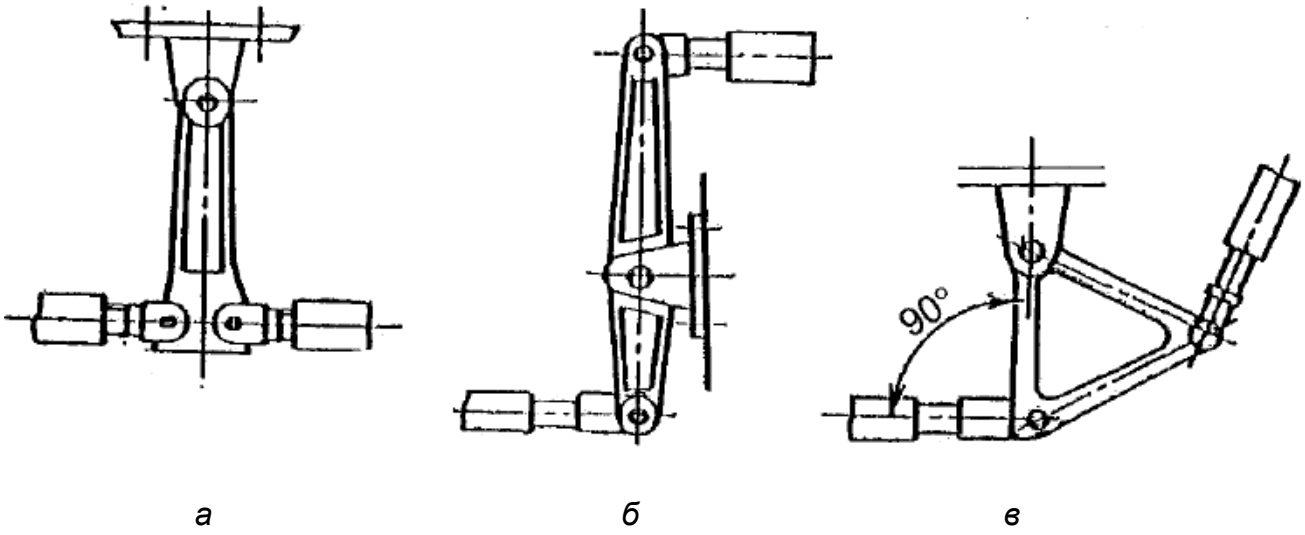


Рис. 2.13. Види качалок у каналах із жорсткою проводкою керування:
а – підтримувальна качалка; *б* – важільна качалка; *в* – качалка підвищеної жорсткості замкненої трикутної форми

Якщо підшипник, установлений у тязі, має виступне внутрішнє кільце, то втулки вирівнюються врівень з поверхнею вушка. Якщо підшипник не має виступного внутрішнього кільця, то втулки запресовуються з буртом. Втулки є стандартизованими. Важелі качалок коромислового типу мають двотавровий переріз з тонкою стінкою. Важіль качалки від вилки до маточини працює на вигин аналогічно кронштейну.

Для визначення рівнодійної всіх сил, прикладених до маточини, будуємо трикутник сил, паралельних до заданих (рис. 2.14). Сила, що замикає трикутник, за величиною дорівнює рівнодійній R, а за напрямком має бути паралельною до неї. Прикладаємо цю силу до маточини качалки. Обидва підшипники, установлені у втулці, підбираються на половину цього навантаження (рис. 2.15, *а*).

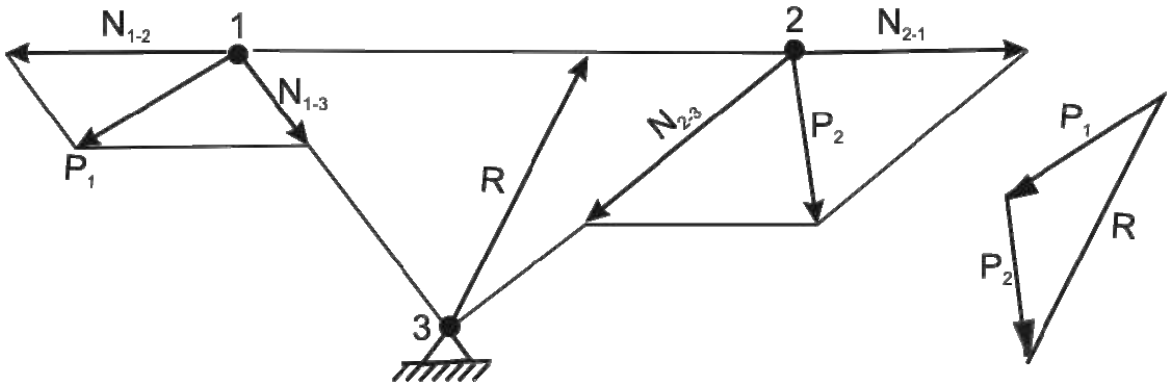
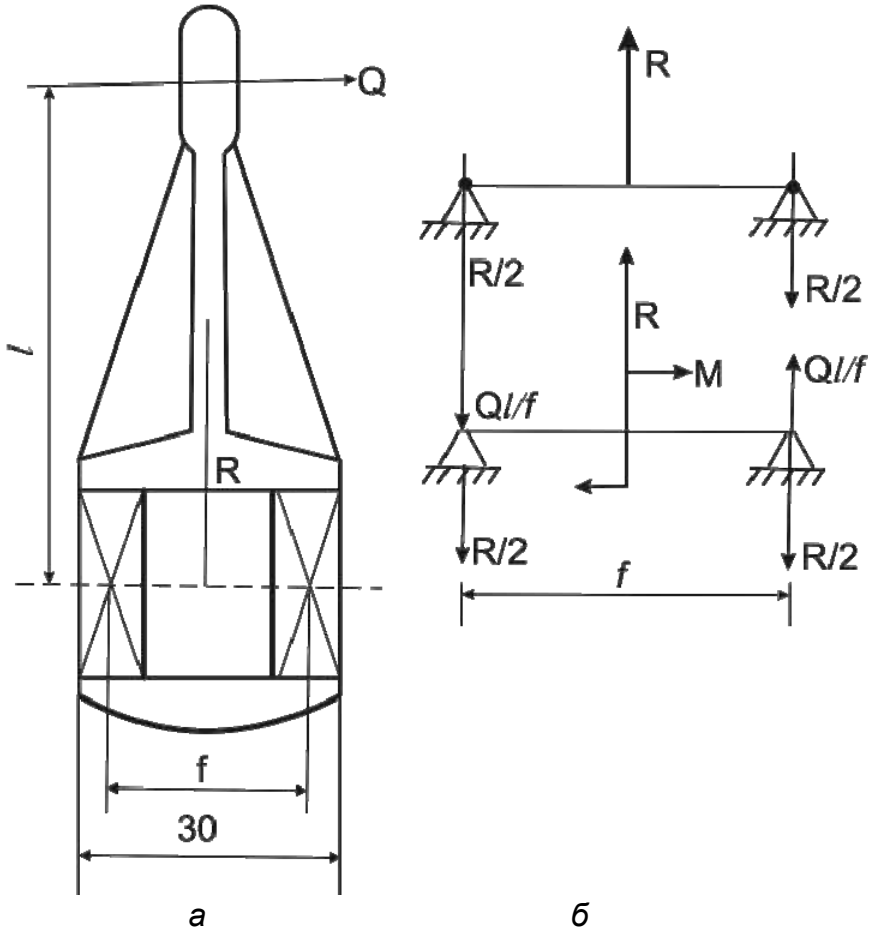


Рис. 2.14. Зусилля, що діють на елементи качалки керування



а *б*

Рис. 2.15. Навантаження маточини качалки

Якщо на качалку діє ще й додаткова бічна сила, прикладена в перпендикулярній площині, то момент від цієї сили викликає пару сил (рис. 2.15, *б*), що довантажує один й розвантажує інший підшипник навантаженням Ql/f (рис. 2.16). Сумарне навантаження, на яке підбирається підшипник, є таким:

$$R_n = Ql/f + R/2.$$

Ребра качалки розраховують на поздовжній вигин від спрямованих по них осьових зусиль. Ребра зазвичай мають тавровий переріз. Якщо площі перерізів усіх ребер є однаковими, то на поздовжній вигин розраховують найдовше ребро, а також ребро, на яке діють найбільші навантаження. Якщо на одну з ланок качалки діє бічне навантаження, перпендикулярне до її площини, то в конструкцію качалки необхідно ввести тонку стінку й розглядати її як захисну поясну раму.

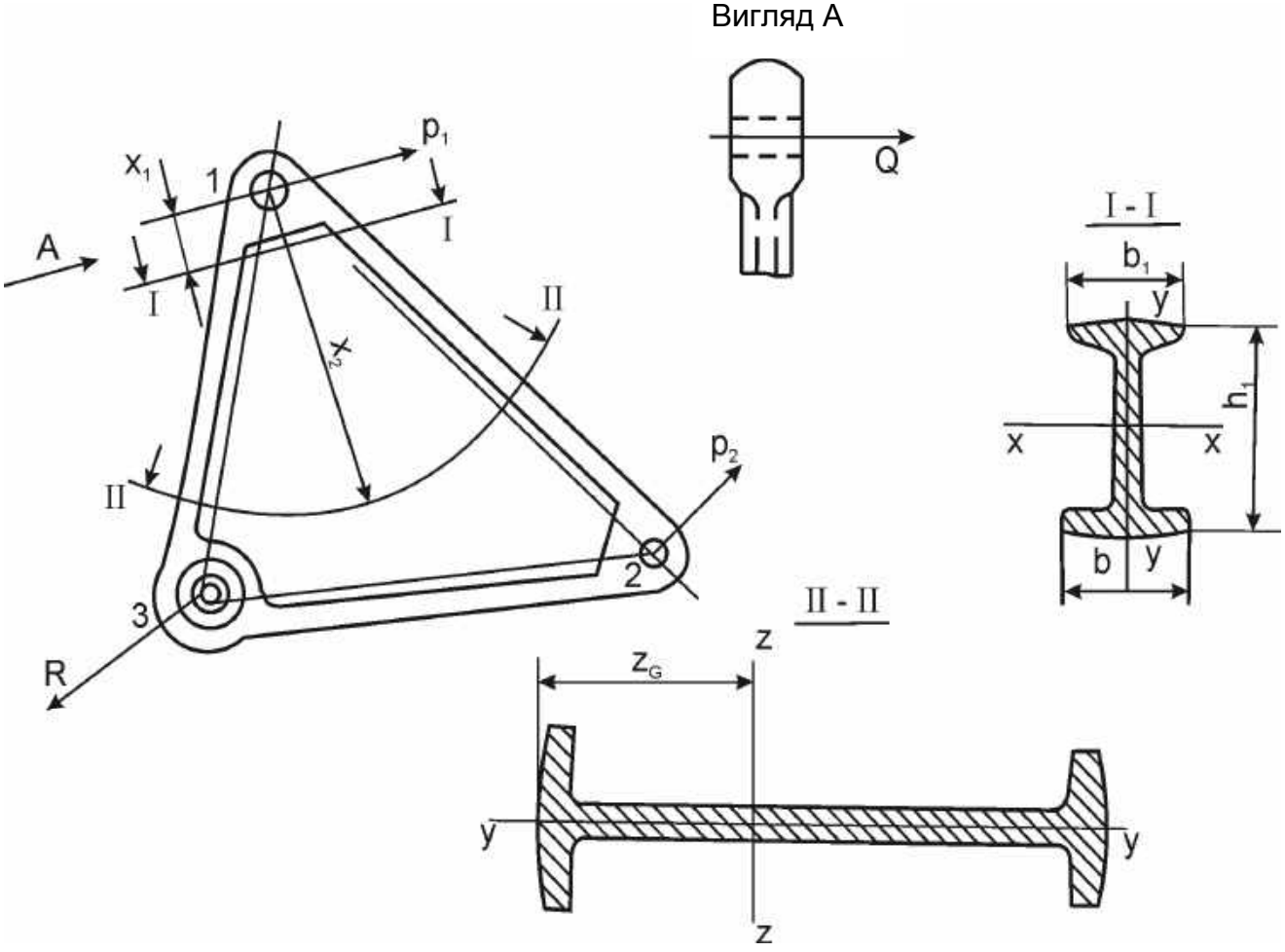


Рис. 2.16. Качалка при навантаженні бічними зусиллями

При збільшених розмірах качалки такого типу в стінці вибирають матеріал великого розміру (для її полегшення). Виготовляють такі качалки зазвичай штампуванням з подальшим додатковим обробленням.

Особливу функцію виконують диференціальні качалки (рис. 2.17), завдяки яким при однаковій вихідній команді (±d) можна одержати різні відхилення рульової поверхні ($d_{вн}$... $d_{зовн}$).

У жорсткій проводці особливо в каналі поздовжнього керування з довгими фюзеляжами функціонує так звана компенсаційна качалка (рис. 2.18), яка при деформації самого фюзеляжу розвертається в той або інший бік, компенсуючи відносне подовження проводки.

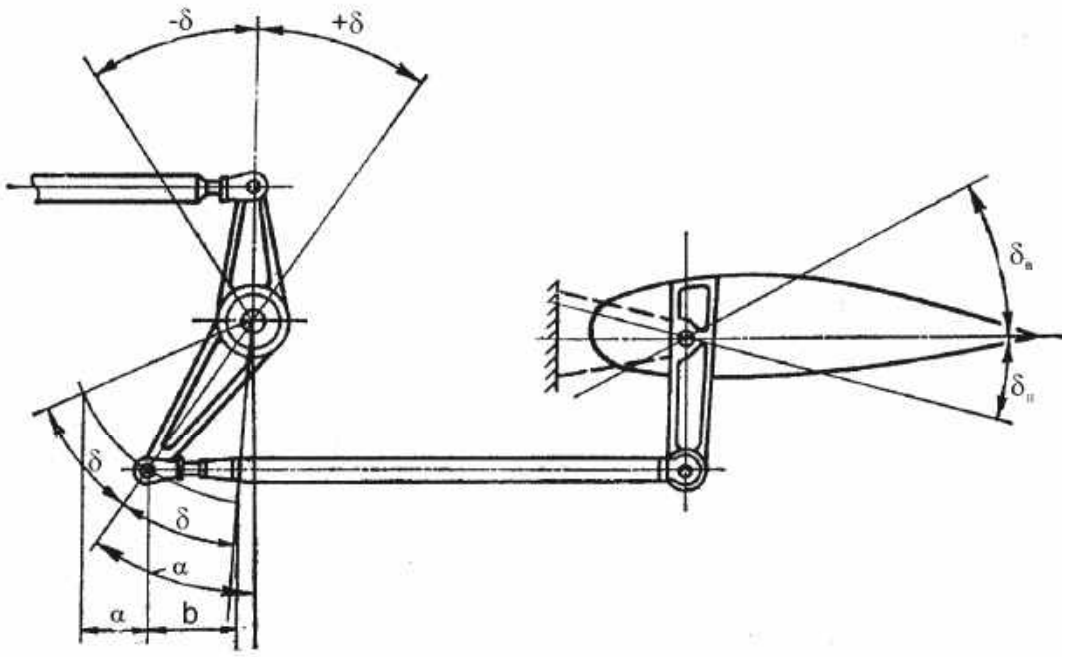


Рис. 2.17. Диференціальна качалка в каналі із жорсткою проводкою керування

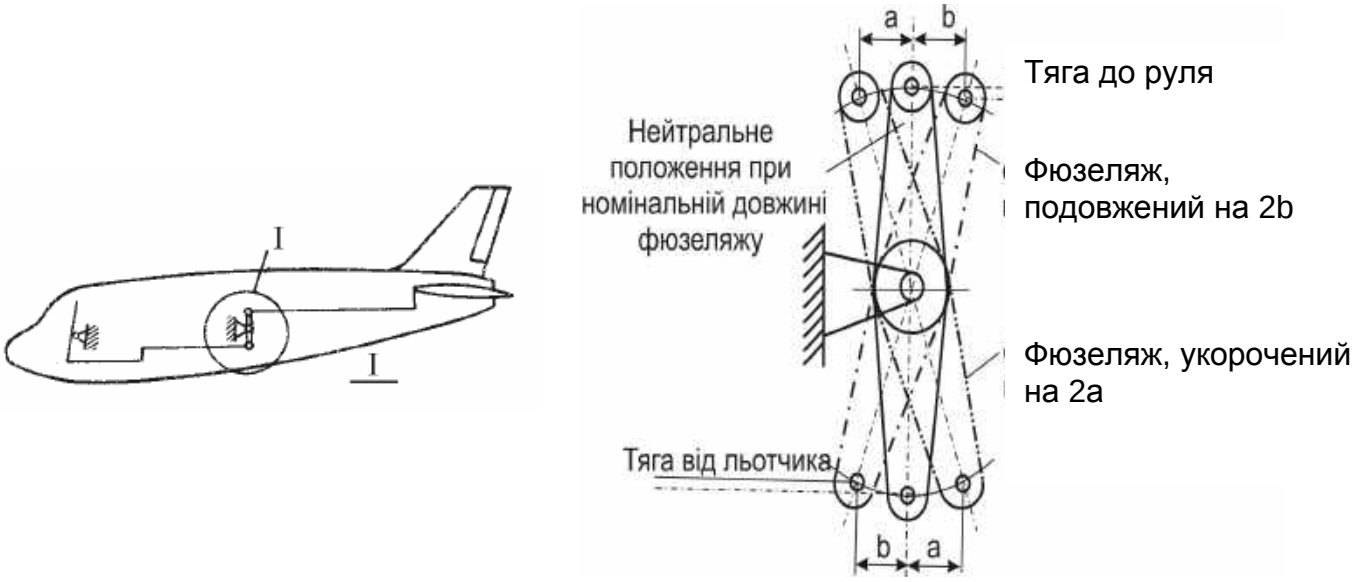


Рис. 2.18. Компенсаційна качалка в каналі поздовжнього керування

Механічні гнучкі системи дистанційного керування. Кабелі керування

Гнучка проводка забезпечує передавання керувальних сигналів за допомогою зворотно-поступальних переміщень тросів, сталевих дротів, стрічок або ланцюгів. Така проводка для відхилення органів керування вверх або вниз, уліво або вправо складається із двох гілок через те, що кожна з них може працювати тільки на розтяг (рис. 2.19).

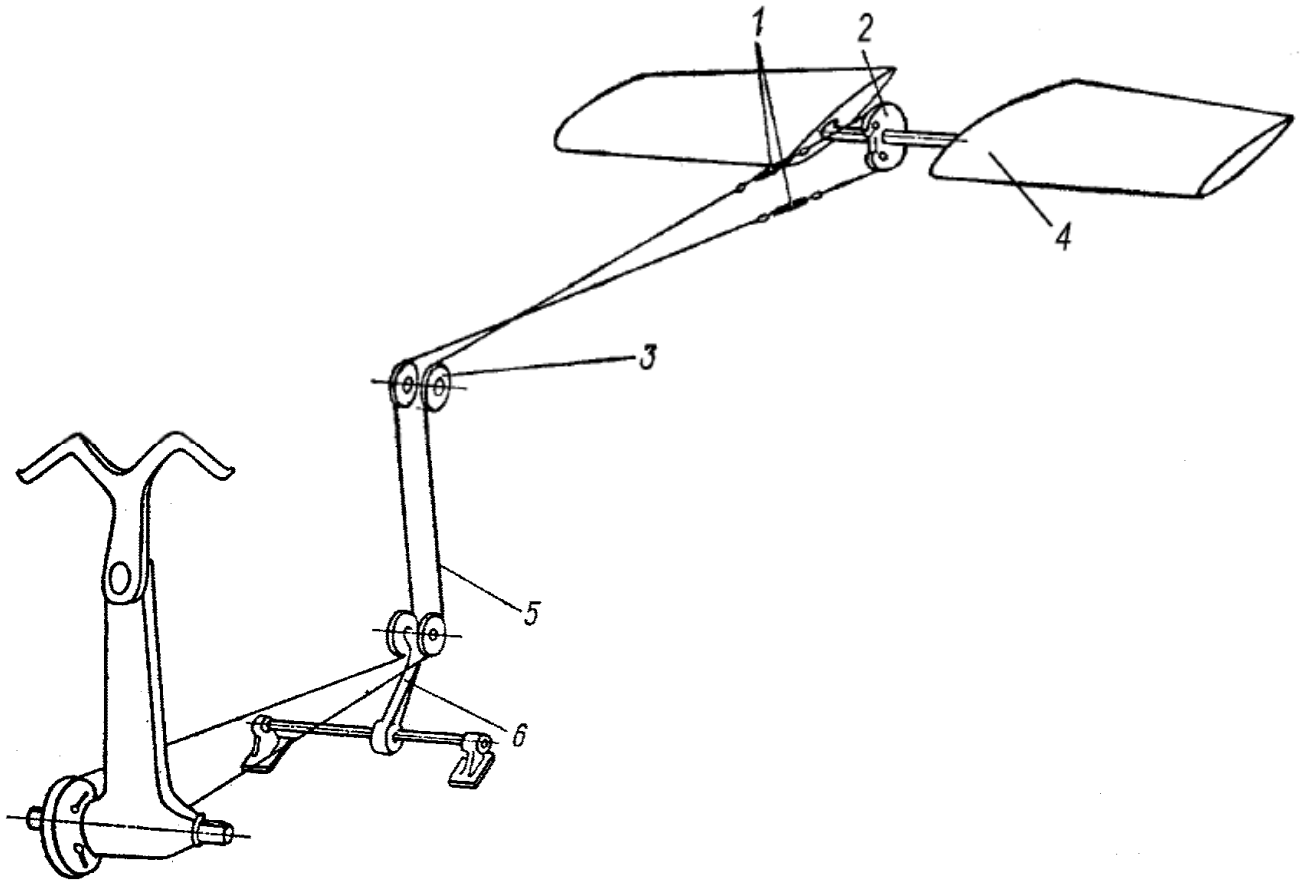


Рис. 2.19. Канал керування рулем висоти із тросовою проводкою керування:
1 – тандери; 2 – сектори; 3 – напрямні ролики; 4 – РВ; 5 – троси;
6 – автомат натяжіння тросів

На прямих ділянках гнучкої проводки троси можуть бути замінені на сталевий дріт або стрічки.

Застосування в проводці тросів діаметром 2...4 мм дає змогу з допомогою роликів (рис. 2.20) більш вільно змінювати напрямок проводки й здійснювати це в зручних і безпечних (для забезпечення роботоздатності системи керування) місцях, наприклад під підлогою, по борту. Гнучка проводка має невелику масу, але її недоліком є підвищене тертя й зношування тросів у місцях перегину та їх витягнення в процесі експлуатації, незважаючи на те, що троси попередньо перед установленням їх витягають під навантаженням до 60 % від руйнівного навантаження. Через підвищене зношення й витягнення тросів потребується їх частий огляд і регулювання. Кінці тросів закільцьовуються в спеціальні наконечники.

Для тросової проводки як напрямні застосовуються ролики та втулки. Установлення роликів (див. рис. 2.20) може бути нерухомим та

орієнтувальним. Діаметр роликів вибирають за стандартом залежно від діаметра троса й кута обхвату.

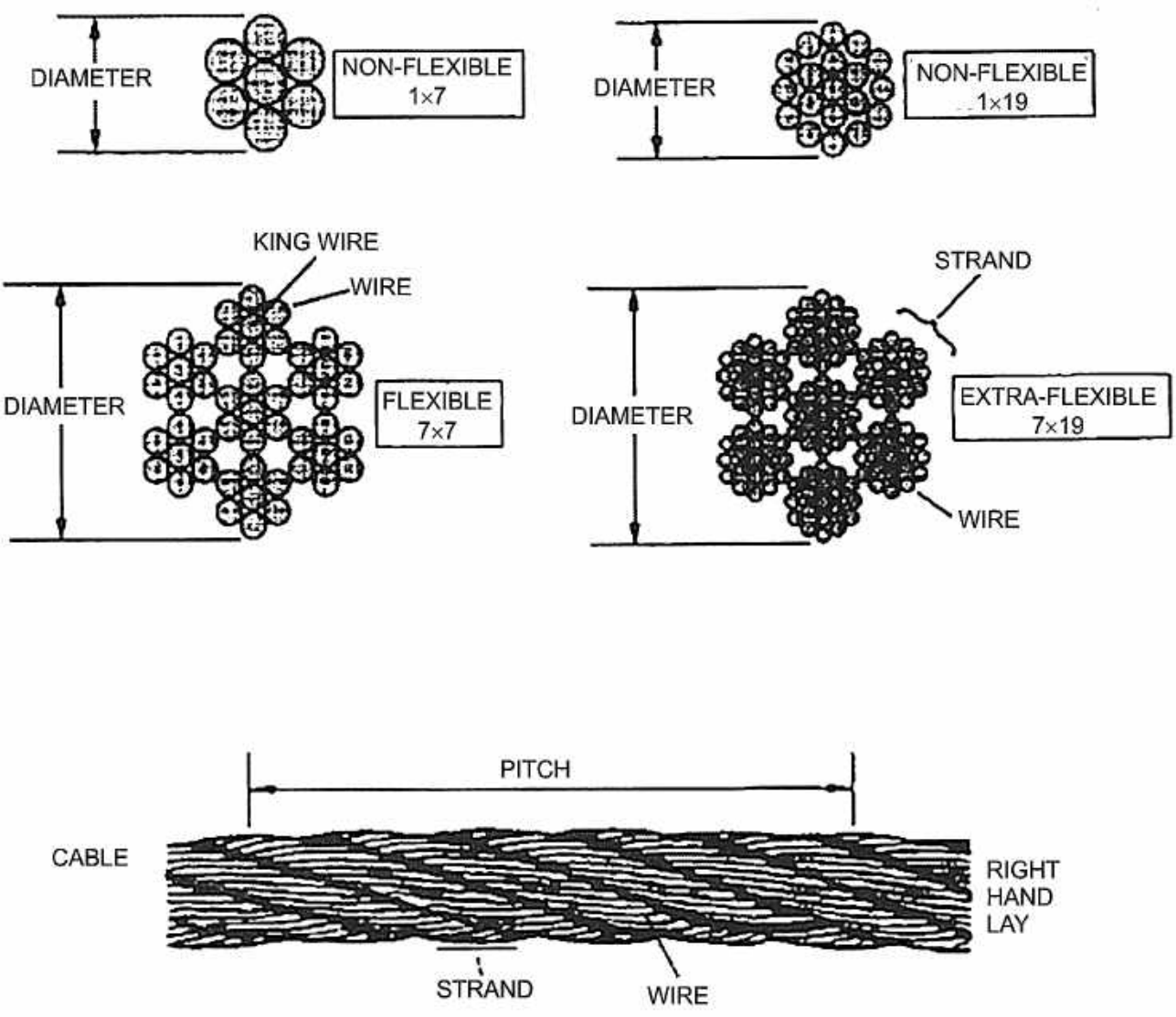


Рис. 2.20. Конструктивне виконання тросових проводок

У тих випадках, коли перегин троса є невеликим або необхідно тільки підтримувати трос на довгій прямолінійній ділянці проводки, замість ролика ставлять напрямні втулки.

Канал механічного керування елеронами за допомогою гнучких елементів зображено на рис. 2.21.

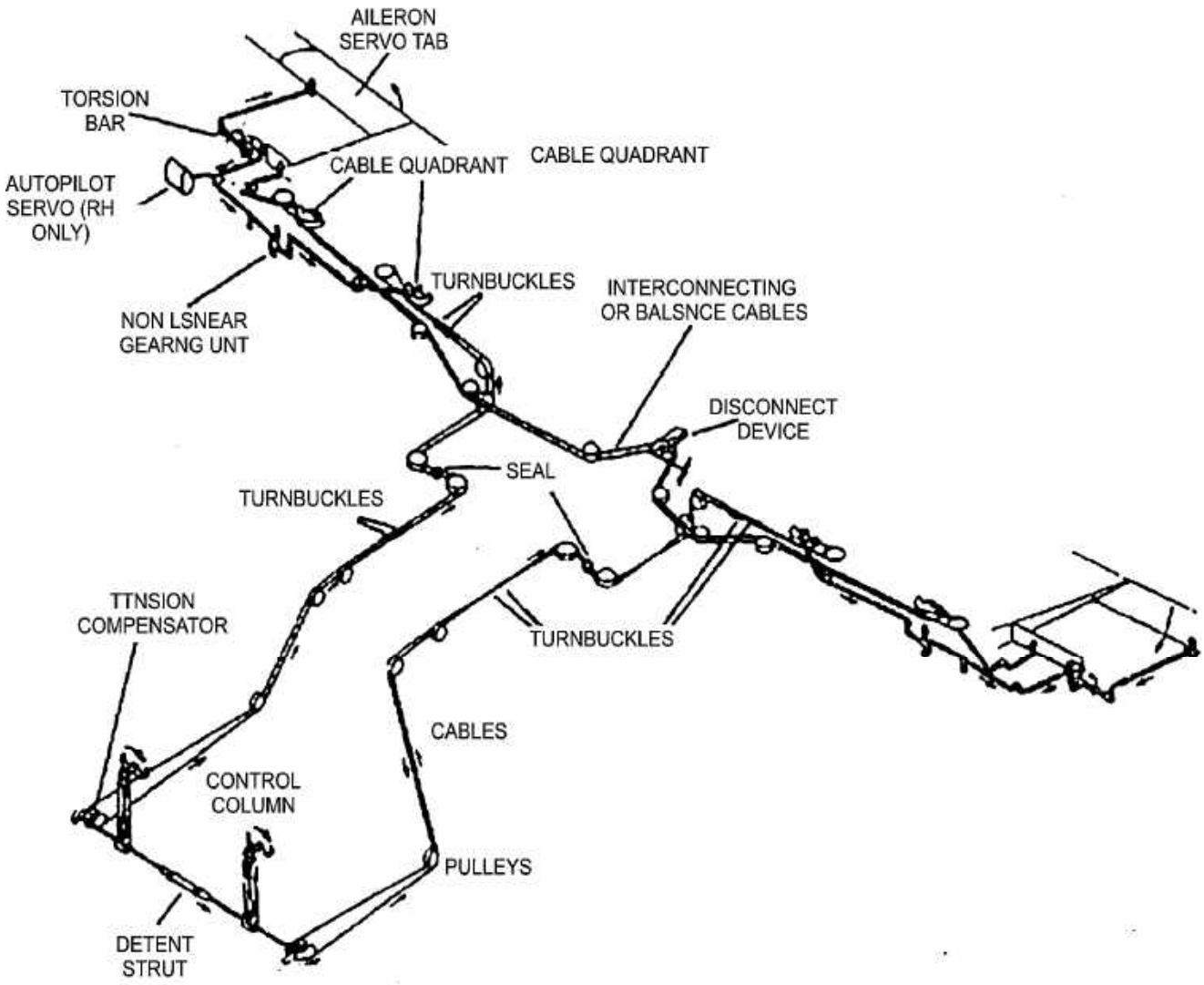
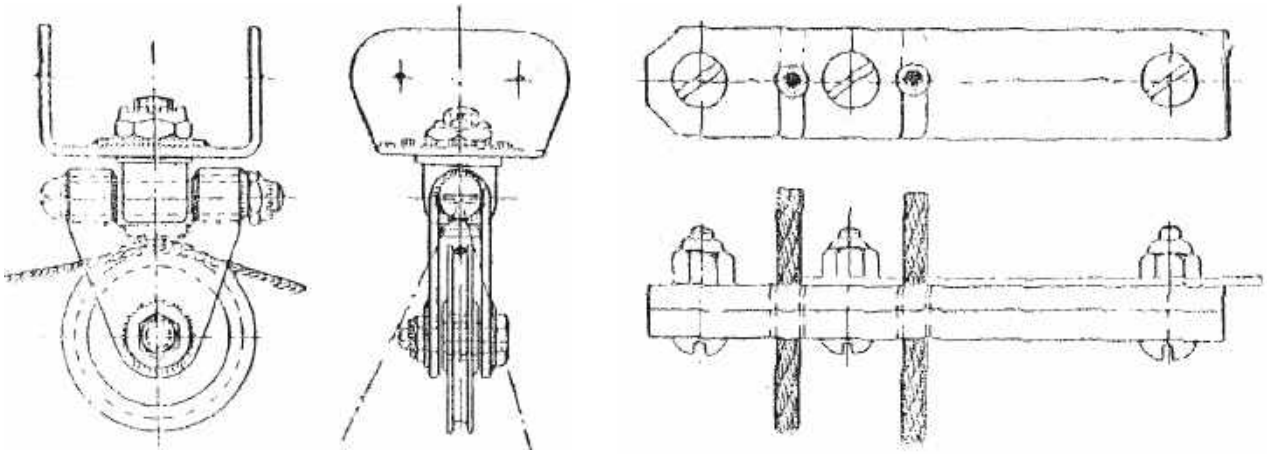


Рис. 2.21. Канал механічного керування елеронами літака BAe 146
з допомогою гнучких елементів

Для тросової проводки як напрямні застосовуються ролики та втулки. Установлення роликів може бути нерухомим (рис. 2.22, *а*) або орієнтувальним (рис. 2.22, *б*). Діаметр роликів вибирають за стандартом залежно від діаметра троса й кута обхвату.

У тих випадках, коли перегин троса є невеликим або необхідно тільки підтримувати трос на довгій прямолінійній ділянці проводки, замість ролика встановлюють напрямні втулки.



а *б*

Рис. 2.22. Ролики й напрямні втулки в каналах із гнучкою проводкою керування

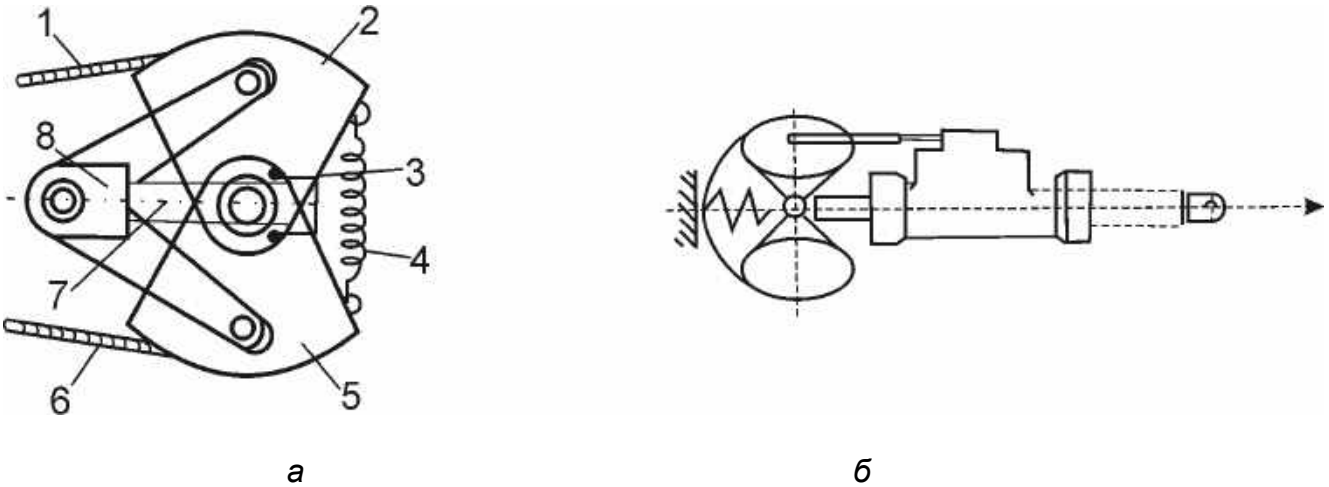
Застосування напрямних колодок (див. рис. 2.22) на прямолінійних ділянках траси зменшує провисання тросів.

Для компенсації відносних лінійних деформацій конструкції літака й проводки через змінення температури, дії навантажень і надлишкового тиску в гнучкій проводці встановлюють спеціальні регулятори натягу тросів (рис. 2.23). Без застосування таких пристроїв (компенсаторів) можливим є змінення під час експлуатації кутів відхилення рулів, чого не можна допускати.

Регулятор натягу (рис. 2.23, *а*) складається з двох секторів 2 і 5, з'єднаних із тросами 1 і 6, пружин 4 і 3, що створюють у тросах натяг, і механізму запирання секторів, що здійснюється гальмуванням центральної штанги 7 через її перекіс у напрямних 8 при неоднакових зусиллях у тросах.

При вирівнюванні зусиль у тросах 1 і 6 перекіс штанги 7 усувається, і зв'язок між секторами здійснюється через пружину 4.

Залежно від діаметра тросів їх натяг може становити 10…80 кг.



а *б*

Рис. 2.23. Регулятори натягу тросів

Виготовляють троси зі плетеного сталевого дроту з високою границею міцності. Залежно від навантаження застосовують троси діаметром d = 2…8 мм. Троси заплітаються на коуші (див. рис. 2.23) або завальцьовуються у трубчасті наконечники.

Сектори монтуються на командному важелі й у кінцевому вузлі тросової проводки (рис. 2.24). Вони забезпечують незмінність довжини тросу, що натягується й послабляється, чого не вдається добитися безпосереднім приєднанням до важелів і качалок. Наявність секторів запобігає виникненню ударних навантажень у системі проводки під час перекладення рулів.

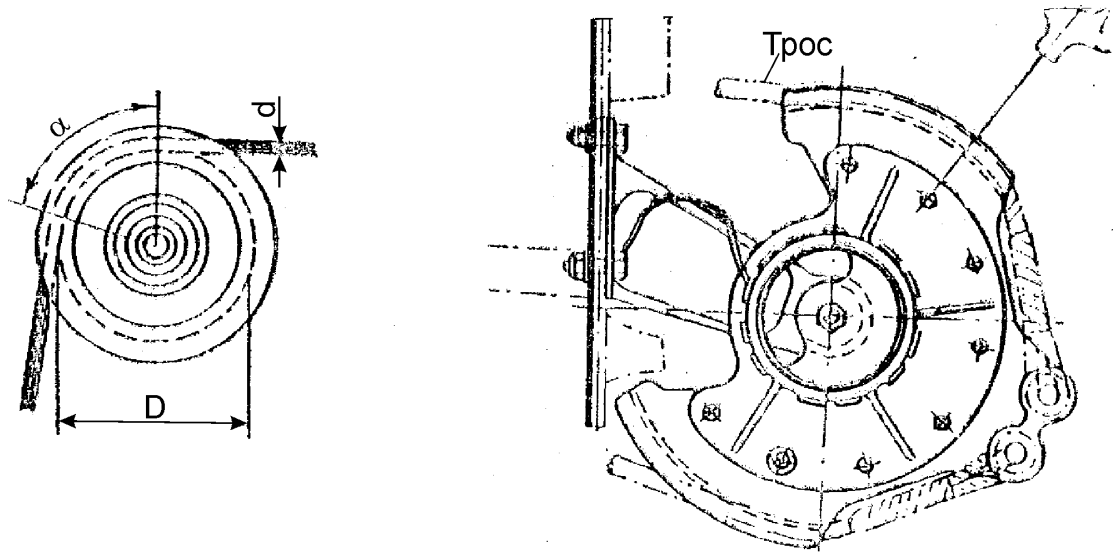


Рис. 2.24. Сектор і ролик для гнучких проводок керування

Напрямні ролики призначено для змінення напрямку тросової проводки й утримання тросів від поперечних переміщень. Монтуються ролики в поворотних підвісках на шарикових підшипниках.

Щоб уникнути швидкого зношення тросів співвідношення між діаметрами роликів D і тросів **d** мають бути в певних межах. На практиці встановлено, що при кутах обхвату ролика тросом $\alpha < 40°$ діаметр D > (10…20)d, а при $\alpha > 40°$ діаметр D > (20…30)d.

Під час монтажу довжину тросів змінюють за допомогою регульованих наконечників і тандерів (рис. 2.25).

Рис. 2.25. Тандер для регулювання натягу тросів

Останні використовуються також для періодичного підтягування тросів. Для зменшення витягнення тросів у процесі експлуатації їх перед установленням на літак піддають попередньому витягуванню навантаженням, що становить 50…60 % розрахункового. Натяг тросів під

час монтажу вибирають з таким розрахункам, щоб у діапазоні експлуатаційних температур вони не занадто натягалися й не провисали.

Тросова проводка керування набула широкого застосування.

На більшості зарубіжних і вітчизняних пасажирських, транспортних і військових літаків і вертольотів використовуються гнучкі (тросові) проводки: МС-І0, Хоукер Сідлі Н-І2І, Боїнг-707, Боїнг-720, Боїнг-727, Боїнг-737, Дуглас ДС-8, З-133, ДС-9, Де-Хевилленд, Сі Вікен, Су-24, Ту-154, Як-40, Ан-24, Ан-28, Ан-72, Ан-72, Ан-124, Ил-114, МиГ-25, Як-48, Ми-8, Ми-24, В-26 та ін.

Тросова проводка порівняно із жорсткою має значні переваги:

1. Має меншу масу. Навіть дубльована гнучка проводка легше одинарної жорсткої проводки на 20...30 %.

2. Конструктивно є простішою від жорсткої. У жорсткій проводці важкого літака, що має довжину 60 м, налічується понад 500 деталей. Тросова проводка аналогічної довжини містить у 5–8 разів менше таких деталей, чим і визначається її низька вартість.

3. Завдяки попередньому натягу канатів є безлюфтовою, тоді як жорсткій проводці завжди властиві люфти, що зростають пропорційно довжині. Величина люфту в жорсткій проводці залежить від кількості підведених з'єднань, кожне з яких має люфт 0,005...0,02 мм. У жорсткій проводці завдовжки близько 60 м налічується до 50 рухомих з'єднань. Отже, сумарний люфт у такій проводці становить близько 1 мм.

4. Має велику надійність і живучість, тому що канат, який використовується в ній, являє собою конструкцію із багатоелементним передаванням зусиль. Навіть після руйнування декількох дротів канат здатний передавати максимальне експлуатаційне навантаження, крім того, процес руйнування каната проходить повільно.

5. З її допомогою легко досягається висока бойова живучість системи керування. Для цього проводку виконують дубльованою з рознесенням гілок на максимально можливу відстань одна від одної.

6. Завдяки наявності двох гілок відносна деформація конструкції літака й проводки не призводить до неузгодженості між положеннями рулів і важелів керування.

7. Крім того, порівняно з іншими видами проводок керування літаком тросова проводка може передавати більші навантаження з багаторазовим зміненням напрямку. Малі маса й габарити, висока гнучкість дають змогу провести її під підлогою, уздовж борту, в обхід конструктивних елементів літака. До переваг гнучкої проводки належать також надійність з'єднань, простота монтажу й обслуговування.

Недоліки гнучкої проводки:

- наявність пружних люфтів, що негативно позначається на характеристиках керованості;
- необхідність частого контролю й регулювання проводки;
- значне тертя, зношення тросів, роликів і підшипників;

- невисока живучість при пошкодженнях.

Незважаючи на ці недоліки, тросова проводка набула широкого застосування на пасажирських літаках у системах керування з гідравлічними підсилювачами. Троси в таких системах навантажуються незначними зусиллями, завдяки чому суттєво знижуються пружні люфти, загальне тертя, зношення й витягнення тросів від навантаження.

Крім того, останнім часом виникли нові конструктивні рішення, що дають змогу частково компенсувати недоліки проводок керування.

2.2.2. Конструктивні рішення, що забезпечують підвищення поздовжньої жорсткості тросових проводок керування

Одним з таких рішень є канат в оболонці, який ефективно об'єднує в собі кращі властивості гнучкого канату й жорсткого стрижня. Модифікації конкретного рішення проводки керування з використанням канату в оболонці зображено на рис. 2.26. і 2.27.

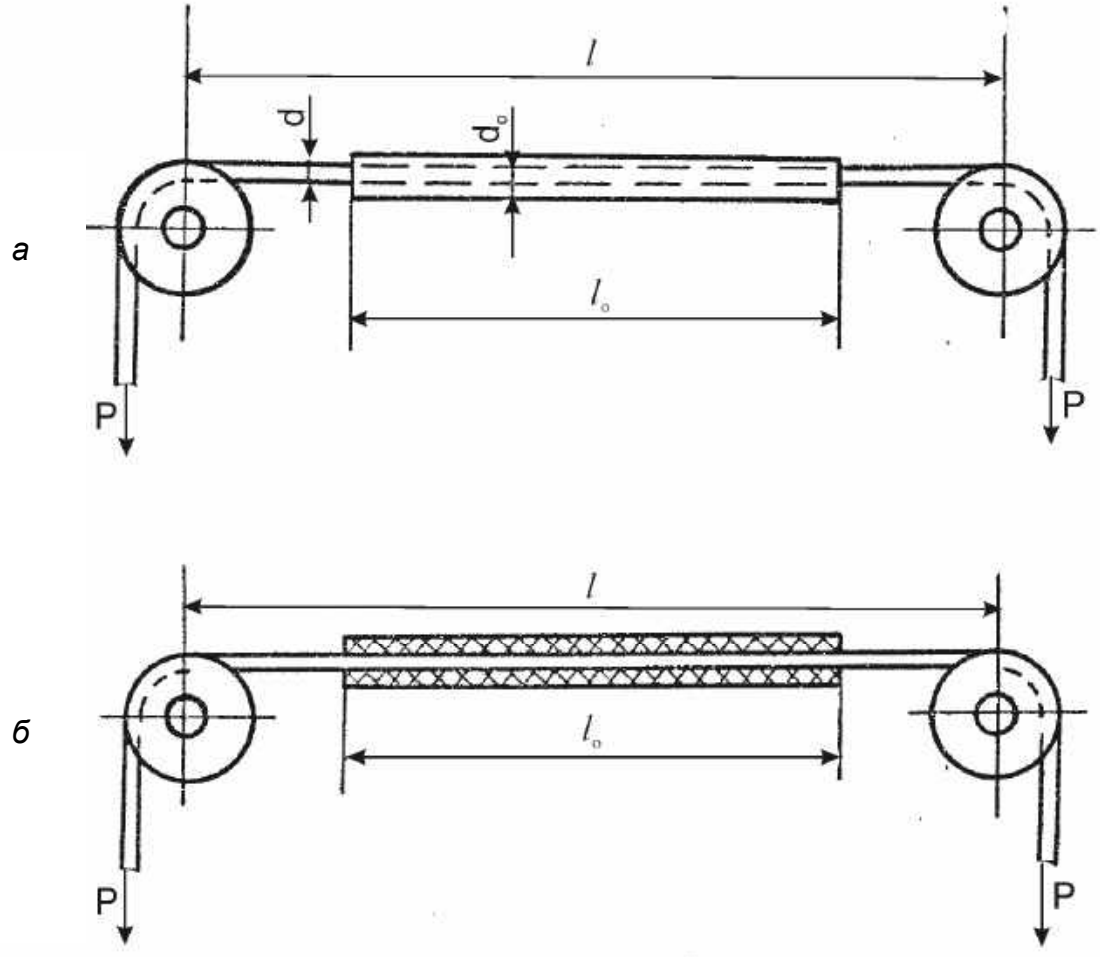


Рис. 2.26. Нові конструктивні рішення в гнучких тросових проводках:
а – канат в оболонці з АМцМ;
б – канат в оболонці зі склотканини

На рис. 2.26, *а* показано гнучку проводку, де змінна згинальна й поздовжня жорсткості створюються завдяки наявності суцільної металевої оболонки на ділянці між роликами й дискретної – у зоні ролика. Крім того, наявність оболонки в зоні ролика з м'якого матеріалу, внутрішня поверхня якого є контреталоном поверхні каната, забезпечує поверхневий контакт, а отже, сприяє зменшенню контактних напружень і збільшенню ресурсу канату.

На рис. 2.27 зображено варіанти проводки з вузлами стикування ділянок каната різних діаметрів способом заливання з підкручуванням кінця каната. Таким чином, створюється проводка змінної жорсткості: більш гнучкий канат з меншим діаметром переміщається по роликах, а з більшим – знаходиться на ділянках між роликами.

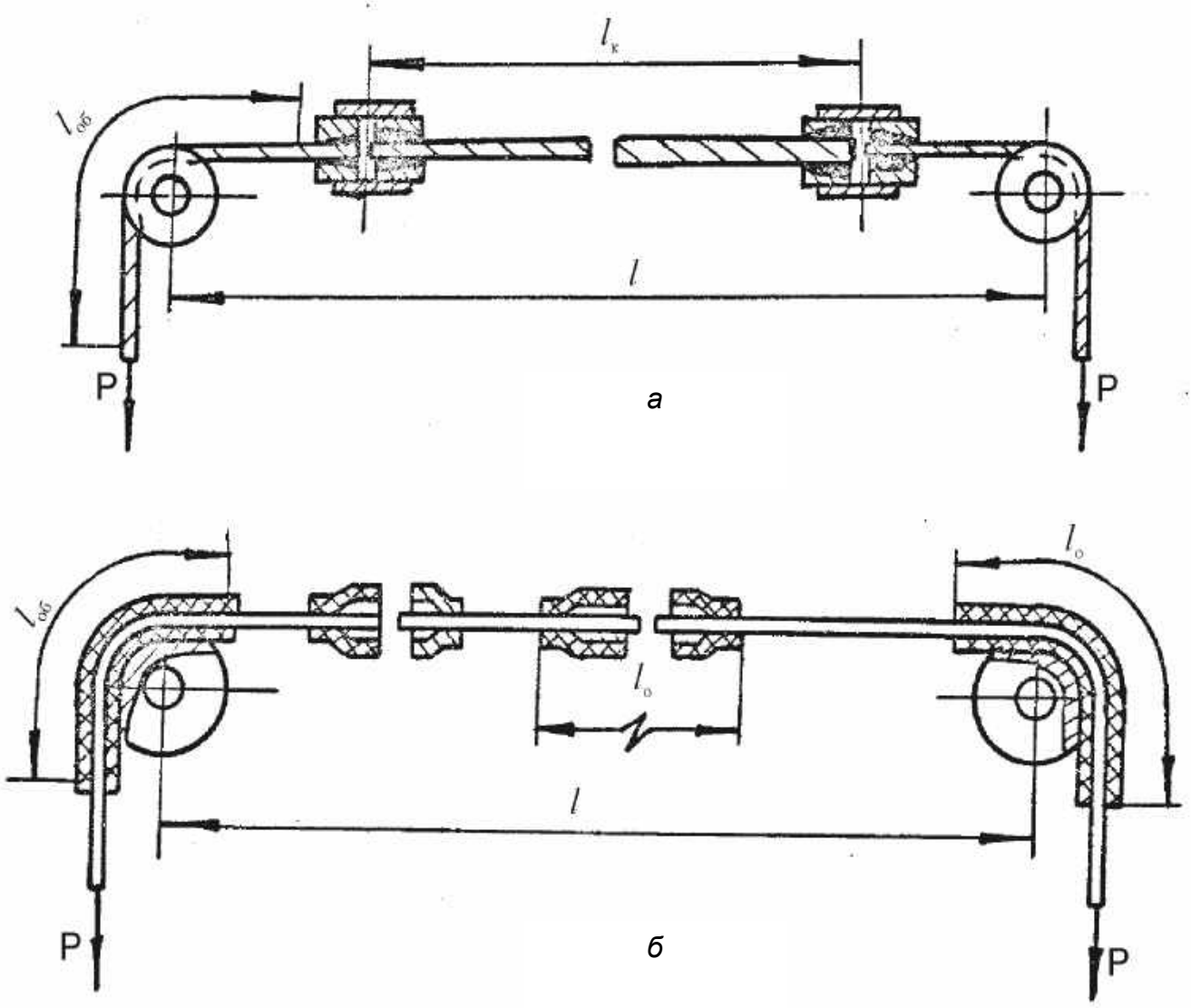


Рис. 2.27. Нові конструктивні рішення щодо стикувальних каналів:
а – при стикуванні каналів з різними діаметрами; *б* – при підвищенні довговічності каната на перегинах

На рис. 2.27, *б* зображено модифіковану проводку керування, яка характеризується тим, що для збільшення терміну експлуатації і зменшення часу на ремонт канат має осердя й оболонку у вигляді відрізків, одні з яких жорстко зв'язані з ним, а інші (резервні) зафіксовані.

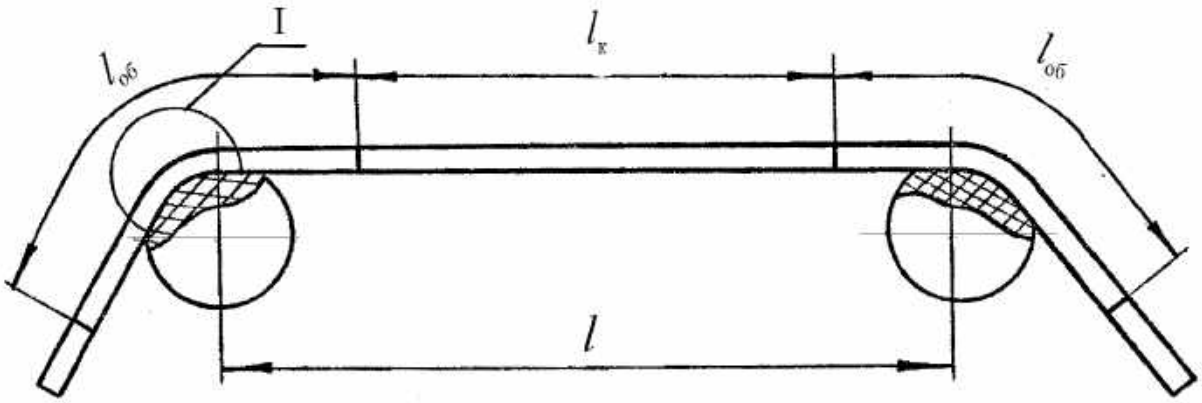
Так, на рис. 2.27, *а* показано гнучку проводку керування, у якій міжроликова частина традиційного або нового каната обтиснута в оболонці металевою трубкою, що дає змогу суттєво, залежно від співвідношення довжин оболонки $\mathbf{l_o}$ і каната **l**, підвищити поздовжню жорсткість у комбінації зі змінною згинальною жорсткістю на опорах. Така перфорована оболонка є також демпфером і може бути отримана із суцільної оболонки розчленовуванням її гвинтовою або кільцевою нарізкою або набором та обтисненням циліндричних кілець певної довжини.

На рис. 2.27, *б* показано аналогічні рішення каната в оболонці з тією різницею, що оболонка виконана з неметалічних матеріалів, наприклад зі склопластику.

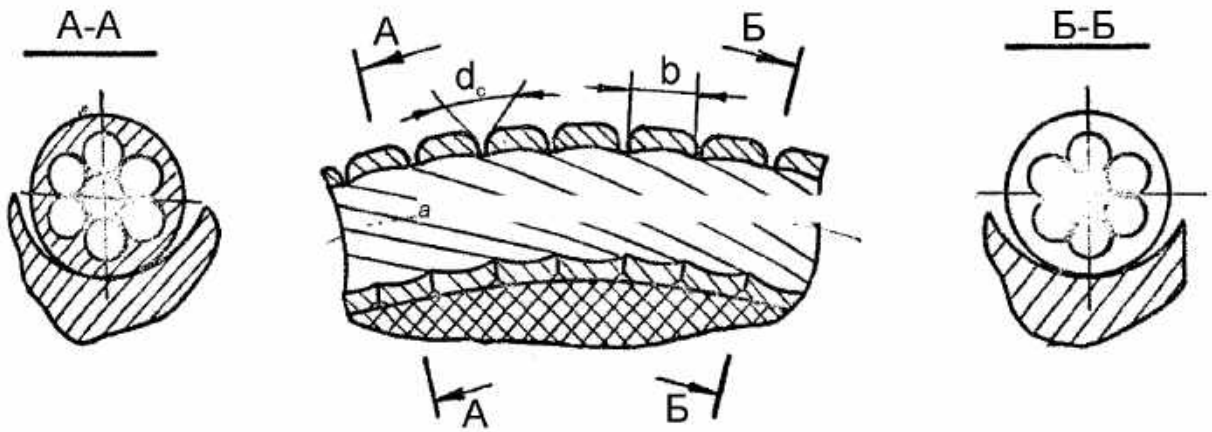
На рис. 2.28, *б, в* показано гнучку проводку із крученою металевою оболонкою в зоні обкатування ролика, що навивається із дроту або стрічки. Така оболонка, виконана з більш м'якого матеріалу, ніж матеріал каната, зменшує контактні тиски, збільшуючи тим самим ресурс проводки, а також є демпфером коливань ділянок проводки.

Таким чином, на основі системи „канат – оболонка” отримано нові конструктивні рішення для КМК.

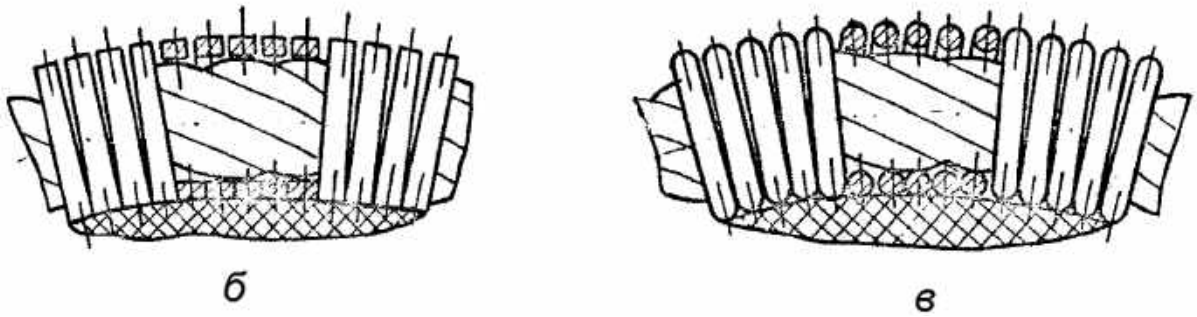
Аналіз відносних подовжень (рис. 2.29) свідчить про те, що витягнення звичайних авіаційних канатів, що застосовуються в механічних частинах систем керування літальними апаратами, є значними.



Зовнішній вигляд гнучкої тросової проводки



а



б *в*

Рис. 2.28. Нові конструктивні рішення щодо гнучких тросових проводок керування:
а – оболонка в зоні обкатування, набрана з обтиснутих кілець завширшки b;
б – кручена оболонка зі стрічки; *в* – кручена оболонка із дроту

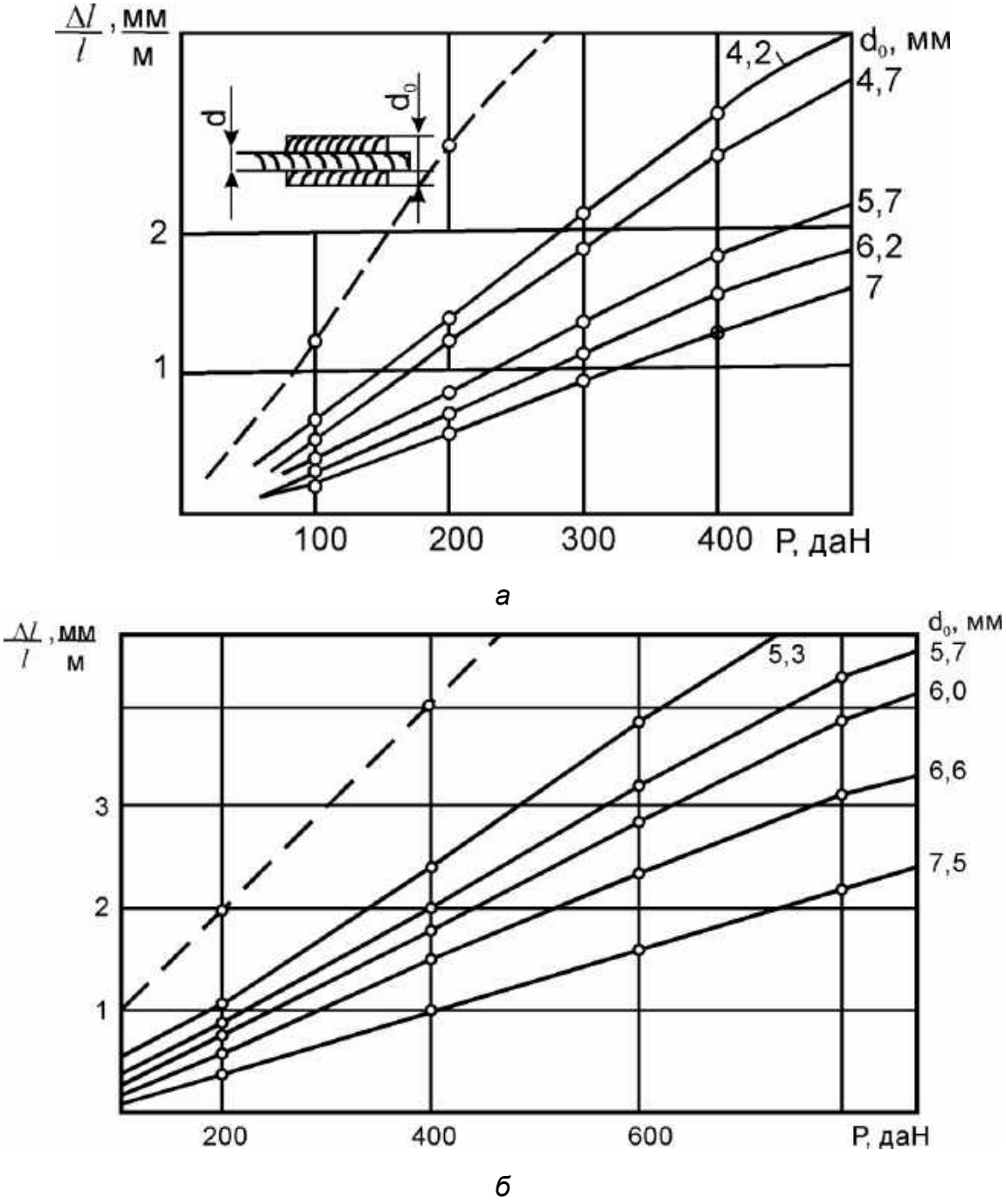


Рис. 2.29. Подовження канатів в оболонці з АМцМ при різних натягах:
а – канат d = 3,6 мм; *б* – канат d = 4,5 мм; – – канат без оболонки

Наприклад, для каната діаметром 4,5 мм навіть при навантаженнях 0,2 $P_{розр}$ видовжування становить 3 мм/м, тобто при середньостатистичних довжинах однієї гілки може дорівнювати 50 мм, а для канатів менших діаметрів – 100 мм. Відповідно зі збільшенням навантажень ці значення збільшуються, і для більших машин (Ан-72, Ан-124) при довжинах проводок 50…60 м видовжування каната залежно від його діаметра навіть

при навантаженнях до 100 кг може становити 100...150 мм, що суттєво впливає на функціональні характеристики керування в цілому.

Отже, питання підвищення жорсткості набуває принципово важливого значення. З урахуванням цієї обставини насамперед досліджується змінення величини видовжування канатів в оболонках.

Результати таких досліджень, описані в роботі [16], показано на рис. 2.27. Згідно з їх аналізом стиснення каната з оболонкою дає змогу зменшити подовження каната майже в три рази залежно від діаметра оболонки. Навіть мінімальні діаметри оболонок, обмежені технологією процесу, дають можливість зменшити подовження у 2–2,2 разу.

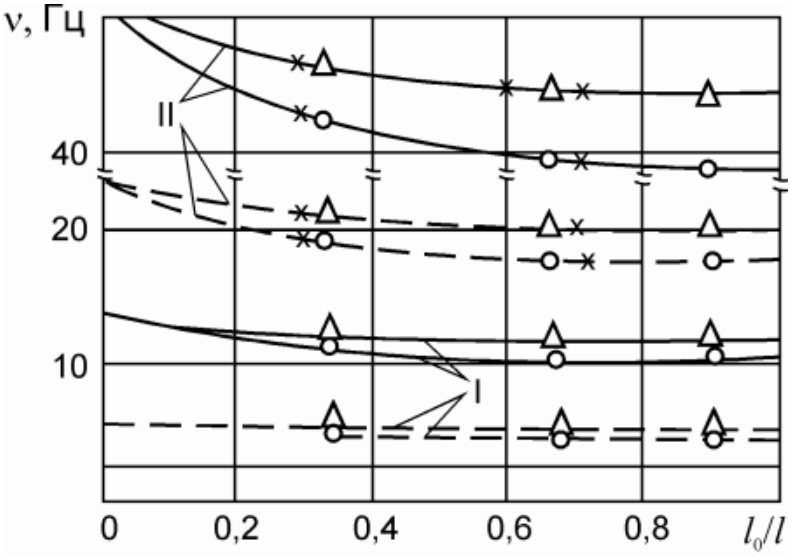
Обмотування каната склотканиною, просоченою смолою, дає змогу зменшити подовження троса до 30 %, при цьому збільшення маси становить 5...11 %. Крім збільшення поздовжньої жорсткості таке обмотування запобігає корозії дротів і витіканню мастила, унаслідок чого поліпшуються умови тертя і знижується фретинг-корозія.

Змінення поздовжньої жорсткості тросової проводки керування суттєво впливає й на параметри її поперечних коливань. Вплив діаметрів оболонок на відношення $\Delta l/l$ залежно від навантажень показано на рис. 2.29 для діаметрів канатів, що найбільш часто застосовуються в системах керування: 3,2; 3,6; 4,5 мм.

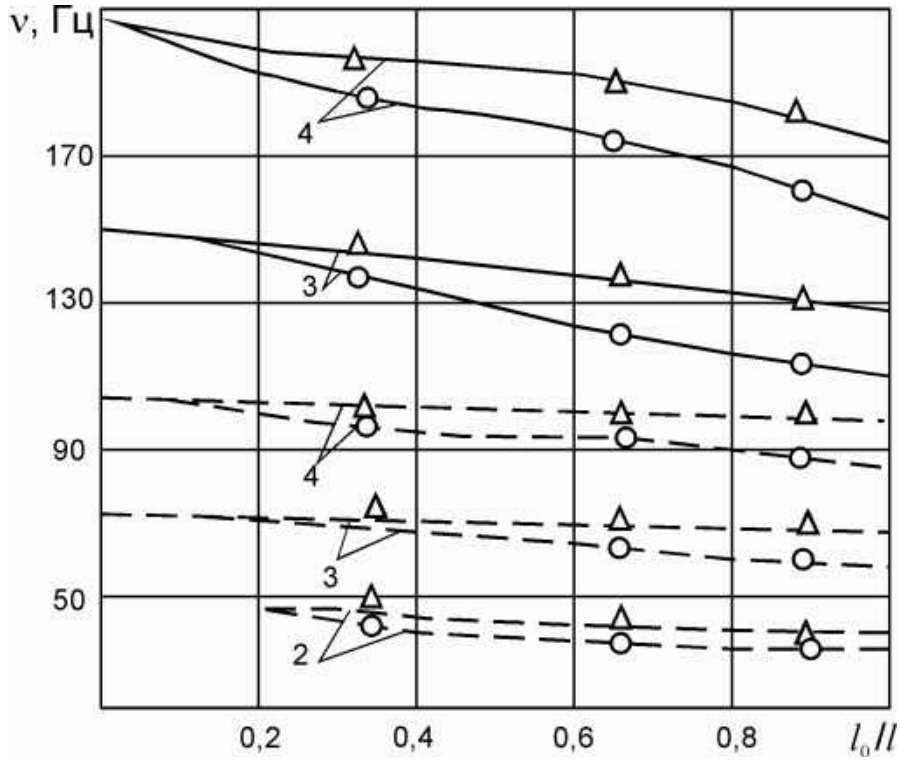
Крім троса в оболонці з АМцМ у роботі [19] наведено дані про випробування тросів (діаметром 3,2 і 4,5 мм) з обмотуванням склотканиною в один і два шари при зусиллях попереднього натягу канатів $P = 0{,}5\ P_{розр}$.

Для дослідження впливу на значення власних частот таких параметрів каналів механічного керування, як діаметр ролика D, кут обхвату α, конструкція каната, наявність оболонок у зоні обкатування, проведено серію експериментів [19]. Ці дослідження виконувалися на спеціальному стенді, що давав змогу створювати й контролювати натяг проводки до 10000 Н з різними конструктивними параметрами l, d, D, α, l_o/l і максимальною довжиною прямолінійної ділянки 4,5 м. Результати цих досліджень показано на рис. 2.30.

Під час досліджень установлено, що параметр l_o/l суттєво впливає на власну частоту на коротких ділянках, при більших натягах і більш високих гармоніках. Зміна діаметра оболонки також впливає на вищі гармоніки, але менше виявляється на коротких ділянках. Так, для третьої гармоніки коливань збільшення діаметра оболонки від 4,5 до 5,3 мм при довжині ділянки 1,2 м зменшило частоту на 12 %, а при довжині ділянки 4,5 мм – на 17 %.



а



б

Рис. 2.30. Залежність частот власних коливань ділянок проводки від довжин і діаметрів оболонок:
а – перша гармоніка; *б* – вищі гармоніки 2, 3, 4 – 2-га, 3-тя й 4-та відповідно; I – загальна довжина l = 4,5 м; II – загальна довжина l = 1,2 м; Δ – $d_{об}$ = 4,6 мм; О – $d_{об}$ = 5,8 мм; ——— натяг троса 200 Н; — натяг троса 1000 Н

Узагальнені дані щодо впливу натягу каната Р і співвідношень діаметрів троса й оболонки на величину власних частот коливань таких конструктивів зображено на рис. 2.31.

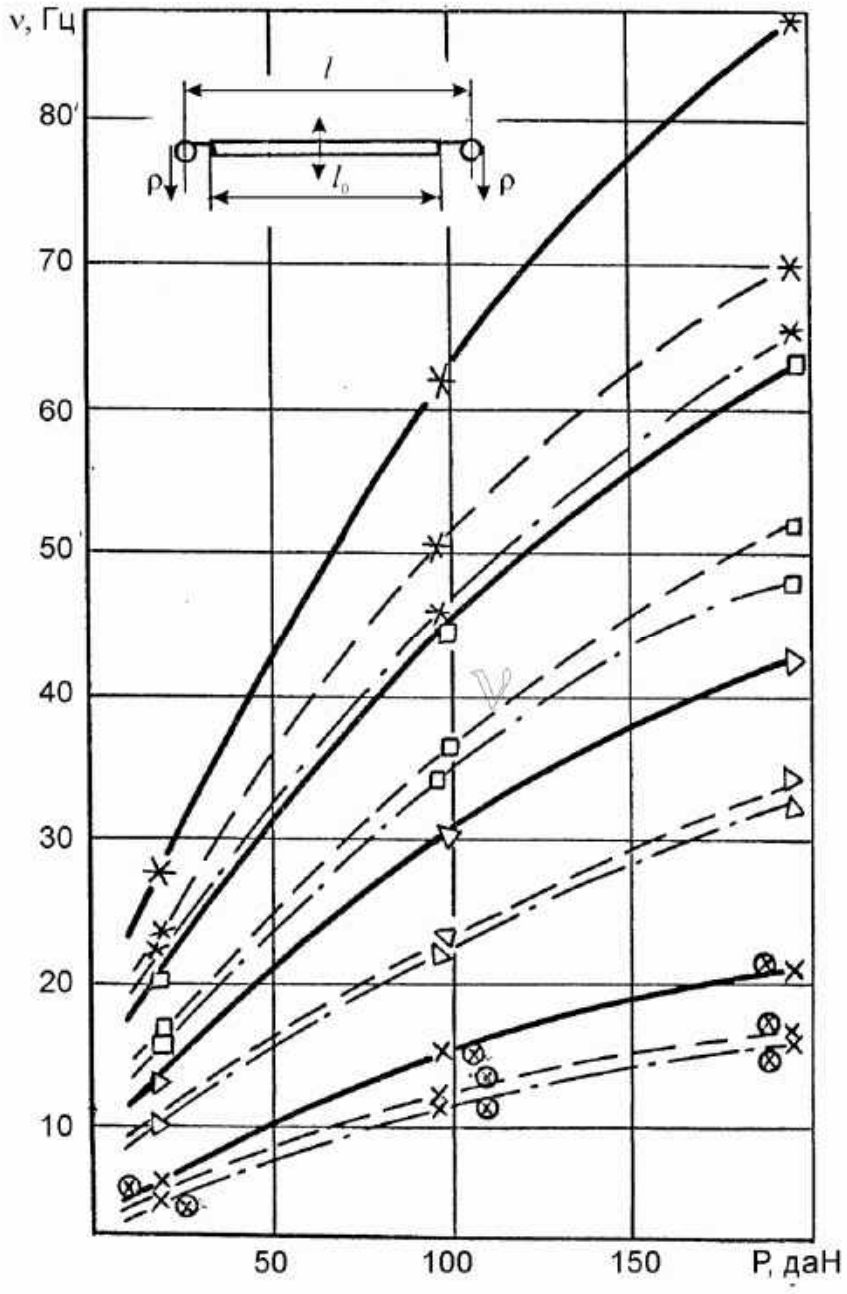


Рис. 2.31. Частоти (ν) власних коливань ділянки каната в оболонках різних діаметрів при $\ell_o / \ell = 0,8$:

×, Δ, □, ∗ – 1-ша, 2-га, 3-тя і 4-та гармоніки відповідно;

— · — · — канат діаметром d = 4,5 мм в оболонці діаметром d_o = 6,2 мм;

— — — — канат діаметром d = 4,5 мм в оболонці діаметром d_o = 5,3 мм;

———— канат діаметром d = 4,5 мм в оболонці діаметром d_o = 4,2 мм;

P – зусилля натягу каната

Після аналізу даних, показаних на рис. 2.30 і 2.31, можна зробити такі висновки:

1. Конструкція самого каната при однаковому діаметрі практично не змінює частот власних коливань.

2. Не впливають на частоти власних коливань ділянки проводки діаметр ролика й кут обхвату.

3. Основними параметрами, що дають змогу змінювати власні частоти, є довжина ділянки, натяг, діаметр і довжина оболонки.

2.2.3. Змішані проводки керування

Змішані проводки керування зазвичай являють собою комбінації гнучкої й жорсткої або поступальної й обертальної проводок керування. Застосування комбінованих видів проводки, незважаючи на її ускладнення при цьому, виправдовується тим, що жорстка проводка за допомогою тяг забезпечує простоту експлуатації й менше тертя при багаторазових змінах напрямку проводки, а гнучка тросова проводка на прямих ділянках має меншу масу й габарити, полегшуючи компонування каналу керування. Для змішаної проводки керування характерними є переходи із тросової проводки на жорстку й навпаки. Одне з конструктивних рішень, що забезпечують такі переходи, показано на рис. 2.32 і 2.33. На рис. 2.32 показано під'єднання за допомогою тросів рульових машин автопілота та інших агрегатів автоматики до жорсткої проводки керування.

Жорстка проводка з передаванням командних сигналів за допомогою обертального руху валів набула найбільшого поширення як силове передавання трансмісій у системах керування закрилками й передкрилками та стабілізатором, тому що через таку систему можна передавати більші потужності. Основними елементами такої проводки є вали, що працюють на крутіння, і перетворювачі обертального руху на поступальний.

У каналах керування з обертальним рухом валів простіше вирішуються питання компенсації деформації частин планера шляхом використання телескопічних валів зі шліцьовими з'єднаннями й карданів. Однак вузли й деталі такої проводки в каналах основного керування літаком застосовуються вкрай рідко. Вони складні у виготовленні, потребують великої уваги під час експлуатації, їх маса й потрібні зусилля на важелях керування швидко збільшуються зі збільшенням розмірності літака.

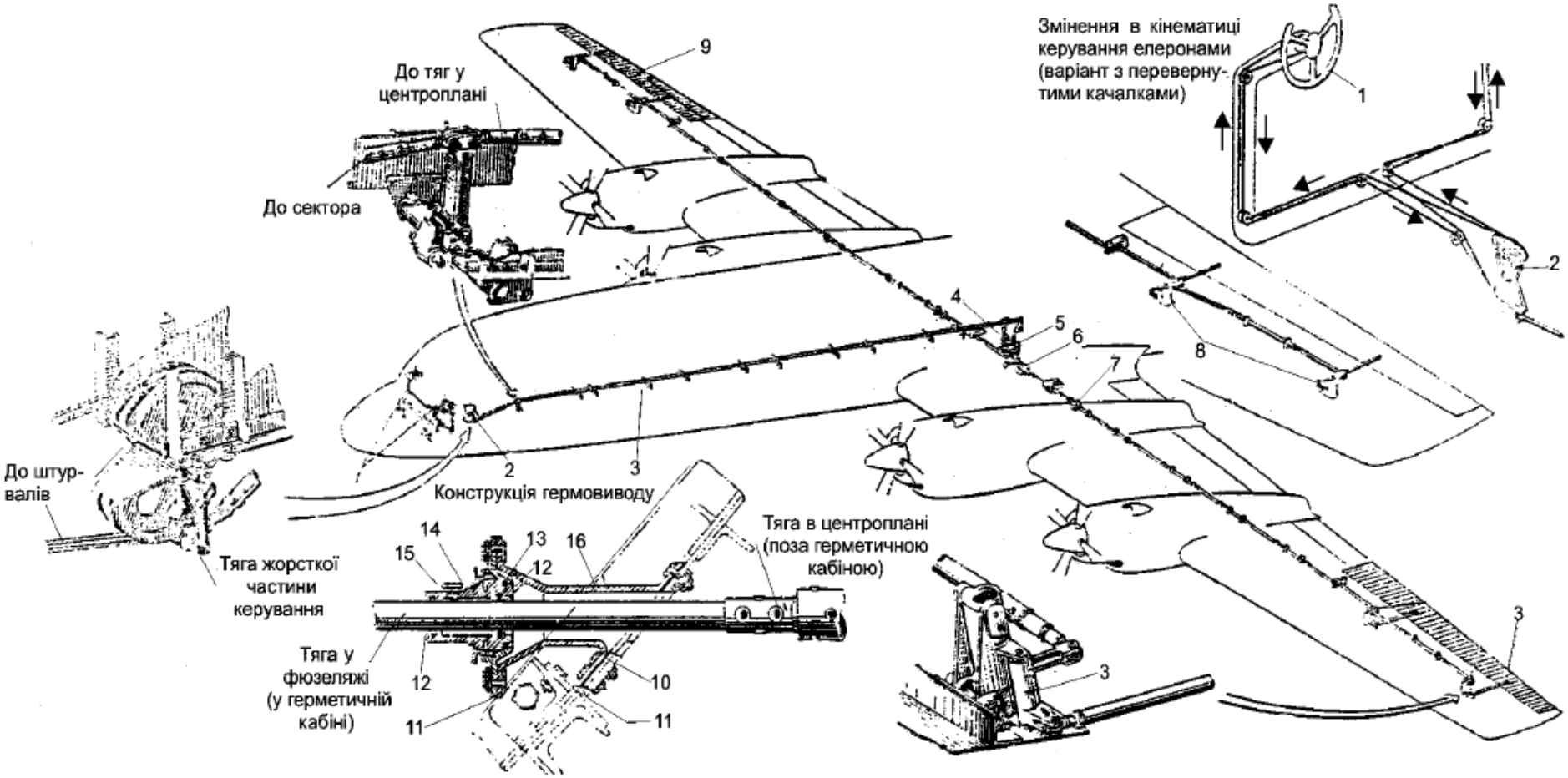


Рис. 2.32. Схема керування елеронами:
1 – штурвали; 2 – сектор на шпангоуті № 2; 3 – напрямна муфти; 4 – механізм стопоріння;
5 – центральний вузол керування; 6 – рульова машина автопілота; 7 – гермовивід; 8 – качалка; 9 – елерон; 10 – борт фюзеляжу; 11 – ущільнювальна стрічка; 12 – фетрове кільце; 13 – ущільнювальні гумові кільця;
14 – бронзова сфера; 15 – маслянка; 16 – корпус гермовиводу

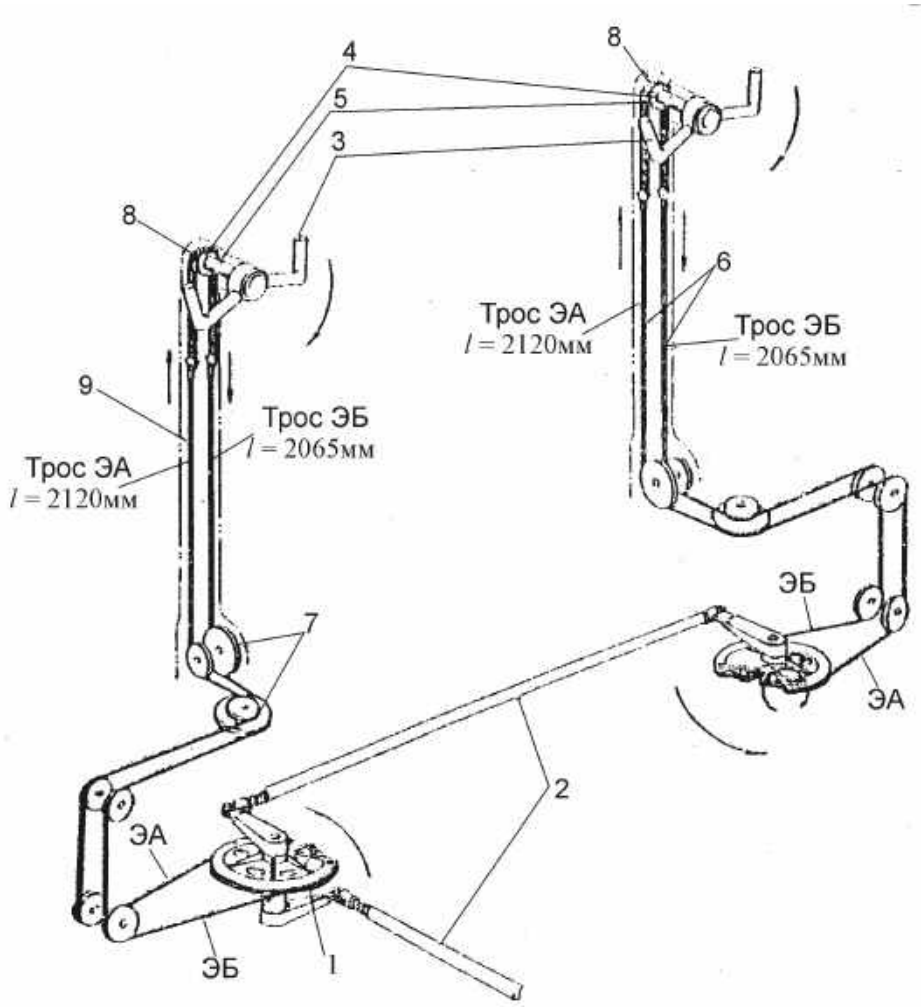


Рис. 2.33. Приклад використання комбінованої проводки керування (гнучкої й жорсткої) у каналі керування елеронами літака Ил-18:
1 – сектор; 2 – тяга; 3 – штурвал; 4 – зірочка; 5 – вісь;
6 – троси керування елеронами; 7 – ролики; 8 – зубчастий ланцюг; 9 – труба

Наявність комбінованих видів проводки на сучасних літаках пояснюється прагненням конструкторів-проєктувальників максимально використовувати переваги і, якщо можливо, позбутися недоліків проводок окремих видів. Так, наприклад, безперечними перевагами жорсткої проводки з поступальним рухом тяг порівняно з тросовою проводкою є простота в експлуатації й менше тертя при багаторазових зміненнях напрямку руху на качалках. Водночас проводка на прямих ділянках є легшою й займає менше місця, полегшуючи її компонування; тросова проводка простіше дублюється, що особливо важливо для літаків військового призначення. Тому на сучасних літаках достатньо часто застосовується жорстка проводка в місцях, де за умовами забезпечення кінематичних зв'язків між елементами каналу керування й компонування їх на літаку необхідними є численні з’єднання й зміни напрямку траси проводки (наприклад, у кабінах пілотів), а довгі прямі ділянки без зміни напрямку часто виконуються за допомогою тросової проводки.

Однак якщо за умовами компонування це допускається, то застосування жорсткої буде доцільнішим, тому що тросова проводка при однаковій кількості перехідних елементів має більше тертя й потребує постійної уваги під час експлуатації.

Під час проєктування жорсткої проводки слід максимально зменшувати кількість сполучних елементів, тому що кожне з'єднання збільшує люфт у проводці й масу сполучних $P_в^р$ і підтримувальних елементів. Однак при занадто великій довжині тяг їх доводиться робити дуже товстими з умови збереження стійкості при стиску. Тому маса тяг буде швидко збільшуватися і, хоча при цьому маса сполучних і підтримувальних елементів зменшується, загальна маса проводки також збільшуватиметься. Очевидно, що для кожної проводки залежно від переданих зусиль існує оптимальна довжина тяг на прямих ділянках, коли маса проводки є найменшою (звичайно це довжина порядку 1200…1500 мм).

У жорсткій проводці як підтримувальні елементи застосовуються повідкові качалки або роликові напрямні (див. рис. 2.33). При застосуванні повідкових качалок тертя в системі є меншим, але траса потребує трохи більше місця, тому що тяга під час передавання до неї керувальних сигналів зміщується не тільки вздовж своєї осі, але й паралельно до неї.

Для запобігання небажаній диференціальності й істотному зміненню передатних чисел у проводці при відхиленнях від нейтрального положення під час проєктування проводки необхідно прагнути до того, щоб у нейтральному положенні кути між осями важелів качалок і приєднаними до них тягами дорівнювали 90^o, а величини плечей важелів були такими, щоб кути максимальних відхилень цих важелів не перевищували $30^o…35^o$.

Під час проєктування механічної проводки сучасних літаків, особливо важких з довгими фюзеляжами, необхідно передбачати конструктивні заходи для усунення впливу лінійних деформацій фюзеляжу й крила. Основні причини цих деформацій:

1) зовнішні навантаження на конструкцію;

2) зміна навколишньої температури для сучасних надзвукових літаків -69…+250 ^{o}C;

3) дія надлишкового тиску в герметичній кабіні пасажирського літака.

Як показують розрахунки й практичні виміри, зміна довжини фюзеляжу під дією цих факторів може бути досить великою (так, наприклад, для літака типу «Конкорд» порядку 120 мм). Тому, якщо не вжити спеціальних конструктивних заходів для компенсації лінійних деформацій конструкції літака, то це може призвести до обмеження можливих відхилень руля. Це відбудеться тому, що майже весь хід жорсткої проводки керування буде вже вибрано тільки для збереження нейтрального положення руля, а важелі керування будуть при цьому

близькі до крайніх положень, обмежених упорами, або навіть стануть на ці упори.

Якщо застосовується тросова проводка, то через наявність двох її гілок деформації конструкції літака не призводять до «ножиць» у керуванні (тобто неузгодженості положення рулів і важелів керування), але троси при цьому можуть або послаблятися й провисати, або сильно натягатися. У першому випадку в керуванні виникає великий люфт, у другому – значно збільшується тертя. В обох випадках керування може стати неможливим.

Для компенсації лінійних деформацій конструкції літака у жорсткій проводці застосовуються компенсаційні качалки й механізми (див. рис. 2.18), а в тросовій – механізми регулювання натягу тросів (див. рис 2.23). Слід зазначити, що в наявних конструкціях механізми натягу тросів мають діаметр 300…400 мм, що необхідно враховувати при компонуванні літака, залишаючи для них місця відповідних об’ємів.

Якщо застосовується обертова проводка, питання компенсації деформацій конструкції літака легко вирішуються застосуванням шліцьових телескопічних валів.

Жорстка проводка керування має високі надійність і живучість, завдяки чому її застосування є переважальним, особливо на військових літаках. У процесі експлуатації зношення більшою мірою зазнають шарніри важелів качалок і тяг, а також вузлів підвішення рулів. На дюралюмінієвих тягах ролики проминають поглиблення – доріжки. Зростання люфтів унаслідок зношення може призвести до небажаних змін характеристик керованості та до вібрацій рулів. Тому шарнірні з’єднання, а також тяги періодично контролюють і замінюють при зношенні, що перевищує допустимі значення.

Тертя в проводці погіршує її частотні характеристики й характеристики керованості. При великому терті в проводці, що спричиняє необхідність прикладання до важелів керування досить великих сил для їх зрушення, керування літаком взагалі може стати неможливим.

Істотно збільшують сили тертя й пристрої, що забезпечують герметизацію при переміщенні проводки керування, наприклад, найчастіше таке відбувається при виході проводок керування з герметизованих кабін пілотів у негерметизовані частини фюзеляжу або крила. Тому в загальних технічних вимогах (ЗТВ) до літаків залежно від їх типу зазначаються максимальні допустимі сили тертя в проводці, прикладені до важелів керування.

Таким чином, необхідно зазначити, що через конструктивні труднощі забезпечення необхідних характеристик механічної проводки, велику масу і складність її компонування на сучасних літаках, особливо важких, усе частіше доводиться розглядати питання переходу на електродистанційне керування. Така система нині застосовується на французьких літаках «Міраж III» і «Міраж IV» для керування рулями напрямку та на інших сучасних літаках.

2.3. Проєктувальний розрахунок елементів механічної проводки керування

Проєктувальний розрахунок полягає у визначенні діаметрів і товщин стінок труб, діаметра троса жорсткої і гнучкої проводок керування.

Знаходження таких конструктивних параметрів базується на визначенні розрахункових навантажень у проводці й виборі конструктивного матеріалу для реалізації її елементів.

Зусилля в елементах проводки визначаються руйнівними навантаженнями на командні важелі, зазначеними в нормах льотної придатності [2], залежать від типу літака й мають відповідати значенням, наведеним у табл. 2.2.

Таблиця 2.2

Розрахункові зусилля на командних важелях основного керування

Командний важіль	Канали керування	Розрахункові зусилля, кг
Ручка	елеронами рулем висоти	65…130 130…240
Штурвальна колонка	елеронами рулем висоти	130R…160R* 130…240
Педалі	рулем напрямку: при однобічному навантаженні (на одну педаль) при двобічному навантаженні (на обидві педалі)	 180…250 500

* R – радіус штурвала, м

Сили, які льотчик прикладає до командних важелів, визначаються шарнірними моментами $M_ш$, кутами відхилення рулів $\delta_р$ і переміщеннями важелів керування $X_{р.в}$:

$$P^e = M^e_ш \delta_р / X_{р.к},$$

де $M^e_ш$ – шарнірний момент на рульовій поверхні;

$k_ш = \dfrac{\delta_р}{X_{р.к}}$ – передатне відхилення (табл. 2.3).

Таблиця 2.3

Орієнтовні значення $K_{Ш} = \dfrac{d\delta_{пр}}{d\chi_{пр}}$

Канали керування	Величина $К_Ш$	
	град/мм	рад/м
елеронами	0,1…0,15	1,7…2,6
рулем висоти	0,1…0,15	1,7…2,6
рулем керування	0,25…0,40	4,3…7

Неодмінною умовою має бути дотримання співвідношення $P^e < P^p / f$, де f – коефіцієнт безпеки, який для керування дорівнює 2 [8].

Для розрахунків потрібно мати кінематичну схему проводки керування в нейтральному й двох крайніх положеннях руля.

Зусилля в елементах проводки (рис. 2.34) легко визначити, розглядаючи послідовно рівновагу вузлів проводки. Наприклад, з умови рівноваги ручки в тязі 3–4 маємо

$$P_{3-4} = P_в^p \frac{\ell_{1-2}}{\ell_{2-3} \sin\alpha}.$$

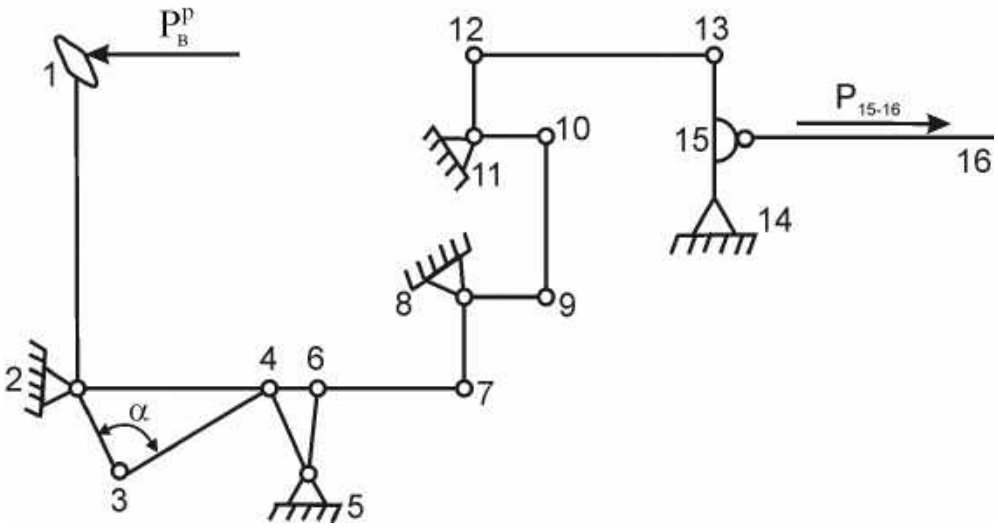


Рис. 2.34. Розрахункова схема жорсткої проводки

Навантаження на вузол 2 кріплення ручки при цьому дорівнює геометричній сумі сил $P_в^p$ і P_{3-4}. Зусилля в тязі 6–7 визначається з рівноваги вузла 5 і т. д.

Конструктивні параметри цих тяг E, J, l слід знаходити з умови

$$P_i = P_к = \frac{\pi^2 EJ}{\mu \ell^2}, \qquad (2.2)$$

де E – модуль першого роду матеріалу труби;

J – момент інерції труби;

ℓ – відстань між опорами.

У практиці частіше використовуються розрахункові моделі за напруженнями.

Потрібна площа перерізу *i*-ї тяги

$$F_i = \frac{P_i}{k\sigma_{руйн}}, \qquad (2.3)$$

де для розтягнутої тяги $\sigma_{руйн} = \sigma_в$, а коефіцієнт k = 0,8 враховує послаблення тяги заклепками або болтами, якими кріпиться до стаканів наконечників; для стисненої тяги $\sigma_{руйн} = \sigma_{кр}$, а коефіцієнт k = 1.

Критичне напруження поздовжнього вигину підраховується за формулою Ейлера:

$$\sigma_{кр} = \mu \frac{\eta^2 EJ}{F\ell}. \qquad (2.4)$$

Найвигіднішою у ваговому відношенні буде тяга з тонкостінної труби, для якої $k\sigma_в = \sigma_{кр}$.

Для тонкостінної труби $J = \frac{\pi}{8} D_{сер}^3 \delta$, а $F = \pi D_{сер} \delta$, де $D_{сер}$ – середній діаметр труби; δ – товщина стінки труби.

Підставимо ці значення й одержимо

$$D_{сер} = \sqrt{\frac{8k\sigma_в \ell^2}{\pi^2 E}}; \qquad \delta = \sqrt{\frac{P}{\pi k \sigma_в D_{сер}}}. \qquad (2.5)$$

Якщо конструктивно діаметр виходить неприйнятно більшим, то необхідно або зменшити довжину тяги, або взяти матеріал тяги з меншим значенням $\frac{\sigma_в}{E}$.

Потім тяги потрібно перевірити на резонансне коливання. На літаку є різні джерела, які можуть спричинити змушені коливання тяг керування. До таких джерел належать двигуни, електро- і гідромотори систем, тряска літака під час руху по аеродрому та ін. При збігу частоти власних коливань тяги із частотою змушених коливань виникає резонанс, що призводить до збільшення амплітуди коливань, а отже, до втоми матеріалу тяги і зазвичай досить тривалий час може спричинити руйнування тяги. Для виключення можливості появи резонансних коливань необхідно, щоб частота власних коливань тяги не дорівнювала (якщо не була кратною) частоті змушених коливань.

Частоту власних коливань тяги, хв$^{-1}$, шарнірно закріпленої на качалках, визначають за формулою

$$\nu = \frac{94{,}2}{\ell^2}\sqrt{\frac{EJ}{m}}, \qquad (2.6)$$

де E – модуль пружності матеріалу тяги;

J – момент інерції перерізу тяги;

m – погонна маса тяги;

ℓ – довжина тяги.

Частоту власних коливань тяги, установленої на роликових напрямних, розраховують за формулою

$$\nu = 9{,}55\frac{a^2}{\ell^2}\sqrt{\frac{EJ}{m}}, \qquad (2.7)$$

де ℓ – довжина тяги між напрямними;

a – коефіцієнт, що враховує пружність опор (визначається за результатами експерименту).

Ручка (штурвал) і двоплечові качалки працюють на вигин. Болти шарнірів підбираються з розрахунку на зріз і зім'яття, підшипники – за радіальними зусиллями з урахуванням обмеженої рухомості зчленувань.

При доборі перерізів тяг слід також ураховувати їх сумарне подовження $\Delta\ell$ та його можливий вплив на похибки керування. Пружні деформації

$$\Delta\ell = \frac{P}{EF}\ell \qquad (2.8)$$

є прямо пропорційними зусиллю в тязі P і її довжині ℓ та обернено пропорційними твердості EF.

Такі деформації проводки можуть на 10…15 % зменшити максимальне відхилення руля. Зменшити деформації можна, збільшивши розміри перерізів тяг, знизивши в них напруження або зменшивши сильно навантажені ділянки проводки.

На жорсткість проводки впливає також пружність вузлів кріплення її елементів до каркаса. Підвищити жорсткість проводки керування можна, забезпечивши передавання руху з допомогою обертових валів. У цьому випадку зусилля від керованих агрегатів сприймаються гвинтовими домкратами й далі безпосередньо передаються на конструкцію, а вали осьовими силами не навантажуються.

Під час проєктувальних розрахунків вилки качалки розраховують на розрив.

Під час конструювання деталей і вузлів механічного керування, зображених на всіх попередніх рисунках, використовувалися конструкційні матеріали, що застосовувалися і в інших агрегатах літака (табл. 2.4).

Студентам під час виконання бакалаврського й дипломного проєктів слід також користуватися даними, наведеними в цій таблиці.

Таблиця 2.4

Основні характеристики конструкційних матеріалів

Марка	$\sigma_в$, даН/мм^2	Стан поставки	Основне застосування
АМцП	15	–	Малонавантажені деталі одинарної кривизни
АМг6БН	32	–	Зварні деталі обшивки, баки
ЧЕРВОНИЙ9	21	Литво	Середньонавантажені деталі
ЧЕРВОНИЙ19	34	–	Навантажені деталі
Д16АМО	24	Листи	Обшивки
Д16АМ	25	–	–
Д16АТВ	43,5	–	Силові обшивки
Д16АТНВ	46,5	–	Обшивки одинарної кривизни
Д16Т	43	Прутки	Механічно оброблені деталі
Д16Т	42	Профілі	Елементи каркаса
Д19	40	–	Те ж
Д19чТ	40	Панелі	Тепломіцні елементи каркаса
В95АТ1В	40	Листи	Розтягнуті обшивки
В95АТ1СВ	53	–	Стиснені обшивки
В95Т1	54	Прутки	Механічно оброблені деталі
В95	52	Ковані вироби	Елементи каркаса
АК4-1	37	Прутки	Ковані деталі, що працюють при температурі 200 °С
АК6	37	Ковані вироби	Кронштейни й аналогічні деталі
АК8	44	Штамповки	Високонавантажені фітинги, рами
ВТ1	36…55	–	Деталі каркаса
ВІД4-IV	60…75	Листи	Обшивки

2.4. Компонування командних важелів у кабіні екіпажу

Під час проєктування й кінематичного розрахунку систем керування літака особлива увага приділяється розміщенню командних важелів у кабіні екіпажу, оскільки внаслідок специфічності умов роботи льотчика як оператора ставляться підвищені вимоги до компонування органів керування й пілотажно-навігаційного устаткування.

Робоча поза льотчика (рис. 2.35, *а* і 2.36, *а*), що в більшості випадків характеризується можливістю залишати своє робоче місце й обмеженістю в рухах, визначається, головним чином, міркуваннями щодо мінімальної стомлюваності, зручності користування командними важелями і спостереження за показаннями контрольних приладів, забезпечення хорошого зовнішнього огляду тощо.

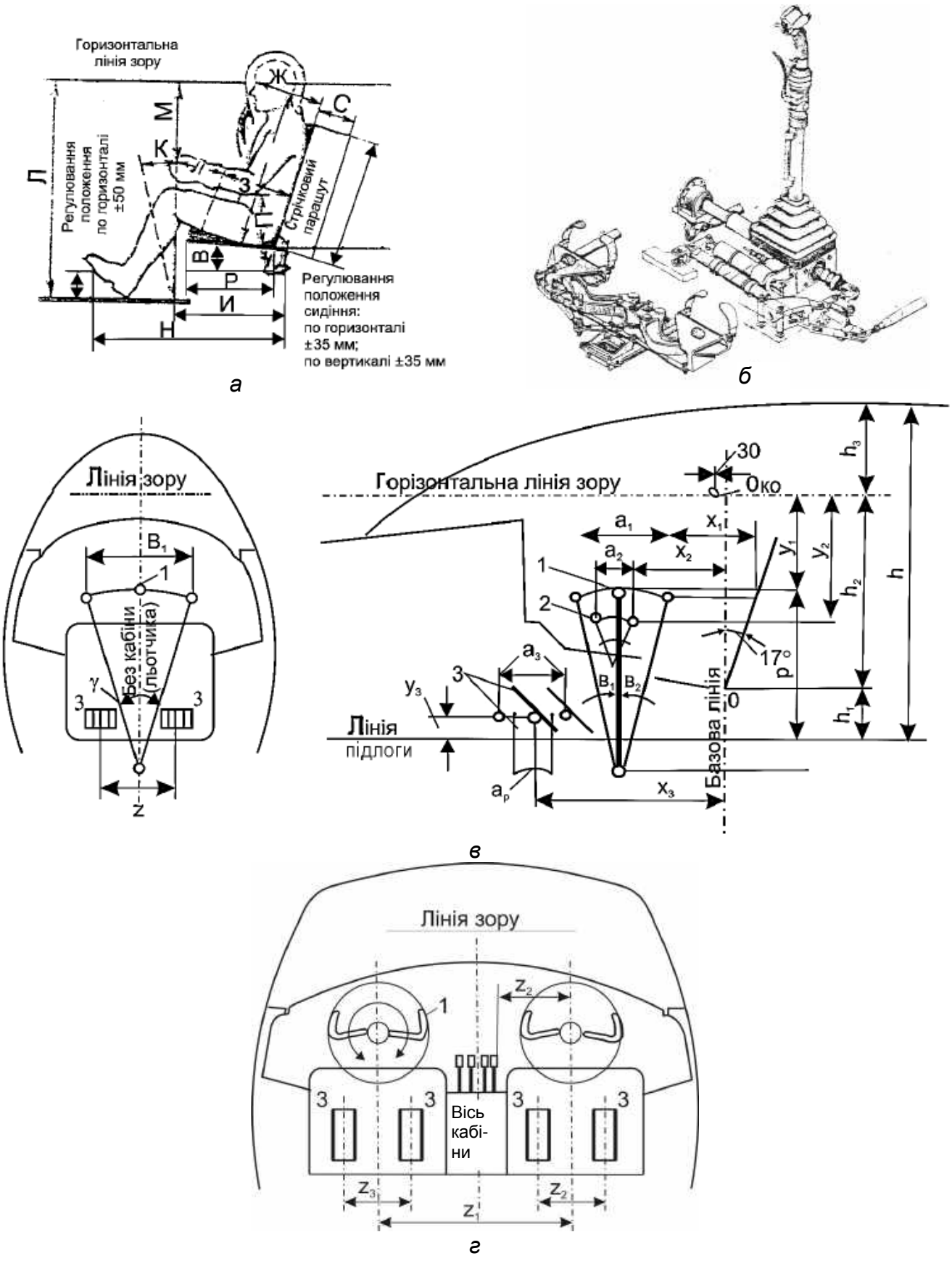


Рис. 2.35. Компонування командного поста (*а*) в одномісній кабіні (*б*). Параметри переміщень (*в*) командних важелів (*г*):
1 – ручки; 2 – сектора газу; 3 – педалей

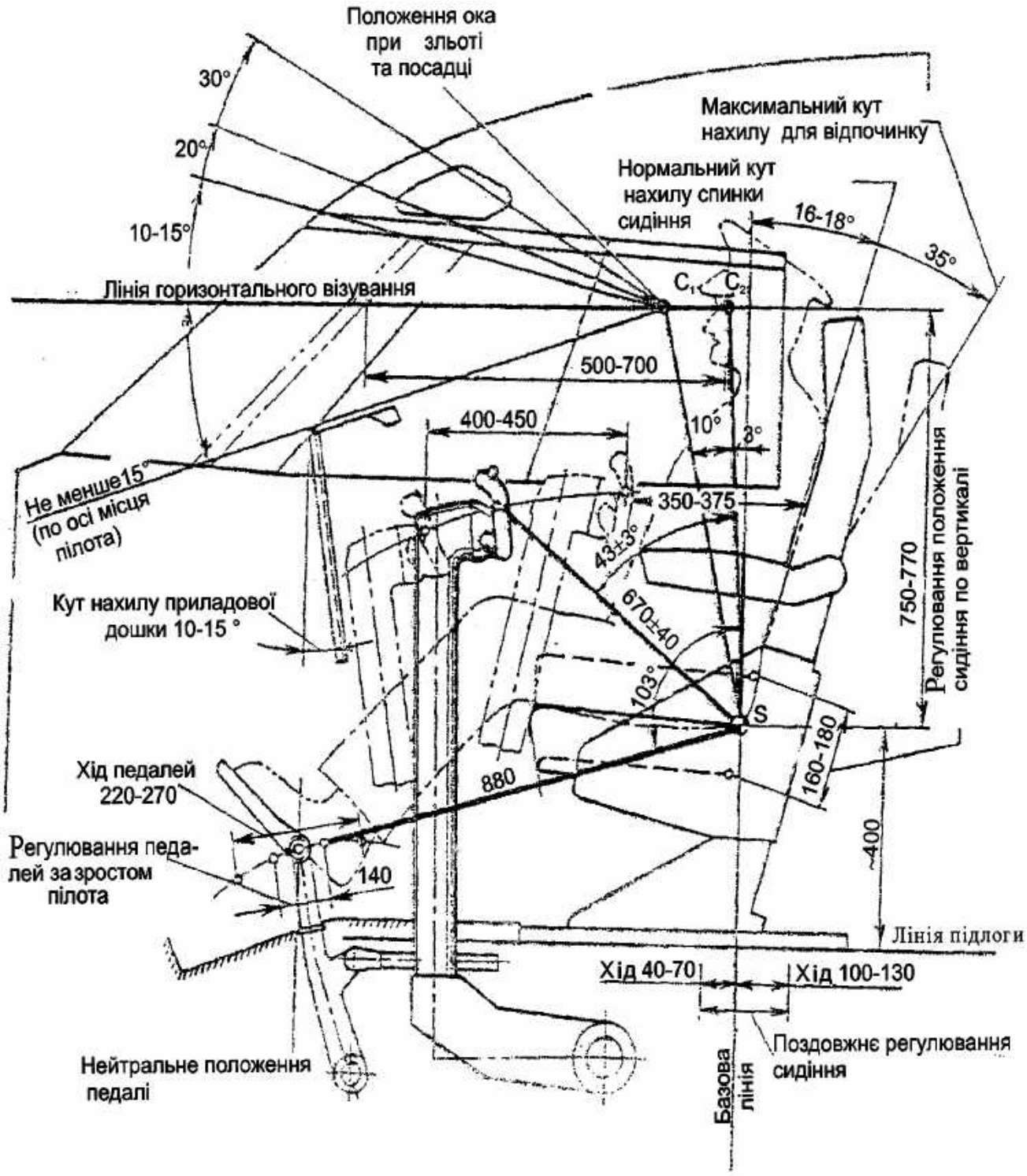


Рис. 2.36. Компонування командних важелів у кабіні екіпажу при спареному керуванні

Сьогодні положення льотчика (А….М….Т) і розміщення командних важелів (див. рис. 2.35) і приладів контролю систем керування літака регламентовано конкретними рекомендаціями, розробленими на основі багаторічного досвіду льотної роботи й проведених фізіологічних досліджень (табл. 2.5) [20].

Таблиця 2.5

Статистичні значення геометричних параметрів розміщення важелів керування в кабіні екіпажу

Параметри	Позначення	Одномісна кабіна	Двомісна кабіна
Висота:			
– від підлоги до стелі кабіни	h	985…1120	1070…1450
– від підлоги до сидіння (точка)	h_1	135…250	150…400
– від сидіння до очей	h_2	730…885	765…900
– від очей до стелі	h_3	125…230	150…525
– від очей до центра ручки штурвала	y_1	240…380	220…435
– від очей до рукоятки сектора газу	y_2	465…540	415…600
– від педалей до підлоги	y_3	90…120	25…150
Довжина:			
– від заднього положення ручки (штурвала) до спинки сидіння	x_1	315…485	250…415
– від заднього положення рукоятки сектора газу до точки 0 сидіння	x_2	250…450	250…375
– від педалей до точки 0 сидіння	x_3	775…945	770…890
Ширина:			
– між осями льотчиків (пультами керування)	z_1	–	950…1050
– між віссю льотчика й рукояткою сектора газу	z_2	230…365	300…400
– між центрами педалей	z_3	300…460	280…390
Величина:			
– ходу ручки (штурвала) при поздовжньому керуванні літаком	a_1	300…390	250…410
– ходу рукоятки сектора газу	a_2	~250	200…320
– ходу педалей (від нейтрального положення)	a_3	90…100	95…130
– регулювання педалей по горизонталі	a	50…120	60…140
– ходу ручки при поперечному керуванні літаком	b_1	340…380	300…500
– відхилення командного важеля при поздовжньому керуванні:			
ручки: уперед	θ_1	15°	
ручки: назад	θ_2	18°	
штурвальної колонки: уперед	θ_1	–	7°…20°
штурвальної колонки: назад	θ_2	–	11°…22°
– відхилення ручки при поперечному керуванні	γ	30°…40°	–
– кута повного повороту штурвала	φ	~140°	140°…160°

Визначаючи розміри, що характеризують робочу позу льотчика, габарити кабіни, розміщення командних важелів і пультів керування, використовують систему координат, згідно з якою:

- положення очей льотчика в горизонтальному польоті залишається постійним і збігається з уявною лінією візування; ця лінія, узята за

горизонтальну координатну вісь, має бути орієнтована незмінно відносно кабіни й не залежати від зросту льотчика (що практично досягається регулюванням сидіння за висотою й положення педалей по горизонталі);

- вертикальною віссю є вертикальна базова лінія, що проходить через точку перетину лицьових поверхонь спинки й сидіння крісла льотчика при його нижньому положенні (див. рис. 2.34, *в*).

За допоміжну горизонтальну базу береться лінія підлоги кабіни.

Користуючись наведеною вище координатною системою слід здійснювати компонування командних важелів основного керування літака в кабіні екіпажу. Необхідні для цього параметри та їх рекомендовані величини наведено в табл. 2.5.

Необхідно пам'ятати, що при наявності на літаку двох пілотів, їх пости керування кінематично з'єднуються для того, щоб важелі керування лівого й правого пілотів відхилялися синхронно.

Під час проєктування керування в кабіні й, зокрема, постів керування слід не тільки дотримуватися вимог щодо міцності, жорсткості й мінімальної маси, а й звертати увагу на технологічність конструкції. Як показує практика проєктування, системи керування в кабіні із завантажувальними пристроями й численними механізмами є одним із найскладніших вузлів механічної частини системи керування, монтаж, регулювання й зняття характеристик якого в обмеженому просторі кабіни літака є значно утрудненими.

Якщо питання технології продумуються на ранніх стадіях проєктування, то агрегати керування в кабіні можуть бути скомпоновані таким чином, що їх складання, монтаж і зняття характеристик зможуть бути виконані у відкритих і зручних умовах поза кабіною літака, а потім весь вузол у зборі можна буде встановити на літак за допомогою досить малої кількості кріпильних деталей. При високій технологічності конструкції можна навіть дещо збільшити масу, що сприятиме підвищенню якості під час складання, легкості під час експлуатації і, отже, підвищенню надійності.

Запитання для самоконтролю

1. Для чого призначено командні важелі в каналах ручного керування? У чому полягають їх функціональна роль і конструктивне виконання?
2. Якими конструктивними рішеннями забезпечується незалежність передавання керувальних команд у канал поздовжнього керування й канал керування елеронами?

3. Якими є правила й обмеження розташування командних важелів у кабіні екіпажу?

4. Чим регламентуються зусилля на командних важелях, а також переміщення?

5. Як конструктивно виконується проводка в каналах механічного керування? У чому полягають переваги й недоліки жорсткої й гнучкої проводок системи керування?

6. Наведіть приклади конструктивних рішень, що забезпечують підвищення поздовжньої жорсткості тросових проводок системи керування.

7. Запишіть вирази для визначення власних частот згинальних коливань труб і тросів як елементів проводок системи керування.

8. Які конструкційні матеріали використовуються при конструюванні механічних проводок системи керування?

Розділ 3. ФОРМУВАННЯ ПОТРІБНИХ КІНЕМАТИЧНИХ ПАРАМЕТРІВ ПІД ЧАС ПРОЄКТУВАННЯ КАНАЛІВ ПРЯМОГО МЕХАНІЧНОГО КЕРУВАННЯ

Під час розгляду конструкції командних важелів у розд. 2 було зазначено, що їх граничні переміщення й зусилля на них установлюються нормами льотної придатності [2].

Розробник каналів основного керування має виконати ці вимоги й сформувати передавальні властивості каналів такими, щоб між переміщеннями командного важеля (лінійними або кутовими) і переміщеннями рульової поверхні (звичайно тільки кутовими) [18] установлювався заздалегідь прогнозований взаємозв'язок (рис. 3.1).

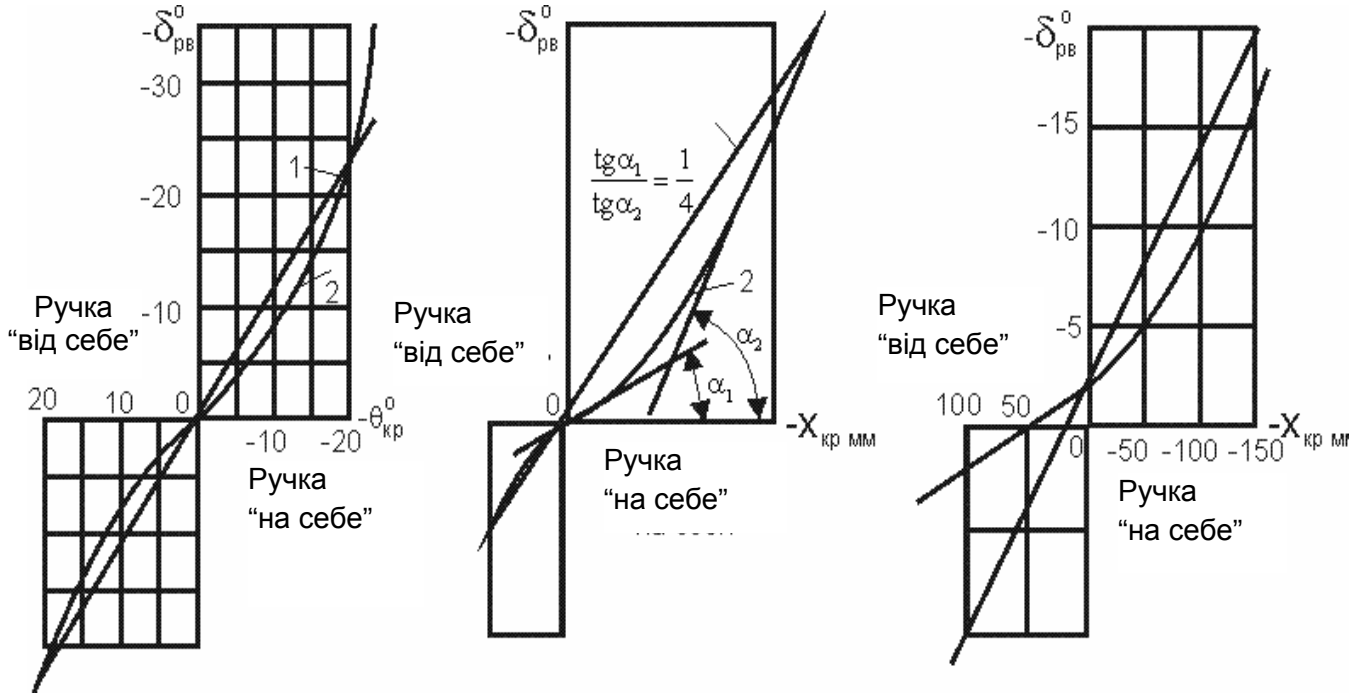


Рис. 3.1. Найбільш прийнятні характеристики передач у каналах поздовжнього керування

Крім того, у кожному конкретному каналі керування мають забезпечуватися:

– рекомендовані величини зусиль $P_{кр}$, що прикладаються льотчиком до командного важеля;

– прийнятні градієнти цих зусиль:

- за швидкістю польоту $\frac{\partial P_{кр}}{\partial V}$;
- за перевантаженням $\frac{\partial P_{кр}}{\partial n_y}$ при поздовжньому керуванні.

Конструктор має можливість сформувати такі параметрів з допомогою:

– передатного відношення (коефіцієнта кінематичної передачі) у каналі керування;

– механізмів і пристроїв, що забезпечують диференціальність і нелінійність взаємозв'язку переміщень і зусиль.

3.1. Визначення передатних відношень у каналах прямого механічного керування

Розглянемо роботу системи „командний важіль – рульова поверхня”. Як конкретний приклад проаналізуємо керування рулем висоти за принциповою схемою, зображеною на рис. 3.2.

Відхилимо командний важіль (ручку) на невеликий кут $d\theta_{кр}$. Нехай переміщення командного важеля, що відповідає цьому куту, буде $dx_{кр}$, а відхилення рульової поверхні (руля висоти) утворює кут $d\delta_{рп}$.

На відхиленій рульовій поверхні виникне шарнірний момент $M_{шрп}$ від аеродинамічних сил.

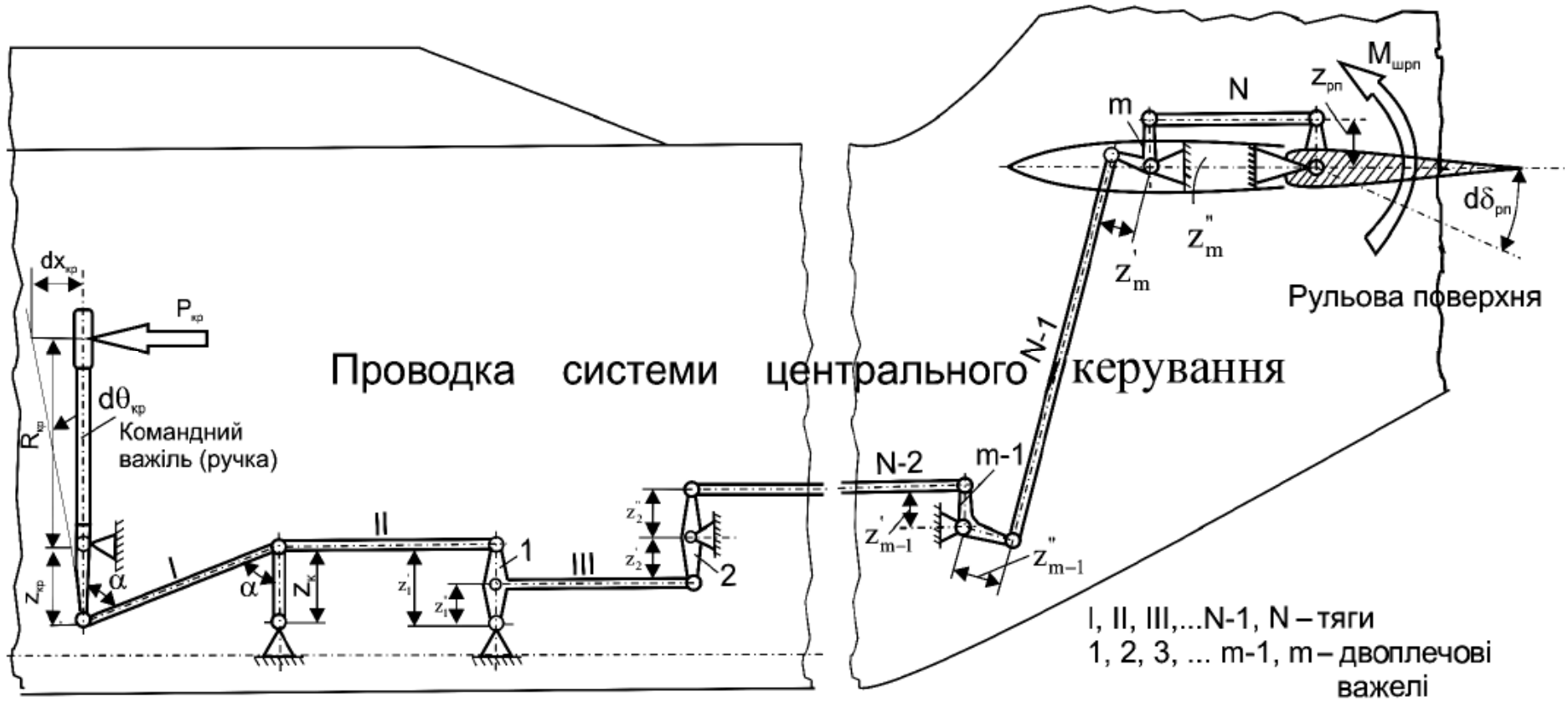


Рис. 3.2. Принципова кінематична схема каналу
прямого механічного керування рулем висоти

Застосувавши принцип можливих переміщень [20] і прирівнявши нулю суму робіт усіх активних сил і моментів системи на їх переміщеннях, одержимо вираз

$$P_{кр}dx_{кр} + \sum_i P_i dx_i + M_{шрп}d\delta_{рп} + \sum_j M_j d\varphi_j = 0, \qquad (3.1)$$

де dx_i – проекції можливих лінійних переміщень усіх активних сил P_i (крім $P_{кр}$) на напрямок цих сил;

$d\varphi_i$ – можливі кутові переміщення активних моментів М (крім $M_{шрп}$).

Якщо в проводці керування немає механізмів і пристроїв, через які передаються додаткові, крім $P_{кр}$ і $M_{шрп}$, активні сили й моменти, а тертям у рухомих ланках керування можна знехтувати, то залежність (3.1) спрощується:

$$P_{кр}dx_{кр} + M_{шрп}d\delta_{рп} = 0, \qquad (3.2)$$

звідки

$$P_{кр} = -\frac{d\delta_{рп}}{dx_{кр}} M_{шрп}. \qquad (3.3)$$

Тут знак "мінус" означає, що при додатних величинах шарнірних моментів до командного важеля потрібно прикладати від'ємні зусилля.

Це основне рівняння, у якому зусилля й переміщення командного важеля зв'язані із зусиллями й перемішеннями рульової поверхні при його відхиленні в повітряному потоці.

Застосувавши правило знаків до розглянутого випадку й поділивши обидві частини виразу (3.3) на $M_{шрп}$, одержимо

$$\frac{P_{кр}}{M_{шрп}} = \frac{d\delta_{рп}}{dx_{кр}} = K_ш^*, \qquad (3.4)$$

де $K_ш = \frac{d\delta_{рп}}{dx_{кр}}$ – передатне відношення (коефіцієнт кінематичної передачі) каналу керування, виражене через відношення кутового переміщення $d\delta_{рп}$, рад, рульової поверхні до лінійного переміщення $dx_{кр}$, м, точки командного важеля, до якої прикладається зусилля льотчика.

Передатне відношення каналу $K_ш$ і $M_{шрп}$, як це видно з виразу (3.4), чисельно дорівнює відношенню зусилля, що прикладається льотчиком до командного важеля, до шарнірного моменту, що діє на рульову поверхню:

$$K_ш = \frac{P_{кр}}{M_{шрп}}. \qquad (3.5)$$

У загальному випадку, коли крім $P_{кр}$ і $M_{шрп}$ у каналі керування діють й інші активні сили й моменти (наприклад, гідропідсилювачів,

---

* Індексом «рп» позначено параметри рульової поверхні, а індексом «кр» – параметри командного важеля.

завантажувальних механізмів, силових приводів та інших пристроїв) і тертя в ланках не можна не брати до уваги, дійсне передатне відношення каналу $К_ш$ визначають за розгорнутою залежністю (3.2) шляхом знаходження конкретних значень $d\delta_{рп}$ і $dx_{кр}$.

На практиці під час кінематичних розрахунків часто значенням передатного відношення задаються заздалегідь, користуючись даними статистики, і тоді, вибравши один із параметрів ($d\delta_{рп}$ або $dx_{кр}$), інший визначають як частку від ділення заданого $К_ш$ на вибраний параметр. Орієнтовні значення передатних відношень системи $К_ш$ і зусиль на командному важелі $Р_{кр}$ наведено в розд. 2.

Задане значення передатного відношення системи забезпечується добором передатних відношень (чисел) проміжних ланок проводки. Покажемо це на кінематичній схемі керування рулем висоти (див. рис. 3.2).

Порівнявши моменти зусиль $R_{кр}$ і $r_{кр}$, що діють на плечах командного важеля, одержимо рівняння

$$P_{кр}R_{кр} = T_I\, r_{кр} \sin\alpha, \qquad (3.6)$$

звідки зусилля в тязі I визначаються так:

$$T_I = P_{кр}\frac{R_{кр}}{r_{кр}\sin\alpha}. \qquad (3.7)$$

Аналогічно при умові рівноваги качалки знайдемо зусилля:

- у тязі II:

$$T_{II} = \frac{T_I\, r_к \sin\alpha}{r_к} = P_{кр}\frac{R_{кр}}{r_{кр}}; \qquad (3.8)$$

- у тязі III:

$$T_{III} = \frac{T_{II}\, r_1'}{r_1''} = P_{кр}\frac{R_{кр}}{r_{кр}}\frac{r_i'}{r_i''}; \qquad (3.9)$$

- у тязі IV:

$$T_{IV} = \frac{T_{III}\, r_2'}{r_2''} = P_{кр}\frac{R_{кр}}{r_{кр}}\frac{r_1'}{r_1''}\frac{r_2'}{r_2''}. \qquad (3.10)$$

Якщо й далі в проводці керування наступними ланками будуть важелі й качалки, то зусилля в будь-якій тязі можна визначити як добуток зусилля $Р_{кр}$ на добуток відношення плечей командного важеля й відношень відповідних плечей усіх проміжних двоплечових важелів до розглядуваної тяги.

Зусилля T_N у тязі N виражається такою залежністю:

$$T_N = P_{кр}\frac{R_{кр}}{r_{кр}}\frac{r_1'}{r_1''}\frac{r_2'}{r_2''}\frac{r_3'}{r_3''}\ldots\frac{r_{m-1}'}{r_{m-1}''}\frac{r_m'}{r_m''}. \qquad (3.11)$$

З іншого боку, зусилля T_N можна визначити через $М_{шрп}$:

$$T_N = \frac{M_{шрп}}{r_{рп}}, \qquad (3.12)$$

де $r_{рп}$ – плече зусилля T_N щодо шарніра руля $P_{рп}$ (див. рис. 3.2).

Прирівнявши праві частини виразів (3.11) і (3.12), одержимо вираз

$$\frac{M_{шрп}}{r_{рп}} = P_{кр}\frac{R_{кр}}{r_{кр}}\frac{r_1'}{r_1''}\frac{r_2'}{r_2''}\frac{r_3'}{r_3''}\ldots\frac{r_{m-1}'}{r_{m-1}''}\frac{r_m'}{r_m''}, \qquad (3.13)$$

звідки

$$\frac{P_{кр}}{M_{шрп}} = \frac{r_{кр}r_1''r_2''r_3''}{R_{кр}r_1'r_2'r_3'}\frac{r_{m-1}''}{r_{m-1}'}\frac{r_m''}{r_m'}\frac{1}{r_{рп}}. \qquad (3.14)$$

Оскільки всі множники (крім останнього) правої частини виразу (3.14) являють собою передатні відношення окремих ланок системи, то, позначивши їх символом "k" з відповідним індексом, можна записати залежність передатного відношення всієї системи від передатних відношень ланок у такому вигляді:

$$K_c = k_{кр}k_1k_2k_3\ldots k_{m-1}k_m\frac{1}{r_{рп}}. \qquad (3.15)$$

Як видно з виразів (3.14) і (3.15), передатне відношення каналу $K_ш$ залежить від співвідношень між плечима окремих важелів k_i і від розмірів важеля рульової поверхні.

При цьому задане передатне відношення каналу $K_ш$ теоретично можна отримати при довільно взятих величинах усіх множників, що входять у вирази (3.14) і (3.15), за винятком якогось одного.

Однак, виходячи з реальних умов, значення передатних відношень окремих ланок слід підбирати не тільки з міркувань забезпечення передавальних властивостей каналу, передбачених технічними умовами, але й з необхідності забезпечення мінімальної маси, надійності й безвідмовності роботи, особливостей компонування тощо.

Іноді під час кінематичних розрахунків системи основного керування літака користуються іншими поняттями передатних відношень. У багатьох випадках передатне відношення системи зручно виразити як відношення: зусилля на командному важелі до зусилля, прикладеного до важеля рульової поверхні $\left(\frac{P_{кр}}{P_{рп}}\right)$; кутів відхилення рульової поверхні й командного важеля $\left(\frac{d\delta_{рп}}{d\theta_{кр}}\right)$; шарнірного моменту на командному важелі до шарнірного моменту на рульовій поверхні $\left(\frac{M_{шкр}}{M_{шрп}}\right)$.

Усі ці залежності можна отримати з виразу передатного відношення в записі (3.14):

$$K_ш = \frac{d\delta_{рп}}{d\theta_{кр}} = \frac{P_{кр}}{M_{шрп}}.$$

Після аналізу можна зробити висновок, що всі види передатних відношень, знайдених у такий спосіб, є безрозмірними величинами й тому можуть розглядатися як „передатні числа”, які не залежать від положення системи, отже, є величинами постійними. Однак цей висновок не відповідає дійсності і є результатом того, що в розглянутому вихідному положенні системи для спрощення залежностей кути між осями тяг і геометричними осями важелів було взято прямими (за винятком першої тяги, яку було встановлено таким чином, що кути α не ввійшли в остаточний вираз для передатного відношення керування).

Насправді розрахункові величини плечей зусиль, що діють в елементах проводки системи при різних її положеннях, є різними. Відбувається це внаслідок того, що кути між геометричними осями важелів і напрямками прикладених до них зусиль у міру відхилення від нейтрального положення все більше відрізняються від прямих кутів.

Часто ці зміни відбуваються по-різному для плечей однієї і тієї ж ланки (важеля), що приводить до змінення величини відношення плечей сил, а отже, і передатного відношення цієї ланки проводки.

Однак усе це не позначається на структурі залежностей передатних відношень, якщо у наведених вище виразах під r_i' і r_i'' розуміти фактичне плече моменту, тобто величину перпендикуляра, опущеного з осі обертання і-го важеля на напрямок діючих у тягах сил. При цьому слід мати на увазі, що значення передатних відношень окремих ланок K_i також є непостійними й залежать від розглядуваного положення системи.

Залежність передатного відношення каналу від його фактичного положення (у межах можливих відхилень) можна визначити таким чином.

Увесь канал керування розбивають на кілька ділянок (по окремих вузлах і польотах), після чого, накресливши послідовно всі ці ділянки у великому масштабі (бажано в натуральну величину), шляхом графічної побудови знаходять лінійні й кутові переміщення рухомих ланок залежно від переміщення вихідної ланки попередньої ділянки і, в остаточному підсумку, відхилення рульової поверхні залежно від відхилення командного важеля [7].

Якщо крайні положення командного важеля й рульової поверхні та передатні відношення каналу в усьому діапазоні його переміщень не задовольняють задані умови, то проводять необхідне коригування розмірів

плечей важелів та їх розташування й одержують необхідні кінематичні параметри в каналі керування.

Графічний метод потребує від виконавця акуратності й точності побудов, уважного аналізу роботи каналу та взаємозв'язків сусідніх ділянок.

3.2. Конструктивні елементи, що забезпечують диференціальність і нелінійність під час передавання керувальних команд

Вимоги щодо формування співвідношень $\delta_{рп}\ (x_{кр})$, $\frac{\partial P_{кр}}{\partial V}$ і $\frac{\partial P_{кр}}{\partial n_y}$, викладені в підрозд. 3.1, стосуються всіх типів проводок керування, але особливо специфічно вони вирішуються в каналах з жорсткою проводкою, що складається із труб і качалок різного типу.

Як випливає із рис. 3.1 і 3.2, у каналах керування слід забезпечити не тільки необхідне передатне відношення, але й диференціальність (див. рис. 3.2) переміщень рульових поверхонь і нелінійність (див. рис. 3.1) переміщень командного важеля.

Найпоширенішим способом забезпечення диференціальності керування є приєднання тяг до важелів під кутами, відмінними від прямих (рис. 3.3).

На рис. 3.3, *б* показано одну із принципових схем ланок проводки, за допомогою якої можна одержати необхідний ступінь диференціальності. Ще більший ступінь диференціальності можна одержати, якщо підвести обидві тяги до важелів (до ведучого й веденого плечей) під кутами, що суттєво відрізняються від прямих.

Диференціальність можна отримати не тільки з допомогою спеціального двоплечового важеля, але й шляхом певного з'єднання тягою двох сусідніх важелів, тобто коли утворюється елементарний механізм, одну з можливих схем якого зображено на рис. 3.3, *а*.

Для реалізації принципу нелінійності передач створено також кілька механізмів, що включаються в проводку керування для збільшення градієнта відхилення командного важеля за відхиленням рульової поверхні поблизу нейтрального положення системи й виконуються за різними кінематичними схемами: із жорстким трикутником, з кулісою, із зубчастою парою тощо (рис. 3.4, *а–г*). У цьому випадку (рис. 3.4, *а*) ступінь диференціальності при однакових кутових переміщеннях ведучого важеля $\omega_o' = \omega_o'' = \omega_o$ можна виразити відношенням кута φ_o (утвореного віссю ведучого важеля й вертикаллю) до радіуса веденого важеля r_2, необхідних для одержання заданої диференціальності.

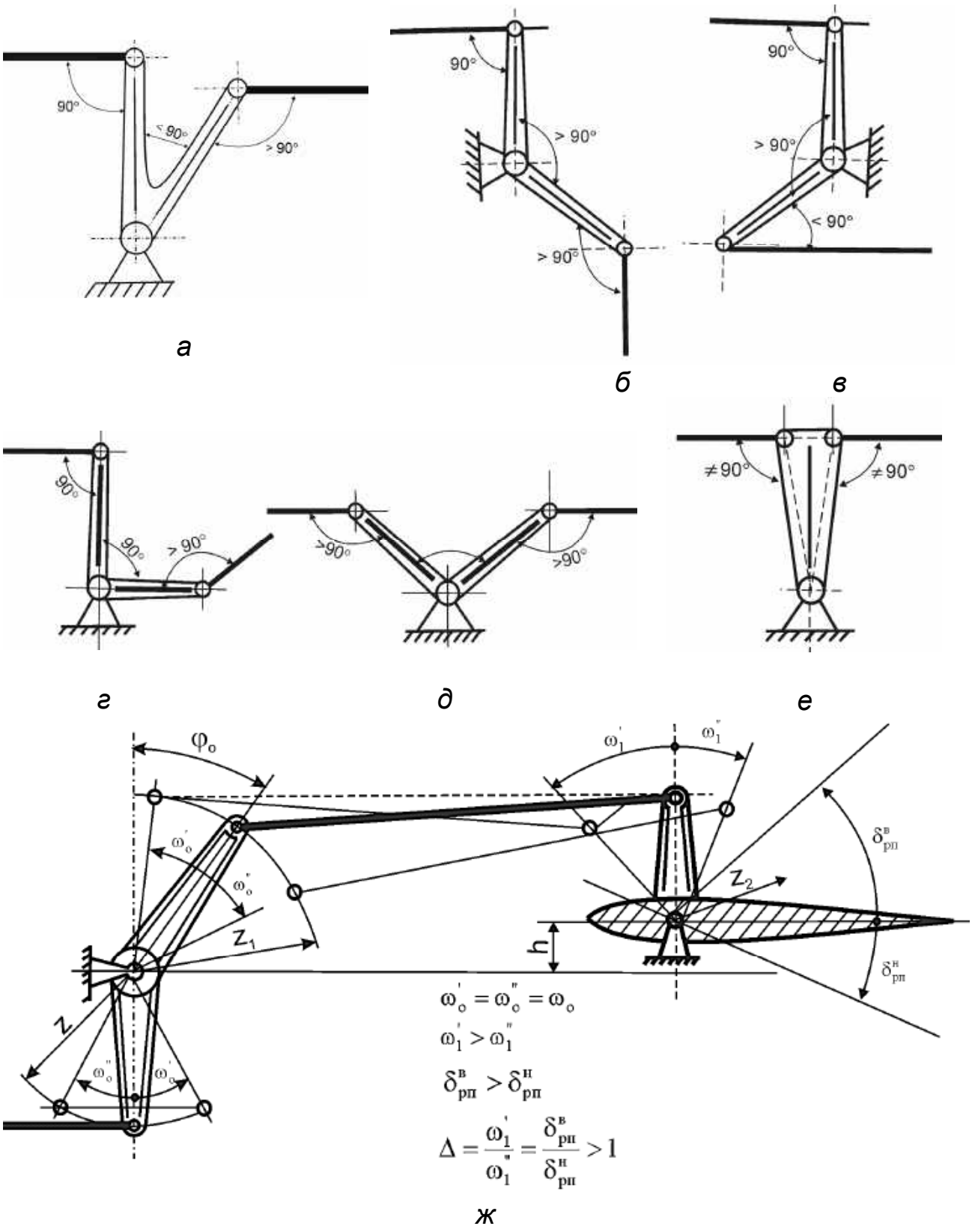


Рис. 3.3. Типи двоплечових важелів, що забезпечують диференціальність у системі передачі команд:
а–г, е – з нормальним ступенем диференціальності;
д – з підвищеним ступенем диференціальності
(*ж* – схема двоплечового важеля в поєднанні з рульовою поверхнею)

Для визначення параметрів розглядуваного механізму можуть бути використані такі формули:

$$\mathrm{tg}\phi_0 = \frac{\sin\varpi\left(\frac{\sin\varpi''_1}{\sin\varpi'_1} - 1\right)}{(\cos\varpi_0 - 1)\left(\frac{\sin\varpi''_1}{\sin\varpi'_1} - 1\right)}; \qquad (3.16)$$

$$r_2 = r_1 \frac{\sin(\varpi_0 + y_0) - \sin\phi_0}{\sin\varpi''_1}. \qquad (3.17)$$

Аналогічно можна визначити кінематичні параметри й інших елементарних механізмів, що забезпечують диференціальність у системі основного керування літака.

Елементи й механізми диференціального керування впливають на передатне відношення в каналі. Цей вплив для певного миттєвого положення може бути врахований унесенням у вираз (3.15) множника – передатного відношення елемента або механізму диференціальності.

Таким множником, наприклад, для елемента диференціального керування, зображеного на рис. 3.3, *а*, буде величина

$$K_\partial = \frac{r_2 \cos\alpha}{r_1} = \frac{r_2}{r_1}, \qquad (3.18)$$

де r_2 – плече сили на веденому важелі.

Кінематичні параметри механізмів нелінійної передачі визначаються методами теоретичної механіки або графічною побудовою (див. рис. 3.4, *а*–*г*). Передатні відношення ланок у цьому випадку також можуть бути введені у вигляді множників у відповідні вирази для передатних відношень системи. При цьому прагнуть, щоб залежність відхилень рульової поверхні від відхилень командного важеля характеризувалася кривою (див. рис. 3.1).

Таким чином, за допомогою диференціальних качалок формується різниця відхилень рульової поверхні, а за допомогою спеціальних механізмів – потрібна нелінійність переміщень командного важеля й руля.

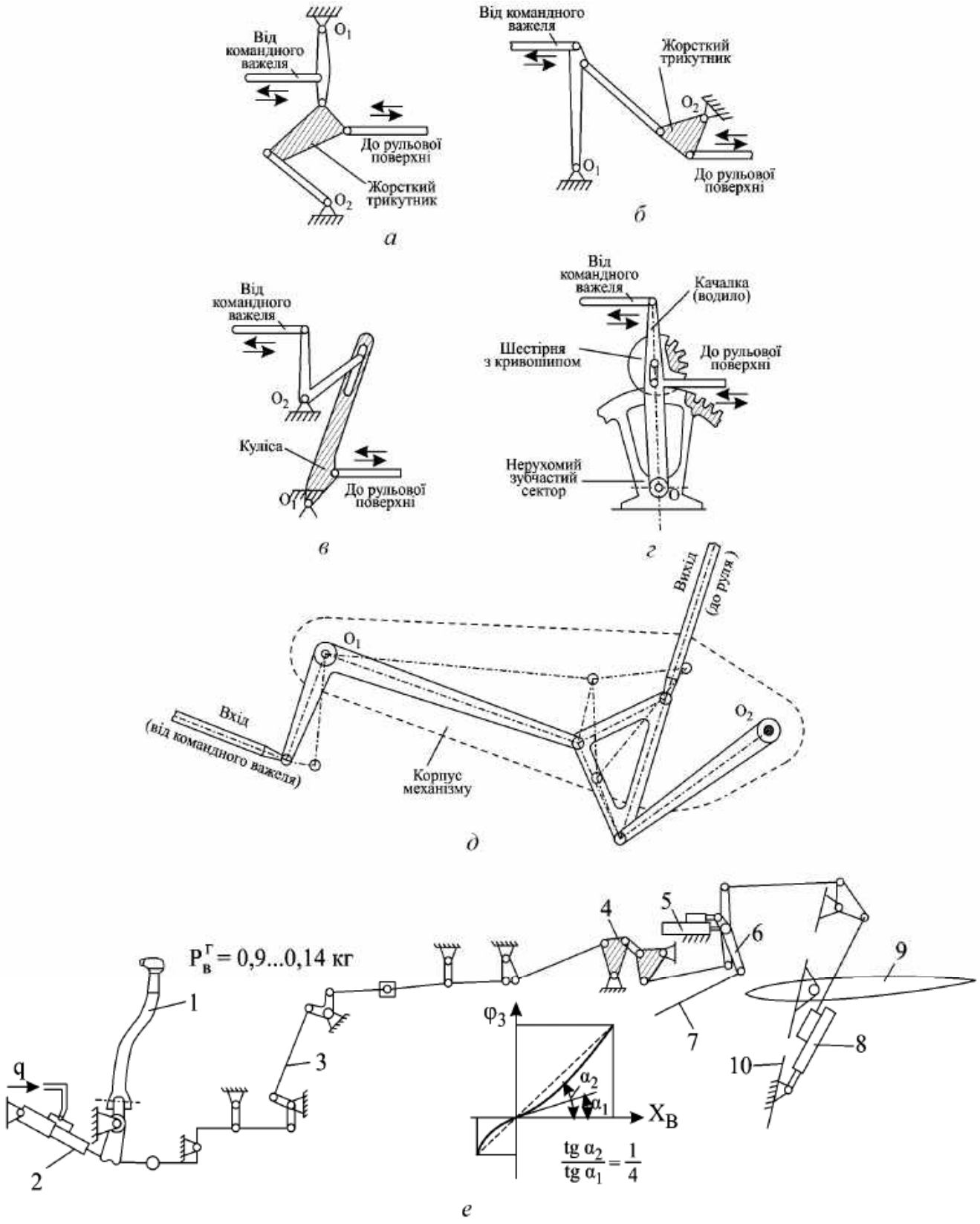


Рис. 3.4. Механізми, що забезпечують нелінійність у каналі керування:
а, б – із жорстким трикутником; *в* – з кулісою; *г* – із зубчастою парою (*д* – комбінована схема механізму; *е* – схема каналу керування від штурвала до рульової поверхні)

3.3. Особливості кінематики гнучкої проводки керування літаком

Під час проєктування гнучкої проводки [8] з урахуванням її впливу на передавальні властивості керування необхідно брати до уваги такі істотні особливості.

1. Передавання зусиль від однієї поворотної ланки до іншої здійснюється з допомогою двох гілок гнучких елементів: сталевих тросів, дротів, стрічок, ланцюгів Галля (на коротких ділянках), причому при кожному конкретному переміщенні в роботі бере участь той елемент, який розтягнуто.

2. У випадку неправильної кінематичної схеми проводки й зв'язки окремих її вузлів у діапазоні робочих переміщень може виникнути надмірне перетягання однієї гілки при одночасному значному розслабленні (аж до провисання) іншої, що не тільки погіршує процес керування літальним апаратом, але й може спричинити аварійні ситуації в повітрі. Для запобігання цьому необхідно ретельно аналізувати розроблювану кінематику гнучкої проводки, виконувати рекомендації з цього питання і, якщо можливо, скрізь ставити кінцеві й проміжні поворотні ланки замість качалок і важелів відповідних розмірів.

3. Через небезпеку провисання ненавантаженого елемента (унаслідок недоліків кінематики, поступового розтягування тросів у процесі експлуатації, деформації агрегатів літака в польоті, різних коефіцієнтів лінійного розширення при зміні температури матеріалу гнучких елементів конструкції літального апарата) гнучку проводку доводиться попередньо значно затягувати. Це підсилює тертя у зчленуваннях. На величину тертя в проводці значно впливають діаметри роликів і кути їх обхвату тросом. У зв’язку з цим, прокладаючи проводку, слід прагнути до того, щоб діаметр канавки ролика був не менш ніж у 20–30 разів більше діаметра троса, а кут обхвату тросом ролика – кут зміни напрямку троса – не перевищував 90^{o}.

Необхідно також вивчити можливість і доцільність застосування гнучких елементів проводки з матеріалів, близьких за коефіцієнтом лінійного розширення до матеріалу каркаса літака. На деяких зарубіжних літаках, виконаних з дюралюмінієвих сплавів, установлюють троси з нержавіючої сталі, що значно зменшує їх натяг при зниженні температури порівняно із тросами, виготовленими з вуглецевої сталі: $\alpha_{дюр} = 22 \cdot 10^{-6}$ град$^{-1}$; $\alpha_{нерж} = 16 \cdot 10^{-6}$ град$^{-1}$; $\alpha_{ст} = 11 \cdot 10^{-6}$ град$^{-1}$.

Вдалий вибір матеріалу гнучкої проводки дає змогу знизити величину попереднього затягування тросів і цим зменшити тертя в каналі керування.

4. Радикальним заходом щодо підвищення поздовжньої жорсткості, зменшення зусиль попереднього затягування й зменшення сил тертя в каналах із тросовою проводкою керування є обкочування троса на прямолінійних ділянках каналу дюралевою трубкою або обмотування його скловолокном (див. рис. 2.24, 2.25). При цьому слід мати на увазі, що

власні значення частоти поперечних коливань таких конструктивів суттєво знижуються.

5. При повністю гнучкій проводці неможливо здійснити диференціальне керування, тому у випадку, якщо таке керування є необхідним, доводиться один або кілька вузлів проводки виконувати за жорсткою схемою.

В іншому кінематичний розрахунок гнучкого керування ні в чому суттєво не відрізняється від розрахунку жорсткого керування.

3.4. Розрахунок сил тертя в механічних каналах керування

У каналах механічного керування істотну роль відіграють сили тертя, що виникають у вузлах зчленувань елементів проводки керування при її проходженні через стінки герметизації відсіків фюзеляжу, у вузлах навішення рульових поверхонь тощо.

Загальний підхід до цього явища однозначний – ці сили мають бути зведені до мінімуму, оскільки вони впливають на пілотажні особливості каналу керування й призводять до підвищеної стомлюваності льотчика.

Допустима величина зусилля, що прикладається до командного важеля для подолання сил тертя в проводці, не повинна за сучасними рекомендаціями перевищувати (орієнтовно) 0,4…0,5 кг для легких і середніх літаків і 2 кг – для важких [2]. Оцінити величини сил тертя та їх впливу на характеристики системи керування (наприклад, при безпосередньому механічному зв'язку важеля з рульовою поверхнею) можна за виразом [17]

$$P_{кр} = \frac{\partial \delta_{рп}}{dx_{кр}} M_{шрп} + \sum_{j=1}^{m} \frac{dx_j}{dx_{кр}} P_j , \qquad (3.19)$$

де dx_j і P_j – переміщення й сили тертя в j-й кінематичній парі.

Слід зазначити, що сила тертя в j-й кінематичній парі визначається такими параметрами:

$$P_j = P_i f_i , \qquad (3.20)$$

де P_i – сила, що діє в рухомому зчленуванні;

f_i – коефіцієнт тертя між сполучними поверхнями.

Оскільки сили P_i визначаються раніше встановленою кінематикою каналу, на величину сил тертя конструктор може вплинути тільки з допомогою коефіцієнта тертя в рухомих вузлах.

Як уже зазначалося (див. розд. 2), рухомі зчленування в механічних каналах виконуються у двох варіантах: з використанням підшипників кочення й підшипників ковзання.

Добре відомо, що в шарикопідшипниках кочення мінімальна величина коефіцієнта тертя є такою:

$$f_i = f_к ,$$

оскільки в такому вузлі взаємопереміщення здійснюються за допомогою поверхонь кочення.

З огляду на наявність сил тертя в опорах гнучких проводок керування необхідно побудувати залежність зусилля $P_{кр}$ від швидкості польоту в усьому діапазоні її змінення (рис. 3.5) з урахуванням накладення сил тертя, які мало залежать від швидкості польоту V.

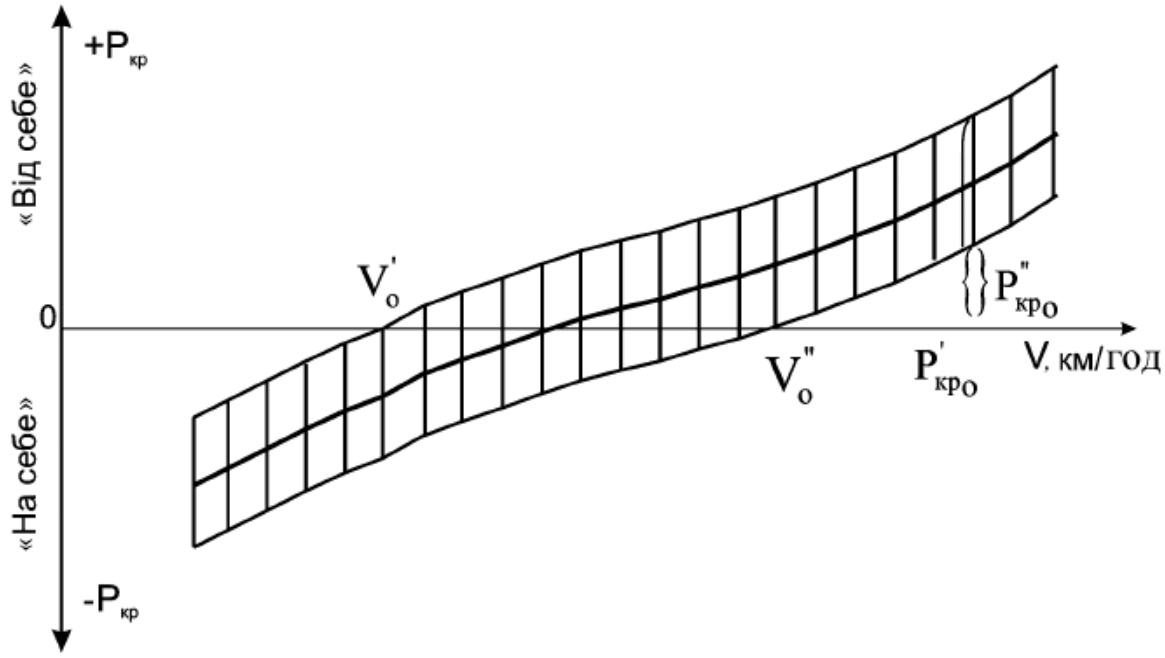


Рис. 3.5. Вплив сил тертя в проводці керування на характер балансувальної кривої

Як видно, замість кривої $P_{кр} = f(V)$ виходить суцільна смуга (''доріжка тертя''), яка значно повніше характеризує пілотажні особливості каналу керування.

З отриманих даних випливає, що в умовах наявності тертя в проводці літак може бути збалансований при вільному командному важелі ($P_{кр} = 0$) не при одній конкретній швидкості (V_o), а всередині якогось діапазону ($V_o^{'}...V_o^{''}$). Легко також помітити, що, керуючи літаком, для переміщення командного важеля (наприклад, "від себе") у потрібне положення льотчик має прикладати більше зусилля ($P_{кр_o}^{'}$), ніж для втримання його в цьому положенні ($P_{кр_o}^{''}$).

При гнучкій проводці системи керування тертя виникає в її кінематичних парах не тільки в підшипниках, але й при вигині самого троса на роликах. У цих випадках доводиться затрачувати додаткову роботу на вигин дротиків троса й на подолання тертя між ними. Тому під час прокладання гнучкої проводки необхідно враховувати рекомендації, наведені в підрозд. 3.3.

Тертя в проводці погіршує її частотні характеристики й характеристики керованості.

При великому терті в проводці прикладення до важелів керування досить великих сил для їх зрушення та керування літаком узагалі може стати неможливим.

Процес тертя реалізується у вигляді процесу ковзання дотичних поверхонь, тому в цьому випадку слід брати $f = \mu$ (μ – коефіцієнт ковзання тертьових пар).

Значення коефіцієнтів ковзання в парах тертя сучасних літакових конструкцій наведено в табл. 3.1 [3].

Таблиця 3.1

Значення коефіцієнта тертя (ковзання)
у конструктивно-технологічних парах

Покриття поверхонь тертя	Гранична температура в зоні тертя $t_{пр}$, °С	Коефіцієнт тертя μ
БрАЖН 10-4-4 – кадмійована сталь	156	0,45…0,22
БрАЖН 10-4-4 – хромована сталь	156	0,3...0,51
Бражмц 10-3-1,5 – кадмійована сталь	165	0,47...0,27
БрАЖМц 10-3-1,5 – хромована сталь	161	0,32…0,51
БрБ2 – хромована сталь	147	0,31…0,37
Металофторопласт – хромована сталь	186	0,12…0,17
Тефлон – хромована сталь	148	0,05...0,1
Сталь Р6ХГТА (цементована) – сталь ЗОХГСН2А	68	0,28...0,31
Сталь 16ХГТА (цементована) – сталь ЗОХГСНА	76	0,27…0,25
Сталь ЗОХГСНА – сталь ЗОХГСН2А	62	0,33…0,35
Сталь ЗОХГСНА – хромована сталь	70	0,24…0,31

Тут перші цифри відповідають меншим зусиллям у парі тертя, а другі – більшим навантаженням. Крім того, у цій же таблиці вказано температуру, до якої ці значення μ зберігаються. Якщо вузли керування розташовуються в районі двигуна з більш високою температурою, то слід мати на увазі, що коефіцієнт μ більш суттєво збільшиться.

На величину коефіцієнта істотно впливають види антифрикційних покриттів і способи їх нанесення (табл. 3.2).

Використовуючи дані, наведені в табл. 3.1 і 3.2, і вирази (3.19) і (3.20), можна побудувати залежність зусилля $P_{кр}$ від швидкості польоту в

усьому діапазоні її змінення з урахуванням прикладення сил тертя, які мало залежать від швидкості польоту V.

Таблиця 3.2

Технічні характеристики покриттів титану при терті по бронзі Бражмц10-3-1,5

Вид покриття, спосіб нанесення	Товщина покриття, мкм	Тиск у зоні тертя, МПа	Інтенсивність зношення		Коефіцієнт тертя μ
			покриття	контртіла	
Гальванічний хром	45	6 10	0,2 0,25	8 12	0,18…0,19
Хімічний нікель	25	2 4	2,3 4,1	22 108	0,26…0,27 0,27
Анодування	25	2 4	1,0	102 схоплювання	0,25
Легування сплавом ВК-2	15	2 4	2,2 1,65	7,3 13,4	0,18 0,18
Термічне оксидування (ВТ22)	60	2 4	2,4 2,4	12,5 18,6	0,25 0,23
Іонно-плазмове (нітрид титану)	8	4 8	0,4 0,4	18 28	0,3 0,28
Плазмове Tic-Ni	250	4 6	0,73 1,65	2,2 4,1	0,16 0,15
Плазмове A1203-2%TiO_2	300	4 6	3,38 4,3	14,1 19,6	0,2 0,22

Запитання для самоконтролю

1. Які співвідношення між переміщеннями командних важелів і рульових поверхонь є найбільш прийнятними?

2. Що таке передатне відношення в каналі механічного керування? Запишіть вирази для його визначення. У чому полягає суть геометричного методу визначення $k_ш$?

3. Що таке диференціальність у каналах механічного керування і якими конструктивними методами вона реалізується? Наведіть приклади диференціальних качалок. Від чого залежить ступінь їх диференціальності?

4. Навіщо в канали механічного керування вводяться механізми, що забезпечують нелінійність передачі команд? Назвіть їх кінематичні особливості.

5. Як властивості тросової проводки системи керування впливають на кінематичні параметри каналів механічного керування?

6. Як сили тертя в каналах механічного керування впливають на балансувальну залежність? Як кількісно оцінити такий вплив?

Розділ 4. ЗАВАНТАЖУВАЛЬНІ МЕХАНІЗМИ В КАНАЛАХ ОСНОВНОГО КЕРУВАННЯ З ГІДРОМЕХАНІЧНИМ ПРИВОДОМ

4.1. Принципова схема каналу керування з гідропідсилювачем

Канали керування з гідропідсилювачем відрізняються від каналів прямого механічного керування тим, що в проводку системи керування включаються бустери [4] (гідропідсилювачі), які повністю беруть на себе зусилля, що виникають у проводці від шарнірного моменту рульової поверхні (рис. 4.1).

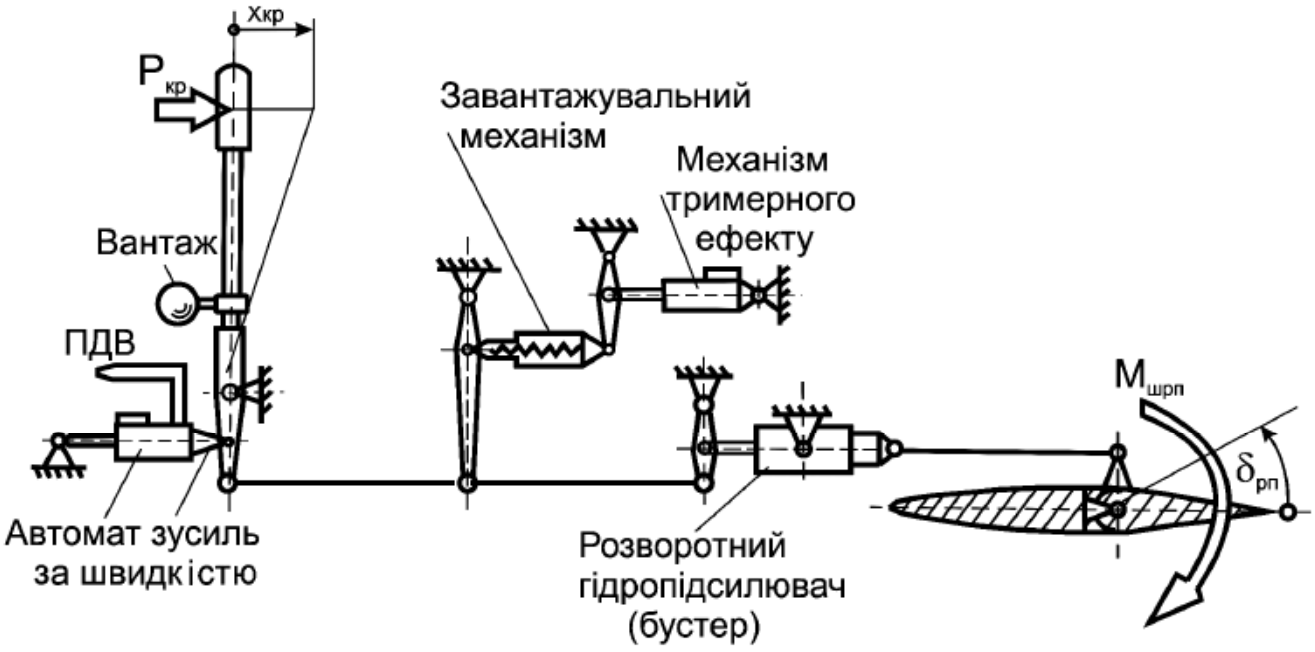


Рис. 4.1. Включення гідропідсилювача (бустера) у канал керування рулем висоти

Гідропідсилювачі (бустери) – гідравлічні слідкувальні пристрої [45], що включаються до складу системи проводки керування літака для зняття зусиль, які прикладаються льотчиком до командних важелів під час зрівноважування шарнірних моментів на рульових поверхнях.

Включення може виконуватися за оборотною або необоротною схемою. У необоротній схемі бустер сприймає лише частину зусилля від дії шарнірного моменту. Такі схеми включення гідропідсилювача в канал керування застосовувалися лише на ранній стадії використання гідромеханічного приводу в керуванні літаком, а зараз вони не використовуються.

У сучасних системах керування бустери включаються в механічний канал за необоротною схемою (див. рис. 4.1).

Слід зазначити, що в деяких випадках однакові за конструктивним виконанням гідромеханічні слідкувальні приводи можуть

використовуватися як рульові приводи й сервоприводи залежно від місця встановлення в системі керування літаком і виконуваних функцій.

Наприклад, у системах керування надважкими транспортними літаками, що мають механічну проводку великої протяжності (від важелів керування до силових рульових приводів), для зниження зусилля на важелях керування часто застосовуються двоконтурні канали керування з гідромеханічними слідкувальними приводами (рис. 4.2), у яких безпосередньо біля важелів установлюють проміжні гідромеханічні слідкувальні сервоприводи 2 [1].

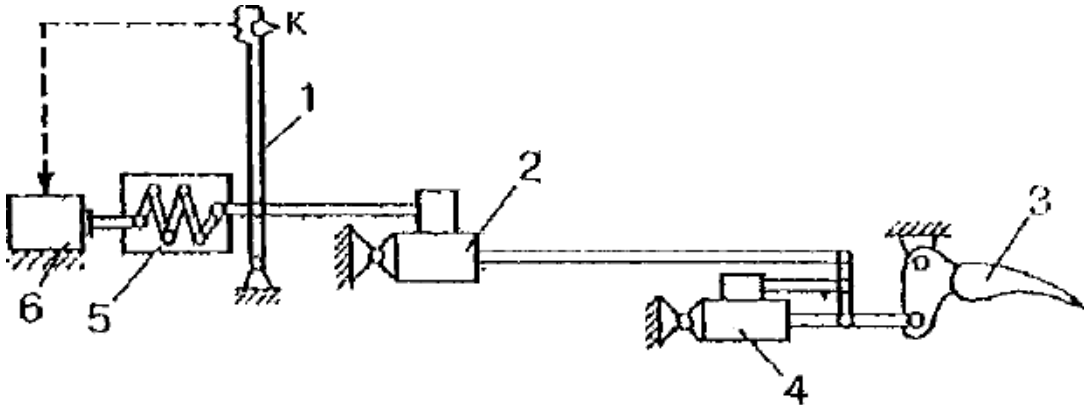


Рис. 4.2. Спрощена схема двоконтурного каналу керування важким транспортним літаком з гідромеханічними слідкувальними приводами;
1 – важіль керування; 2 – допоміжний сервопривід; 3 – рульова поверхня;
4 – гідромеханічний слідкувальний рульовий привід; 5 – механізм завантаження важеля керування; 6 – механізм ефекту тримерування;
К – кнопка тримерування; – – – електричний зв'язок

У такій системі керування вдається зменшити вплив люфтів у проводці системи керування літака й виключити передання на важіль керування сил тертя й підвищених інерційних сил від механічної проводки великої протяжності. У цьому випадку для запобігання значним пружним деформаціям проводки на ділянці від проміжного сервоприводу 2 до рульового приводу 4 проводка має бути більш жорсткою, ніж в одноконтурних системах керування.

Конструктивну схему типового одноканального гідромеханічного слідкувального приводу зображено на рис. 4.3 [1].

Гідравлічний підсилювач (див. рис. 4.3) складається з корпусу 6, що являє собою циліндр, усередині якого розміщено поршень зі штоком 7 і розподільний золотник 3. Лівий кінець штока закріплено на конструкції. Розподільний золотник через диференціальний важіль 2 зчленовано з тягою 1, що передає рух від командного важеля льотчика. Канал 4 сполучається з лінією нагнітання, канал 5 – з лінією зливання.

Переміщення тяги 1, наприклад, управо приводить до зміщення золотника вправо. При цьому права порожнина циліндра сполучається з лінією нагнітання, ліва – з лінією зливання.

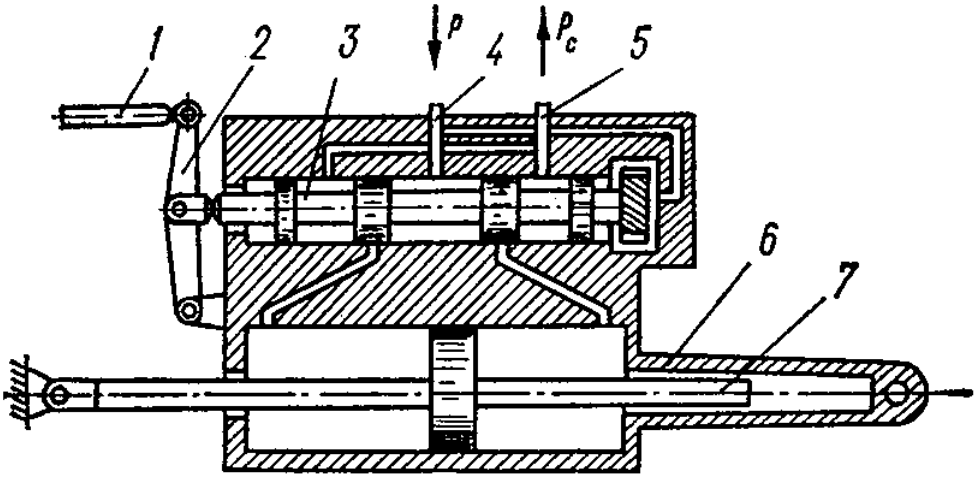


Рис. 4.3. Конструктивна схема одноканального гідромеханічного слідкувального приводу

Під тиском рідини, що надходить, корпус разом з вушковим наконечником буде переміщатися вправо доти, доки тяга 1 не зупиниться.

Зупинка тяги 1 приведе до переміщення золотника відносно корпусу вліво й перекриття підвідних отворів.

Корпус і зв'язаний з ним руль виявляються зафіксованими. Подібним чином працює гідропідсилювач і при переміщенні тяги 1 уліво.

У такий спосіб гідравлічний підсилювач повторює («відслідковує») рух тяги 1, створюючи зусилля, необхідні для переміщення руля. При цьому льотчик має прикласти зусилля тільки для переміщення золотника гідравлічного підсилювача.

Тут доречно нагадати, що конструктивні схеми гідропідсилювачів та особливості їх застосування описано у спільній роботі Е. І. Абрамова і Г. Й. Зайончковського [1].

Коли весь шарнірний момент сприймається гідропідсилювачем, льотчик втрачає почуття керування, тому що зусилля на командному важелі обумовлюється тільки подоланням незначного опору золотника гідропідсилювача (бустера) і тертя в проводці керування (що зазвичай у сумі не перевищує 2 кг). Це не тільки погіршує умови виконання польоту, але й може призвести до руйнування літака через недопустимо великі перевантаження, тому для імітації зусиль на командному каналі встановлюють різні завантажувальні механізми й пристрої.

4.2. Завантажувальні механізми для імітації зусиль на командному важелі за його переміщенням

Завантажувальні пристрої [4] призначено для створення зусиль на командних важелях і забезпечення необхідних характеристик керованості у всьому діапазоні швидкостей і висот польоту [11]. Що стосується надзвукових літаків, то особливо важливо дотримувати в рекомендованих

межах значення основних показників поздовжньої й поперечної керованості, а саме: градієнтів ходу $x_в^n$ ручки й зусилля $P_в^n$ на ручці на одиницю перевантаження, а також зусилля $P_e^{\omega}x$ на ручці для створення кутової швидкості крену ω_x = 1 рад/с.

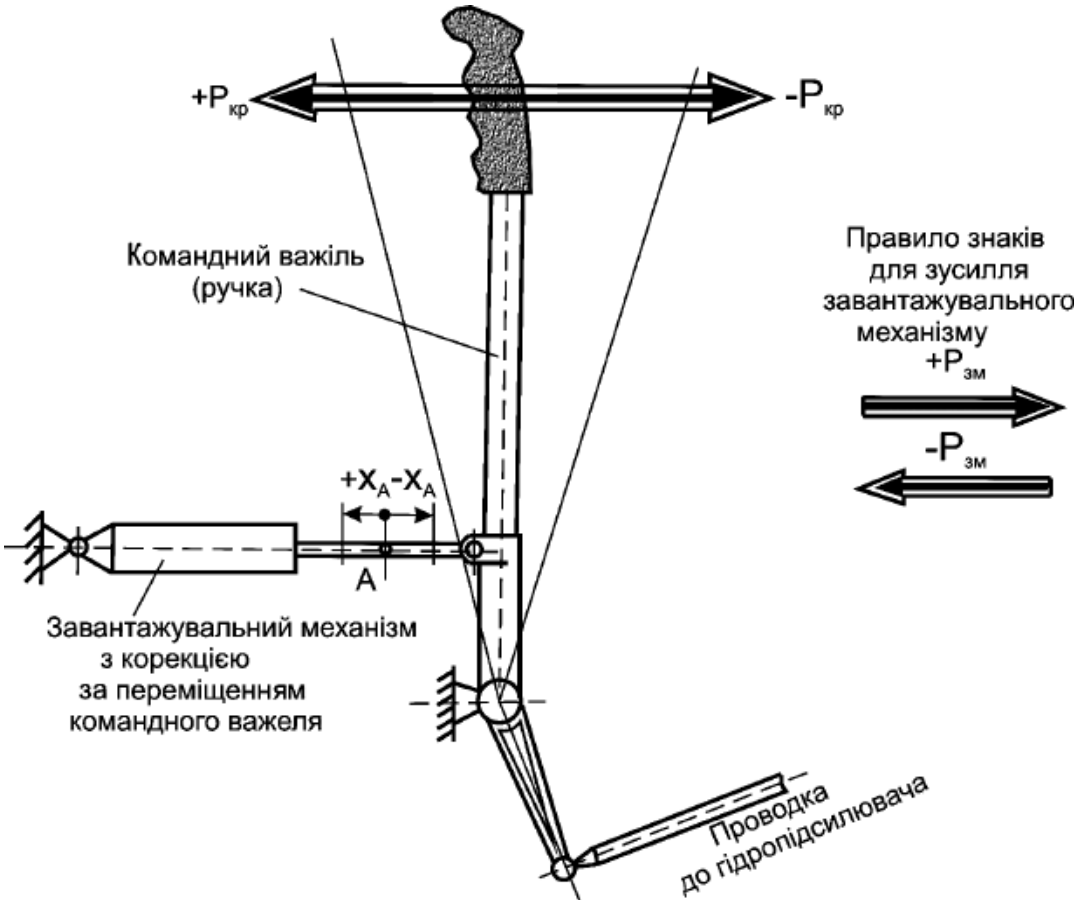


Рис. 4.4. Схема під'єднання завантажувального механізму в каналі поздовжнього керування

Зусилля на командних важелях мають змінюватися монотонно у всьому діапазоні швидкостей польоту, включаючи перехід від дозвукової швидкості до надзвукової.

У випадку впливу на літак перевантаження, близького до максимального, бажаним є різке збільшення зусиль на командних важелях для запобігання виходу літака на недопустиме перевантаження.

При невеликих відхиленнях командних важелів зусилля мають збільшуватися більш інтенсивно, ніж при великих відхиленнях. Такий закон змінення зусиль по ходу дає змогу більш точно фіксувати нейтральне положення командних важелів при наявності тертя в системі керування. Крім того, при цьому зменшується небезпека випадкового виходу літака на велике перевантаження у випадку польоту на режимах, що відповідають великим швидкісним напорам, тобто коли для створення одиничного перевантаження потребуються невеликі зусилля.

Норми максимальних зусиль і переміщень у каналах, що мають бустери, – такі самі, як і в каналах прямого механічного керування.

Прийнятні характеристики завантаження командних важелів можуть бути забезпечені лише з допомогою комплексу пристроїв. Що стосується завантажувальних пристроїв, то за принципом створення зусиль їх можна поділити на пружинні, пневматичні й гідравлічні.

Завантажувальний пристрій є важливим функціональним елементом каналу керування, від якого значною мірою залежить безпека польоту.

У завантажувальних механічних пристроях як силові елементи використовуються пружини (рис. 4.5). Пружинні завантажувальні пристрої [20] мають одну або кілька пружин, що працюють тільки на стиск; причому залишаються роботоздатними навіть у разі поломки пружини.

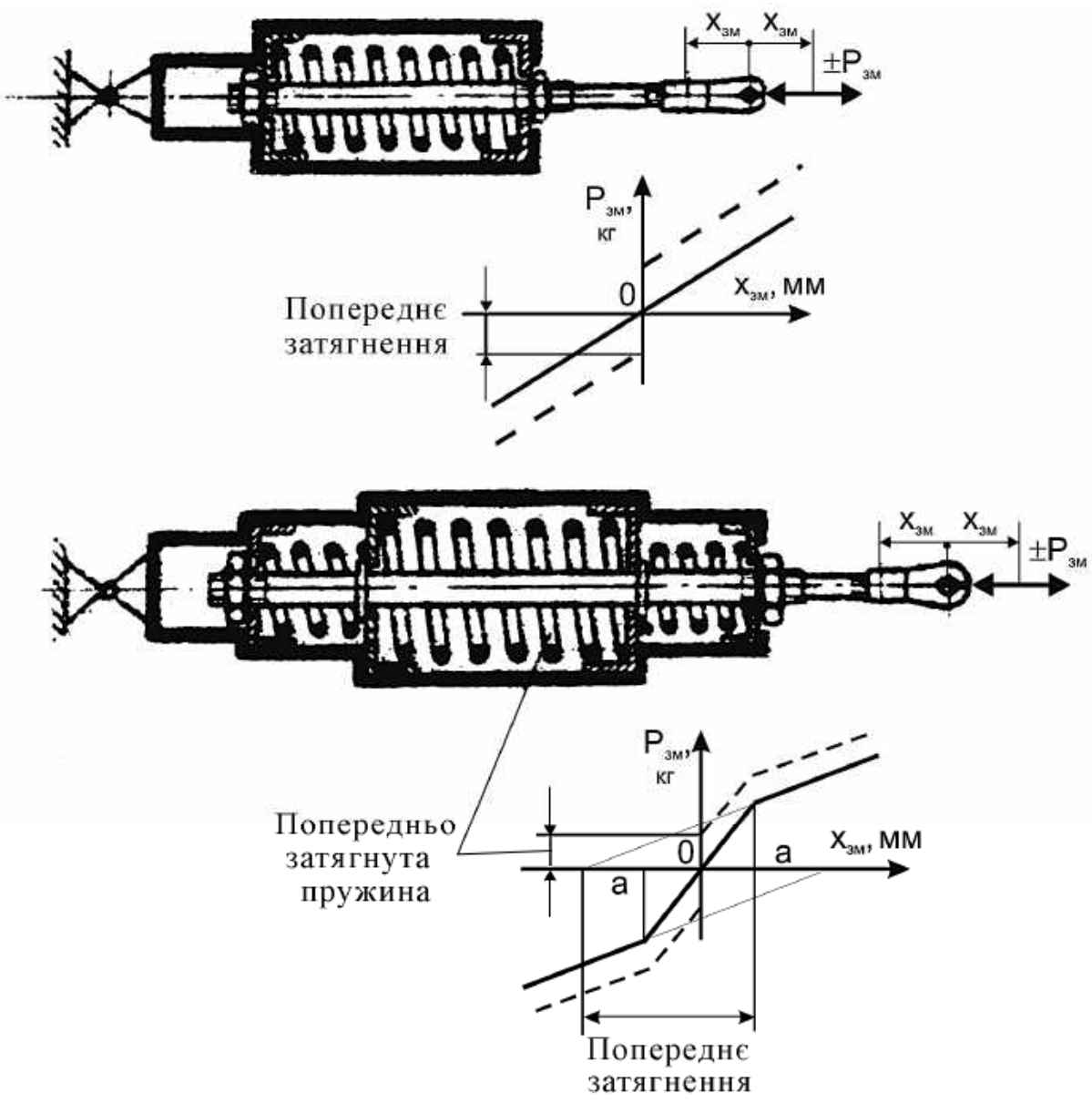


Рис. 4.5. Пружинні завантажувальні механізми та їх діаграми ''зусилля – переміщення''

Зусилля, що створюється пружиною завантажувального пристрою при деформації, визначається формулою

$$P_{пр} = C_{пр}\, x_{пр}, \qquad (4.1)$$

де $C_{пр}$ – жорсткість пружини; $x_{пр}$ – її деформація.

Зусилля, що створюється на важелях керування з допомогою пружинного завантажувального пристрою, визначається з умови рівності робіт $P_в dX_в = P_{пр} dX_{пр}$, звідки

$$P_в = P_{пр} \frac{dx_{пр}}{dX_в} = P_{пр} \frac{\Delta x_{пр}}{\Delta X_в} = k_{пр} P_{пр}, \qquad (4.2)$$

де $k_{пр} = \dfrac{\Delta x_{пр}}{\Delta X_в}$ – коефіцієнт передання зусилля від пружинного завантажувального пристрою на важіль керування.

Накопичений досвід експлуатації каналів керування сучасних літаків свідчить про те, що однопружинні завантажувальні пристрої не повністю відображають характер змінення навантаження на руль, тому для забезпечення задовільних характеристик керованості за зусиллями часто застосовуються двопружинні завантажувальні пристрої або її комбінації: злітно-посадкового й польотного.

На рис. 4.6 показано типову конструкцію двопружинного завантажувального пристрою, а його характеристики – на рис. 4.7 [1].

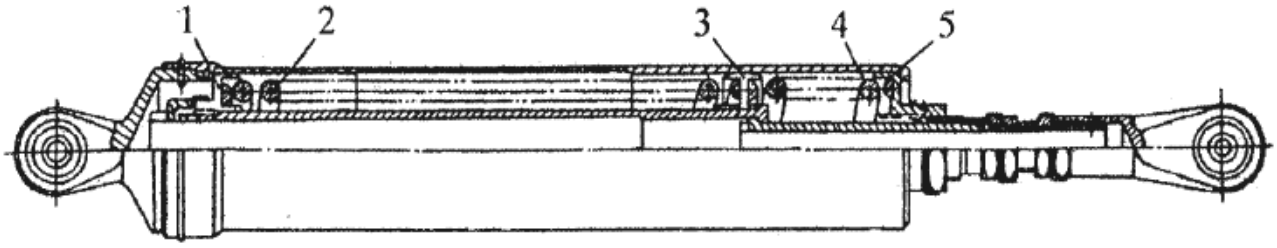


Рис. 4.6. Тяга завантажувального пристрою із двома пружинами:
1, 3, 5 – упори; 2, 4 – пружини

Пружина 2 попередньо обтискається упором 1 до зусилля 346 кгс. При стисненні або розтяганні пружинної тяги на величину ходу до 9 мм стискається тільки пружина 4. При стисненні пружини 4 на величину ходу, що дорівнює 9 мм, її зусилля і зусилля затягування пружини 2 вирівнюються, після чого обидві пружини будуть стискатися одночасно.

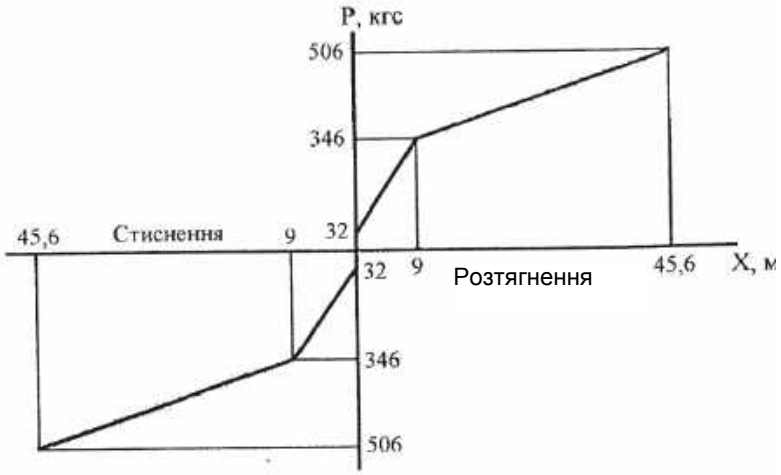


Рис. 4.7. Характеристики завантажувального пристрою із двома пружинами

При застосуванні в каналі керування комбінації польотного й злітно-посадкового пружинних завантажувальних пристроїв (рис. 4.8, 4.9) польотний доцільно блокувати із системою прибирання-випускання шасі літака так, щоб під час прибирання шасі відбувалося його ввімкнення, а під час випускання – вимкнення.

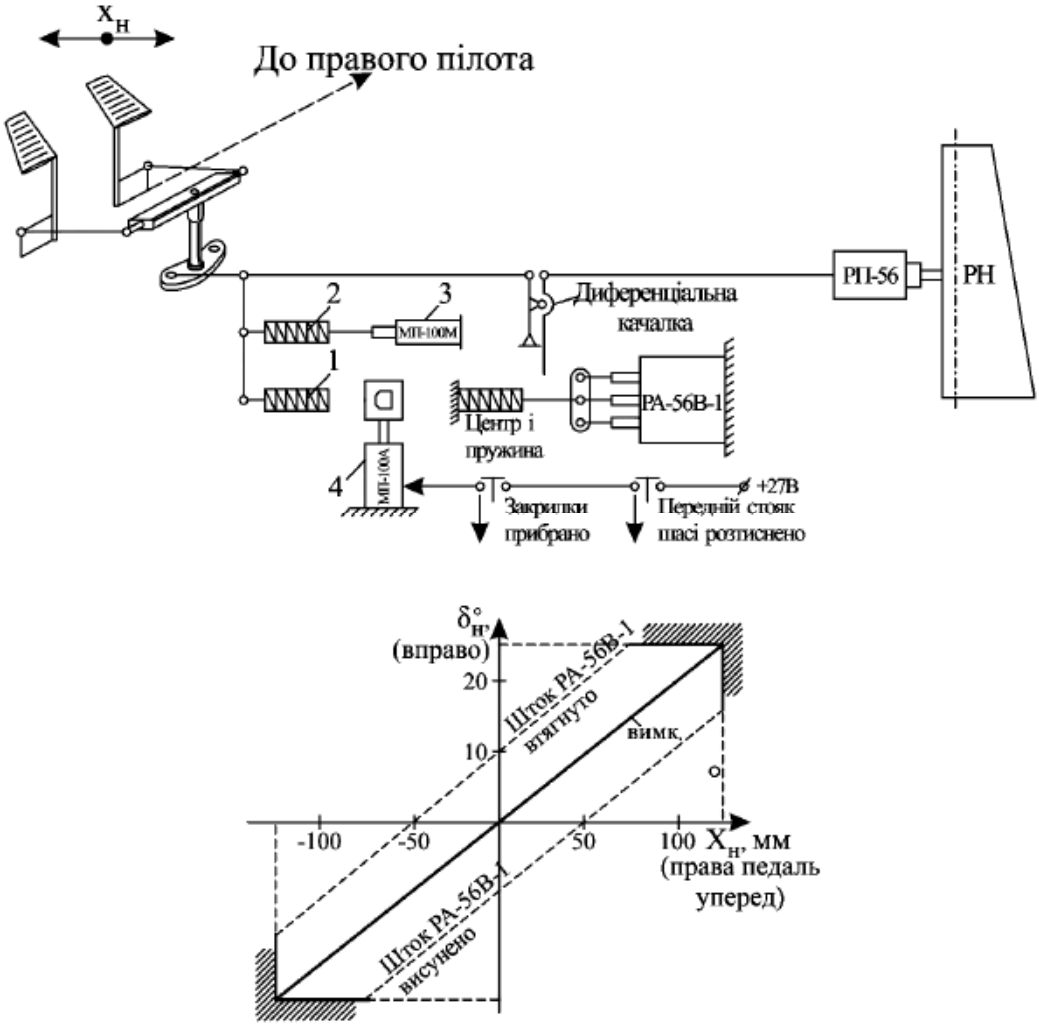


Рис. 4.8. Схема й параметри завантаження в каналі шляхового керування

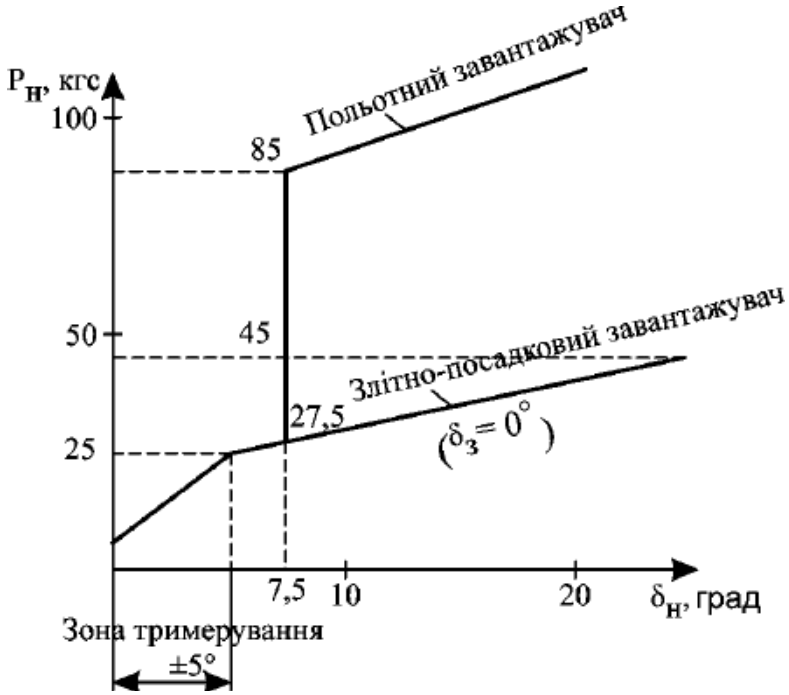


Рис. 4.9. Характеристика завантаження педалей у шляховому каналі керування середньомагістрального пасажирського літака: $\delta_н$ – кут відхилення руля напрямку; $\delta_з$ – кут відхилення закрилків крила [6]

Застосування додаткового злітно-посадкового завантажувача дає змогу (див. рис. 4.8) забезпечити задовільні характеристики і в поздовжній керованості дозвукових і надзвукових літаків у всьому діапазоні їх центрування.

Основною перевагою розглянутих завантажувальних пристроїв пружинного типу з нерегульованими за режимами польоту характеристиками є їх надійність, яка значною мірою забезпечується простотою їх конструктивного виконання.

Недоліки таких завантажувальних пристроїв – обмежені можливості підбору оптимальних характеристик керованості літака за умови застосування тільки двох (злітно-посадкового й польотного) завантажувачів.

У зв'язку із цим у каналі тангажу сучасних літаків найбільшого поширення набули автомати зусиль, які буде розглянуто нижче.

У каналі крену для літаків усіх типів і класів рекомендується застосовувати пружинні завантажувачі з нерегульованими на режимах польоту характеристиками. Особливості поперечної керованості літака за переміщенням в умовах впливу стискальності повітря й деформації конструкції дають змогу одержати необхідні характеристики керованості літака за зусиллями.

Пружинний завантажувач має забезпечувати центрування ручки (штурвала) керування елеронами в нейтральному положенні

Потреба в механізмі тримерування при поперечному керуванні визначається за результатами розрахунків поперечної керованості літака.

Практично для маневрених літаків з польотною масою $m_{пол} \le 15$ т поперечне керування може виконуватися без механізму тримерування.

Параметри пружинних завантажувачів для каналу крену вибирають за такими характеристиками керованості літака:

1) за залежністю $P_e^{\omega x}$ = f(M) для різних висот польоту H:

$$\frac{dP_e}{d\omega_x} = \left(\frac{dP_e}{dX_e}\right)\frac{1}{2\cdot 57,3 k_{ш.e}}\frac{1}{V}\frac{m_x^{\bar{\omega}_x}}{m_x^{\delta}}; \qquad (4.3)$$

2) за величиною зусилля, необхідного для створення нормованої величини безрозмірної кутової швидкості крену залежно від швидкості польоту:

$$V = (1,2\ldots1,4)V_{min}, \text{ де } \delta_e = \frac{-m_x^{\bar{\omega}_x}\bar{\omega}_x}{m_x^{\delta e}};$$

3) за величиною зусилля при максимальному відхиленні елеронів на посадці ($C_y = 0,7\ C_{y\,max}$ у посадковій конфігурації літака).

У ***каналі курсу*** для забезпечення шляхової керованості за зусиллями градієнти пружинного завантаження (для розширення можливостей пружинного завантажувача) рекомендується збільшувати з переходом від злітно-посадкових режимів до польотних аналогічно градієнту завантаження в каналі тангажу.

Особливістю шляхового керування є вимога обмеження можливості випадкового виведення літака пілотом на кути ковзання β, що перевищують за умовами міцності $\beta_{max}^{екс}$. Якщо це обмеження не може бути здійснене шляхом відповідного вибору максимального зусилля, що створюється приводом руля напрямку, то воно забезпечується за допомогою ступінчастого збільшення зусилля на педалях $P_н$ при $\delta_н > \delta_{н.доп}$.

Параметри пружинного завантажувача для *каналу курсу* вибирають за такими характеристиками:

1. Для літака із двигунами на крилі визначають зусилля на педалях у випадку раптової асиметричної відмови двигунів у польоті. У цьому випадку розрахунковий кут відхилення руля напрямку буде таким:

$$\delta_н \approx \frac{1,5\Sigma P_{дв} l_{дв}}{m_y^{\delta н} q S_{кр} l}.$$

2. За максимальним переміщенням механізму тримерування пружинного завантажувача, величину якого обчислюють для таких розрахункових випадків:

– при розташуванні двигунів у фюзеляжі – за умови балансування зусиль на педалях при відхиленні руля напрямку на кут, необхідний для відбивання початкової шляхової незбалансованості літака;

– при розташуванні двигунів на крилі за умови балансування літака в керуванні за курсом на режимі відмови двигунів при зльоті літака.

На основі такої розрахункової оцінки, якщо необхідно, уточнюють вибрані параметри пружинних завантажувачів і значення коефіцієнта $k_{ш.н}$.

У тих випадках, коли пружинні завантажувачі в поєднанні з механізмом змінення коефіцієнта $k_ш$ не можуть забезпечити необхідних характеристик керованості, застосовують автомати зусиль із регульованими за режимами польоту характеристиками.

4.3. Механізми імітації градієнта зусилля на командному важелі за швидкістю польоту

Градієнт зусилля на командному важелі за швидкістю польоту $\frac{\partial P_{кр}}{\partial V}$ є важливим показником поздовжньої керованості літака. При практичному його обчисленні з метою отримання порівнянних результатів часто замість абсолютної швидкості польоту V використовують відносну швидкість $\overline{V} = \frac{V}{V_o}$, беручи за V_o швидкість якого-небудь вихідного режиму (наприклад, крейсерського польоту).

Величина градієнта $\frac{\partial P_{кр}}{\partial V}$ може бути визначена аналітичним шляхом за формулами, наведеними в роботі [11] з аеродинаміки. Із цією метою користуються залежністю

$$\frac{\partial P_{кр}}{\partial V} = -2\frac{\partial P_{кр}}{\partial x_{кр}}\left(\frac{dm_2}{dC_y}\right)_{св}, \qquad (4.4)$$

де $\partial\overline{V} = \frac{\partial V}{V_o}$;

$\left(\frac{dm_2}{dC_y}\right)_{св}$ – коефіцієнт поздовжньої статичної стійкості за швидкістю при вільному ("кинутому") керуванні.

У випадку плавного змінення швидкості при постійній величині перевантаження n_y у процесі переходу з одного усталеного режиму польоту ($P_{кр}$ = 0) на інший зміну зусилля на командному важелі при керуванні рулем висоти можна визначити за формулою

$$\Delta P_{кр} = \Delta P_{рв} = V_o\frac{\partial P_{кр}}{\partial V}\Delta\overline{V} = \frac{\partial P_{кр}}{\partial\overline{V}}\Delta\overline{V}. \qquad (4.5)$$

При $P_{кр}$ = 0 (літак збалансований за допомогою тримера) градієнт $\frac{\partial P_{кр}}{\partial V}$ можна легко знайти графічним шляхом за балансувальною кривою $P_{кр}$ = f(V), як це видно з рис. 4.10, а маючи $\frac{\partial P_{кр}}{\partial V}$, неважко знайти і $\frac{\partial P_{кр}}{\partial V}$.

Величина $\frac{\partial P_{кр}}{\partial V}$ являє собою зусилля, яке льотчик має прикласти до командного важеля при керуванні рулем висоти, щоб змінити вдвічі (на 100 %) швидкість вихідного усталого режиму польоту.

Якщо до складу системи керування включено обертальний гідропідсилювач, то зміну зусилля на командному важелі за швидкістю польоту доводиться імітувати з допомогою спеціальних механізмів, що забезпечують відповідну корекцію зусилля за швидкісним напором $q = \frac{\rho V^2}{2}$.

Характеристичні параметри механізмів підбирають таким чином, щоб одержати оптимальну залежність змінення зусилля на командному важелі від змінення швидкості польоту (рис. 4.10, *б*).

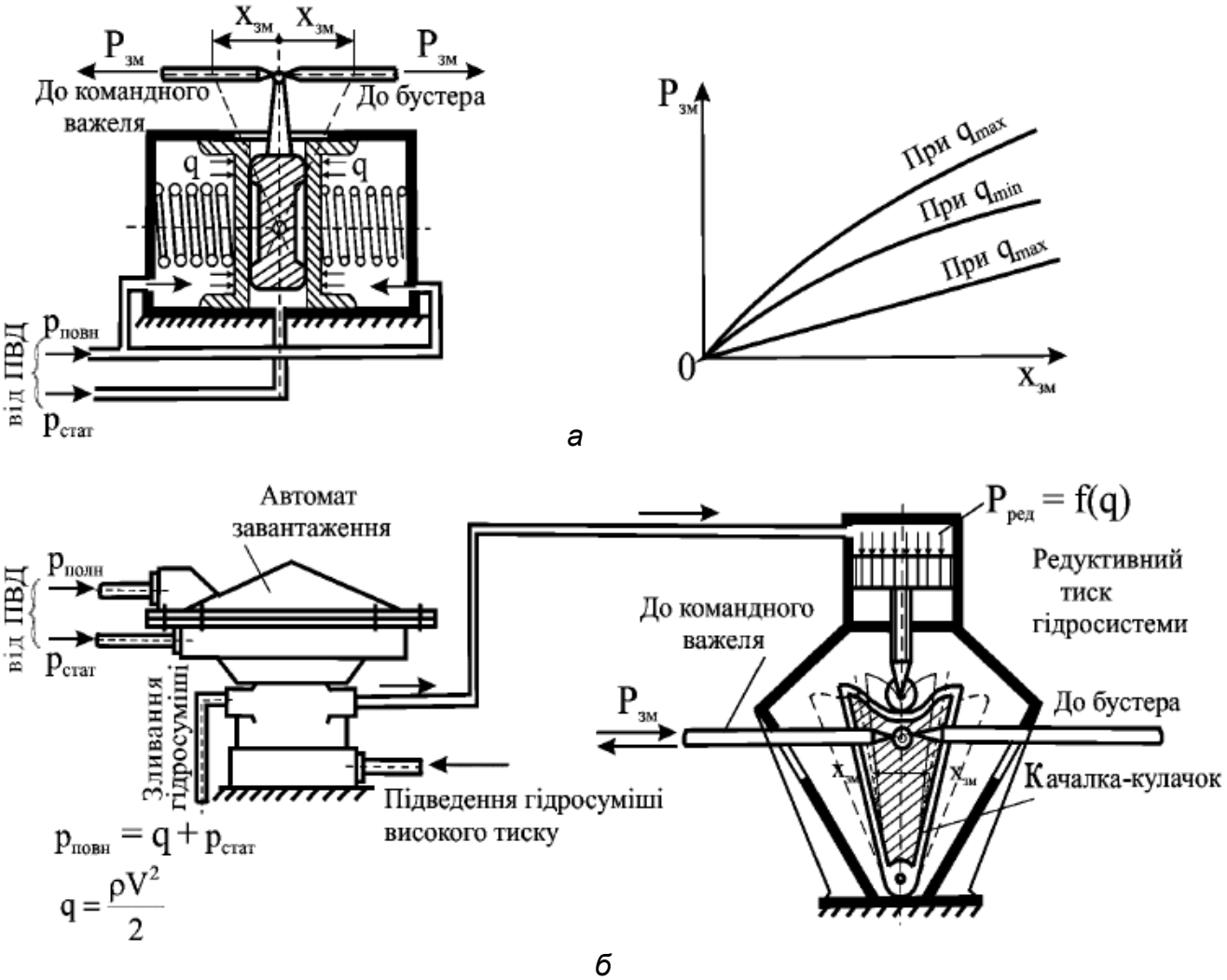


Рис. 4.10. Схеми завантажувальних механізмів, що застосовуються для корекції зусиль на командному важелі за швидкістю польоту:
а – завантажувальний механізм із безпосередньою корекцією за швидкісним напором; *б* – завантажувальний механізм із гідравлічним циліндром та автоматом завантаження від швидкісного напору

4.4. Механізми, що імітують на командному важелі градієнт зусиль за перевантаженням

Як критерії поздовжньої керованості при криволінійному польоті, коли $n_y \neq 1$, беруть такі градієнти:

$$\delta_{рв}^{n} = \frac{\partial \delta_{рв}}{\partial n_y}; \qquad x_{кр}^{n} = \frac{\partial x_{кр}}{\partial n_y}; \qquad P_{кр}^{n} \frac{\partial P_{кр}}{\partial n_y}. \tag{4.6}$$

Усі вони характеризують величину конкретного кінематичного параметра або зусилля на командному важелі, необхідну для одержання перевантаження $n_y = 1$ при такій же, як у вихідному режимі, швидкості польоту (рис. 4.11).

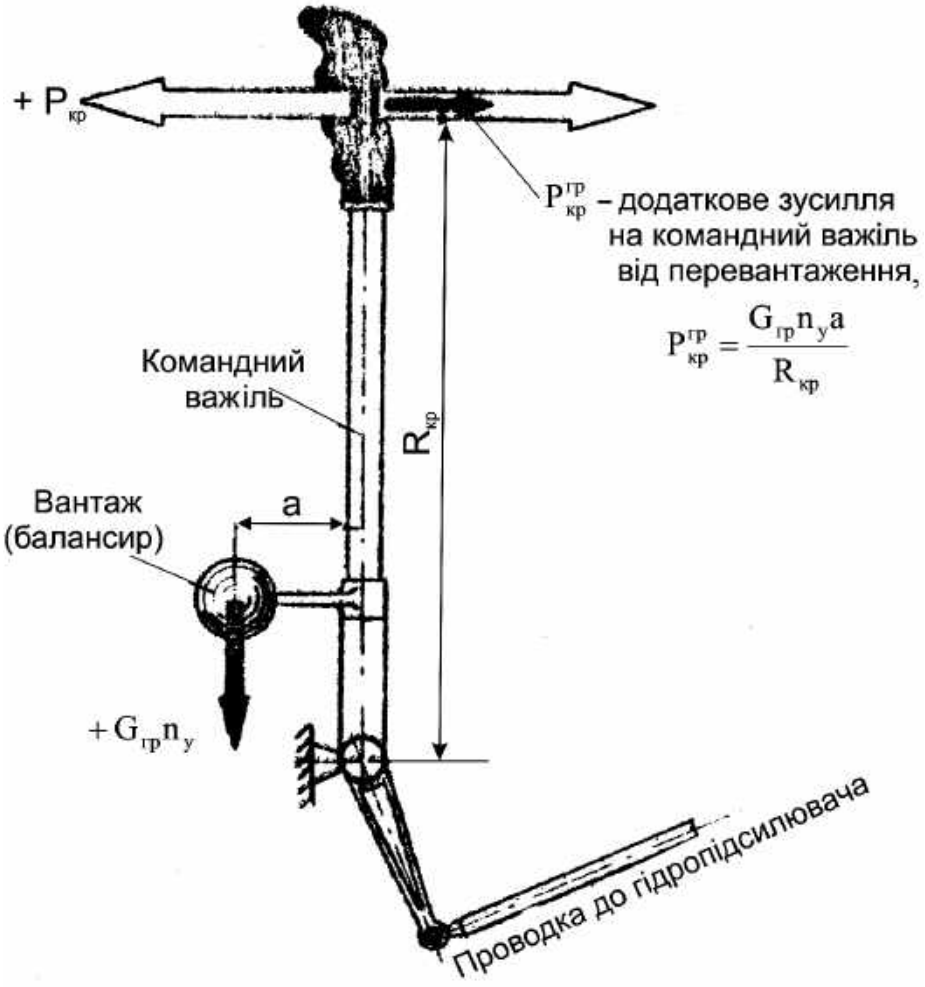


Рис. 4.11. Схема імітації на командному важелі градієнта за перевантаженням з допомогою балансувального вантажу

Величина цього дуже важливого показника поздовжньої керованості літака нормується на основі даних льотної практики з урахуванням фізичних можливостей льотчика, вимог щодо маневреності літака, а також необхідності запобігання випадковому виведенню літака на режим, недопустимий з огляду на перевантаження (міцність).

Для визначення конкретного значення $\frac{\partial P_{кр}}{\partial n_y}$ користуються різними методиками, що базуються як на аналітичних розрахунках, так і на обробленні результатів льотних випробувань.

Величину $P^x_{кр}$ можна одержати відповідними розрахунками за залежностями:

$$K_ш = \frac{\partial \delta_{рв}}{\partial x_{кр}} = \frac{P_{кр}}{M_{шрп}}; \tag{4.7}$$

$$\frac{\partial P_{кр}}{\partial n_y} = \frac{\partial P_{кр}}{\partial x_{кр}} \frac{\partial x_{кр}}{\partial n_y}, \tag{4.8}$$

де $\frac{\partial P_{кр}}{\partial x_{кр}} = P^x_{кр}$ – градієнт зусилля на командному важелі за його переміщенням (при обертальному гідропідсилювачі цей градієнт являє собою жорсткість завантажувального механізму й позначається $k_{жз}$);

$\frac{\partial P_{кр}}{\partial n_y} = x^n_{кр}$ – витрата командного важеля на одиницю перевантаження.

Оскільки

$$K_ш = \frac{d\delta_{рв}}{\partial x_{кр}} = \frac{\partial \delta_{рв}}{\partial x_{кр}} = \frac{\frac{\partial \delta_{рв}}{\partial n_y}}{\frac{\partial x_{кр}}{\partial n_y}} = \frac{\delta^n_{рв}}{x^м_{кр}},$$

параметр $x^n_{кр}$ можна подати в такому вигляді:

$$x^n_{кр} = \frac{\partial x_{кр}}{\partial n_y} \frac{\partial \delta_{рв}}{\partial n_y} \frac{1}{K_ш} = \frac{\delta^n_{рв}}{K_ш}. \tag{4.9}$$

З урахуванням отриманого значення $x^n_{кр}$ величину зусилля на командному важелі за перевантаженням можна визначати так:

$$P^{пу}_в = C_{завант} X^{пу}_в = \frac{C_{завант}}{k_ш} \delta^{пу}_в. \tag{4.10}$$

З цієї залежності випливає, що для одержання необхідного закону змінення градієнта зусиль $P^{пу}_в$ за перевантаженням на важелі керування, зокрема для забезпечення $P^{пу}_в$ = const при значному зміненні градієнта

відхилення руля висоти за перевантаженням, потрібно змінювати жорсткість завантажувача $C_{завант}$ і коефіцієнт передачі $k_ш$.

У випадку, якщо $P^n_{кр}$ відрізняється від заданих значень, необхідно зробити коригування відповідних параметрів, що впливають на градієнт зусилля за перевантаженням. Із цією метою або змінюють тільки завантаження командного важеля $\frac{\partial P_{кр}}{\partial x_{кр}}$ (не змінюючи $\frac{\partial x_{кр}}{\partial n_y}$), або змінюють тільки $\frac{\partial x_{кр}}{\partial n_y}$ шляхом змінення $К_ш$ (не змінюючи $\frac{\partial P_{кр}}{\partial x_{кр}}$), або змінюють одночасно $\frac{\partial P_{кр}}{\partial x_{кр}}$ і $\frac{\partial x_{кр}}{\partial n_y}$.

Для реалізації такого рішення до складу системи керування включають гідравлічний завантажувальний автомат з корекцією за перевантаженням, принципову схему якого зображено на рис. 4.12.

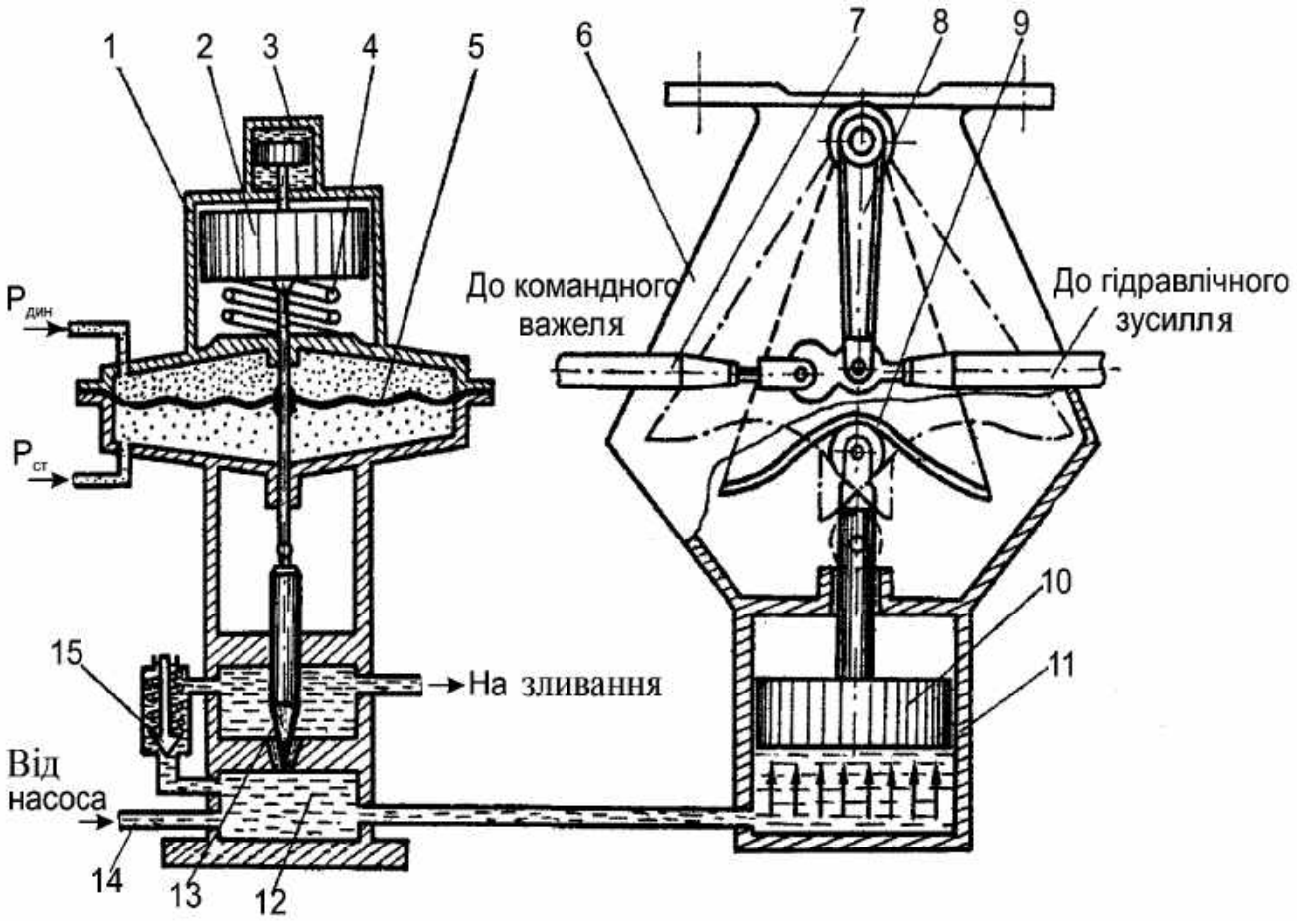


Рис. 4.12. Гідравлічний завантажувальний механізм для каналу поздовжнього керування

При збільшенні швидкісного напору збільшується різниця тисків $p_{дин} – p_{ст}$. Мембрана 5, жорстко зв'язана з голкою 13, стискаючи пружину 4, перекриває отвір у порожнину зливання. Тиск у порожнині 12 і під поршнем 10 підвищується, спричиняючи збільшення навантаження на командні важелі.

У такий спосіб гідравлічні завантажувачі дають змогу одержати прийнятні характеристики керованості без будь-яких додаткових пристроїв. Для підвищення надійності використовують два завантажувача, що живляться від різних гідравлічних систем.

Збільшення перевантаження n_y приводить до додаткового завантаження командних важелів унаслідок обтиснення пружини 4 вантажем 2 і переміщення вниз голки 13.

Клапан 15 запобігає надмірному підвищенню тиску в порожнині 12 у випадку поломки пружини 4. Можливі автоколивання погашаються демпфером 3.

4.5. Автоматичні пристрої завантаження командних важелів

Сьогодні регулювання градієнта завантаження P^X важелів керування на пасажирських і транспортних літаках найчастіше здійснюється за допомогою автоматів зусиль. Так, у поздовжньому каналі керування регулювання $P^{Xв}$ відбувається пропорційно швидкісному напору q і обернено пропорційно ступеню поздовжньої статичної стійкості літака m_z^{cy}, яка визначається центруванням літака. Частіше застосовують гідромеханічні й електромеханічні автомати зусиль [15].

Характеристики й типи автоматів зусиль вибирають на основі характеристик

$$X_в^{**},\ X_е,\ X_з,\ dX_в/dny,\ dX_е/d\omega_x,\ dX_в/dy = f(M, H, G/S_{кр}, X_т),$$

отриманих з урахуванням впливу стисливості повітря, і деформації конструкції літака, включаючи проводку керування, і визначаються вимогами забезпечення характеристик керованості літака за зусиллями: $P_в$, $P_е$, $P_з$, $dP_в/dny$, $dP_е/d\omega_x$, $dP_в/dy = f(M, H, G/S_{кр}, X_{ц.м})$ у межах нормованих величин. Цією умовою визначаються величина й характер потрібного змінення градієнта зусиль залежно від режиму польоту, характер змінення зусиль залежно від переміщення ручки (штурвала) або педалей, а отже, і принципова схема автомата зусиль.

У каналах основного керування сучасних літаків застосовують автомати зусиль як з лінійним, так і з нелінійним зміненням градієнта завантаження P^X на режимах польоту.

** Індекс «в» – внутрішній, індекс «з» – зовнішній.

4.5.1. Автомати регулювання зусиль на командному важелі

Автомат регулювання зусиль на командному важелі забезпечує отримання (за відсутності впливу стисливості повітря й деформації конструкції літака на його аеродинамічні характеристики) показників керованості за зусиллями, еквівалентних характеристикам літака, у якого на всіх режимах польоту похідна $m_ш^{\delta}$ є незмінною й має прийнятну величину, а похідна $m_ш^{\alpha} \approx 0$.

Як приклад на рис 4.13 зображено принципову схему пневматичного автомата зусиль із регулюванням за величиною швидкісного напору q.

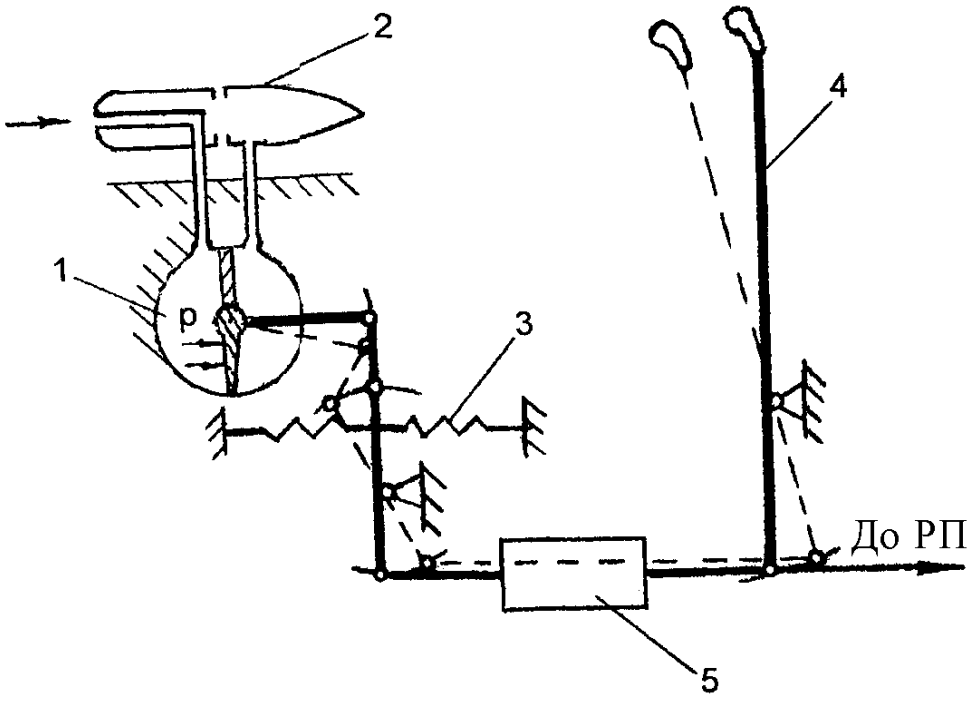


Рис. 4.13. Принципова схема пневматичного автомата зусиль із регулюванням $P^{Xв} = Aq$: 1 – робоча камера автомата; 2 – приймач тиску; 3 – центрувальні пружини; 4 – важіль керування; 5 – механізм тримерування

Для забезпечення центрування ручки керування (штурвала) у нейтральному положенні при малих величинах швидкісного напору (q_{min}) і за наявності тертя у вхідній частині СШК, а також для запобігання можливості "підхоплювання" ручки керування рекомендується застосовувати в такому автоматі зусиль центрувальну пружину.

Автомат зусиль із вищенаведеним законом керування найбільш доцільно застосовувати для дозвукових літаків.

Автомат зусиль із нелінійним зміненням градієнта $P^{Xв}$ на різних режимах польоту. Через вплив стисливості повітря й деформацій конструкції літака на його аеродинамічні характеристики (особливо для надзвукових літаків) потребується застосування автоматів зусиль із

нелінійним зміненням градієнта $P^{Xв}$ на різних режимах польоту для забезпечення в цих умовах необхідних характеристик керованості літака за зусиллями [1].

Прийнятні характеристики керованості літака в цих випадках можна одержати, регулюючи градієнт $P^{Xв}$ залежно від швидкісного напору q, висоти польоту H, швидкості V та інших параметрів польоту.

Коригування градієнта завантаження $P^{Xв}$ на певних режимах польоту має здійснюватися з обмеженою швидкістю автомата зусиль (протягом 15...20 с) у темпі змінення режимів польоту, на яких це коригування проводиться. Прикладом системного рішення такого автомата є змінення довжини кінематичного плеча механізму передачі сигналу пілота до руля (рис. 4.14).

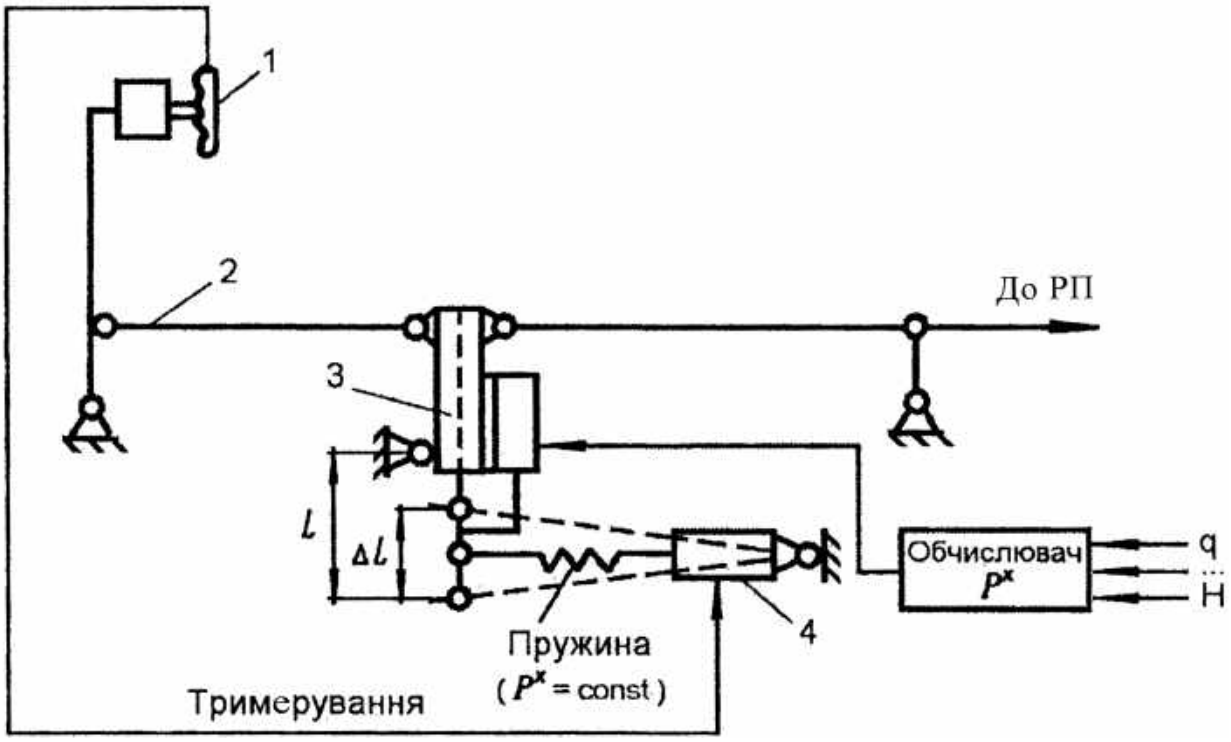


Рис. 4.14. Принципова схема автомата зусиль із регулюванням $P^{Xв} = f(q, H)$:
1 – штурвал; 2 – проводка системи керування; 3 – привод автомата зусиль;
4 – механізм тримерування

Регулювання градієнта $P^{Xв}$ здійснюється шляхом змінення кінематичного плеча L на величину, пропорційну керувальному сигналу приладу.

На рис. 4.15 показано типову залежність змінення кінематичного плеча L автомата зусиль від параметрів польоту q і H. Для підвищення надійності автомата зусиль такого типу на випадок відмови приладу передбачено безпосереднє ручне керування виконавчим пристроєм автомата (в обхід обчислювача) з керуванням від окремого тумблера за спеціальним покажчиком.

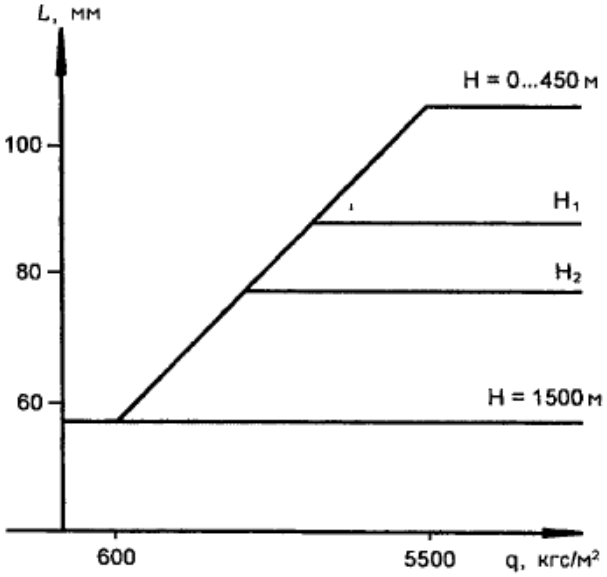


Рис. 4.15. Типова залежність величини L від параметрів польоту q і H

Типову характеристику завантаження штурвальної колонки літака залежно від приладової швидкості польоту при застосуванні автомата зусиль із нелінійним регулюванням градієнта завантаження показано на рис. 4.16.

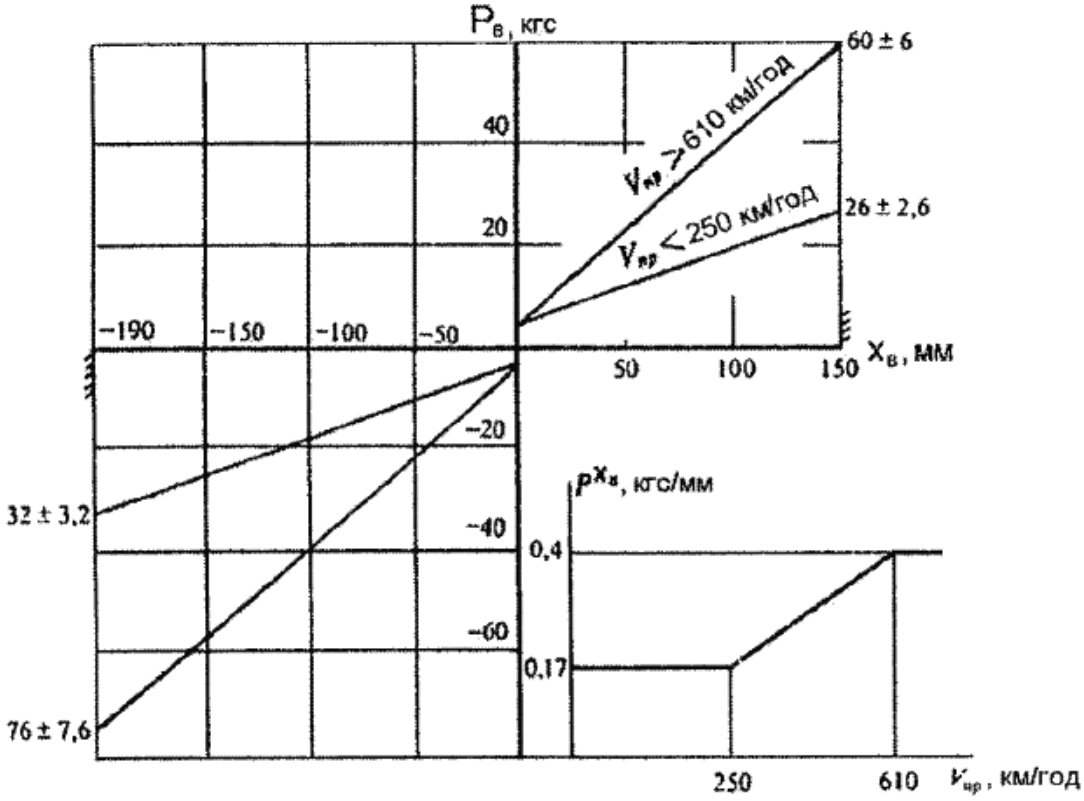


Рис. 4.16. Характеристика завантаження штурвальної колонки транспортного літака

Схема автомата зусиль, зображена на рис. 4.14, може бути трансформована в схему із суміщеним регулюванням $P^{X_в}$ і $k_{ш.в}$ (рис. 4.17) [1].

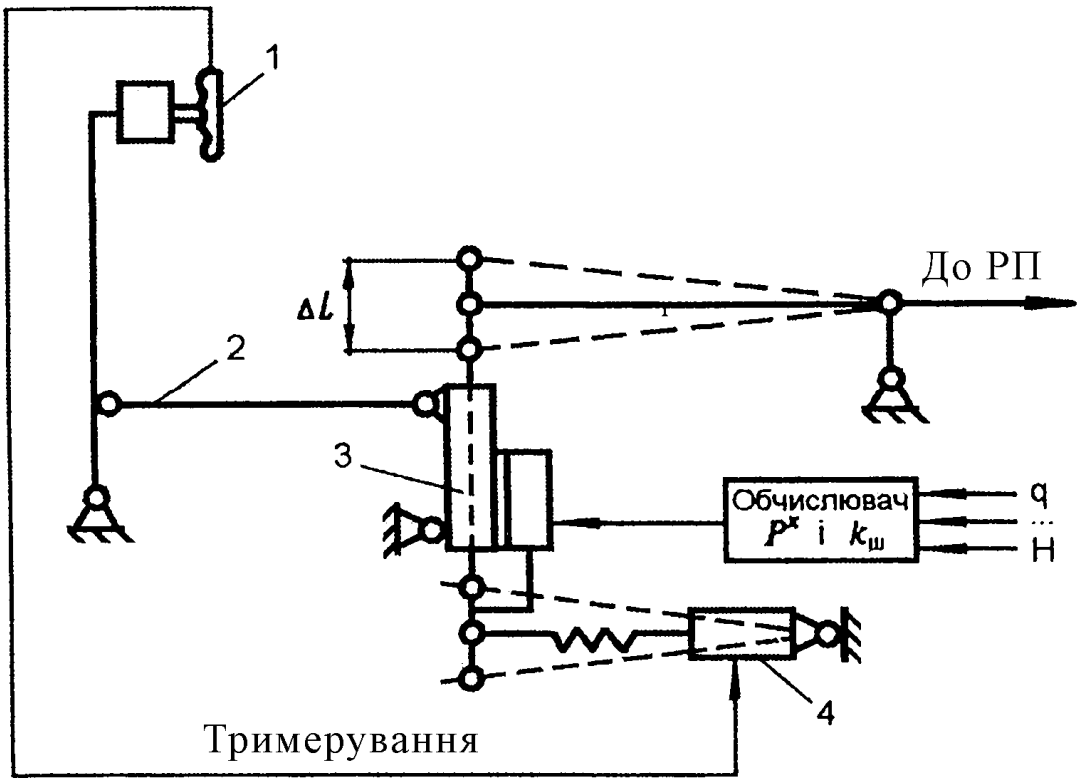


Рис. 4.17. Схема суміщеного регулювання $P^{Xв}$ і $k_{ш.в}$:
1 – штурвал; 2 – проводка керування; 3 – привід; 4 – механізм тримерування

Параметри автоматів зусиль *для каналу тангажу* вибираються за такими характеристиками керованості літака:

1. За залежностями $P^{Xв} = f(M)$ для різних висот польоту H при граничному центруванні літака й відповідних питомих навантаженнях на крило:

$$\frac{dP_в}{dn_\gamma} \approx \left(\frac{\partial P}{\partial X}\right)\frac{G/S_{кр}}{g}\frac{1}{57{,}3k_{ш.в}}\frac{\sigma_n}{m_z^\delta}. \qquad (4.11)$$

Для СШК із автоматом зусиль, що забезпечують завантаження важеля керування пілота згідно із законом $P^{Xв} = A_в q$, рекомендується вибирати величину коефіцієнта $A_в$ за умови забезпечення нижнього нормованого значення $\left(P_в^{ny}\right)$ на режимі польоту, для якого добуток $\frac{G}{S_{кр}}\frac{\sigma_n}{m_z^\delta}$ є мінімальним. Тоді

$$A_в = \frac{57{,}3k_{ш.в}\left(P_в^{ny}\right)_{min\ доп}}{G/S_{кр}}\frac{m_z^\delta}{\sigma_n}. \qquad (4.12)$$

2. Згідно з кривими балансування літака в горизонтальному польоті $P_в=f(M)$ для різних висот польоту H і для граничного центрування й питомих навантажень на крило.

Для автомата зусиль, що забезпечує завантаження важеля керування пілота згідно із законом $P^{X_в} = A_в q$, рекомендується вибирати закон змінення $P_в = f(X_в)$ з урахуванням відповідного положення механізму тримерування автомата зусиль $X_{тр}$:

$$P_в = \left(\frac{\partial P_в}{\partial X_в}\right)\left[(X_в - X_{тр}) - 0{,}4\frac{(X_в - X_{тр})^2}{X_{в\,max}}\right]. \qquad (4.15)$$

3. За величиною максимального зусилля на важелі керування пілота під час посадки літака при швидкості польоту, що відповідає $C_y = C_{y\,max}$, де $C_{y\,max}$ – максимальне значення C_y (коефіцієнта піднімальної сили) літака в посадковій конфігурації. При цьому $X_{тр}$ відповідає балансуванню літака на режимі заходження на посадку.

4. За величиною максимального переміщення механізму тримерування, виходячи з умови забезпечення ефективності тримерування, достатньої для балансування літака за зусиллями від $V = 1{,}2V_{min}$ до $V \approx V_{max}$ у горизонтальному польоті для експлуатаційного діапазону висот польоту H.

Для автоматів зусиль, у яких для регулювання величини $P^{X_в}$ використовуються сервоприводи й пристрої тримерування, параметри вибираються з урахуванням можливої відмови автомата зусиль або пристрою тримерування.

Для безпечного закінчення польоту, включаючи перехід від надзвукових швидкостей до дозвукових і посадку, має бути забезпечена керованість літака за таких умов:

– відмова механізму тримерування, що приводить до переміщення його вихідної ланки або фіксації в положеннях, що відповідають $\pm P_{в\,max}$;

– відмова автомата зусиль, що приводить до переміщення або фіксації його сервоприводу в положеннях, що відповідають $P_{min}^{X_в}$ або $P_{max}^{X_в}$;

– відмова автомата зусиль, що приводить до втрати відтворення зусиль на ручці (штурвалі) керування.

Для підвищення надійності автомата зусиль його конструкцію вибирають таким чином, щоб вона містила постійну частину завантаження, що не залежить від обчислювача й систем живлення, і змінну коригувальну частину, яка відтворює завантаження важеля керування залежно від режимів польоту (рис. 4.18).

Таким чином, здійснюється різнорідне резервування, що є ефективним засобом забезпечення високої надійності каналу керування. Змінна коригувальна частина автомата зусиль зазвичай дублюється.

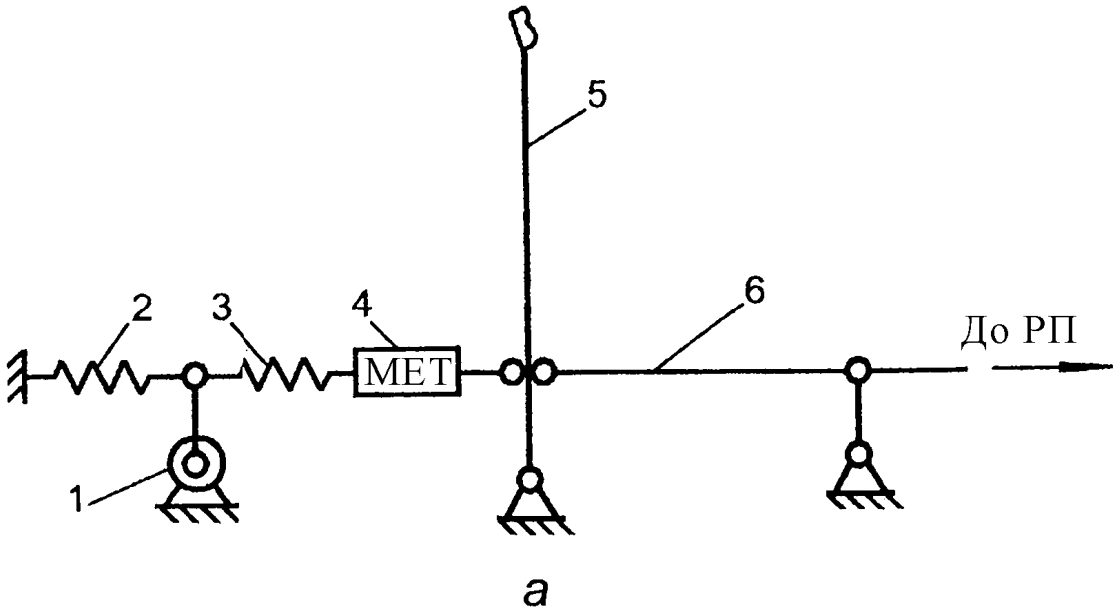


Рис. 4.18. Структура автомата зусиль із постійною та змінною частинами

4.5.2. Автоматичне регулювання передатного відношення за швидкістю польоту

У сучасних літаках відбувається істотне змінення ефективності органів керування залежно від режиму польоту, що є особливо характерним для надзвукових літаків і літаків укороченого зльоту й посадки. Це спричиняє значні труднощі для одержання прийнятних пілотажних характеристик літака на різних режимах польоту при постійному значенні коефіцієнта передачі $k_ш = \frac{d\delta}{dX}$.

Таке явище можна усунути зменшенням чутливості керування при великих приладових швидкостях польоту, наприклад, шляхом вимкнення секцій рульової поверхні літака або зміненням величини коефіцієнта $k_ш$. Вимкнення секцій конструктивно виконати складно, а при застосуванні керованого стабілізатора просто неможливо. У каналах керування сучасних літаків найбільш часто використовують автоматичне регулювання коефіцієнта передачі $k_ш$ із дотриманням оптимального співвідношення між алгоритмами змінення коефіцієнта $k_ш$ і завантаження важелів керування.

Автоматичне регулювання коефіцієнта $k_ш$ не тільки забезпечує характеристики керованості, але й запобігає перевантаженням конструкцій літака з огляду на міцнісні обмеження для максимальних кутів відхилення рульових поверхонь.

Так, необхідну ефективність руля напрямку літака (площу рульової поверхні й кути відхилення) вибирають такою, щоб забезпечувалася можливість паріння несиметричної тяги, що виникає під час зльоту літака у випадку відмови одного з двигунів. Очевидно, що при наявності постійного

коефіцієнта передачі $k_ш$ виконання цієї умови потребує (для забезпечення міцності планера при великих швидкостях польоту) значного посилення конструкції і, як наслідок, збільшення маси літака, тому алгоритм змінення коефіцієнта $k_ш$ залежно від швидкісного напору вибирають не тільки з метою забезпечення керованості літака, але й з урахуванням вимог щодо міцності конструкції.

Типову схему встановлення сервоприладу системи автоматичного регулювання $k_{ш.у}$ у вхідній частині каналу керування зображено на рис. 4.19.

Так, наприклад, особливістю надзвукових літаків є надмірна чутливість поздовжнього й поперечного керування при великих приладових швидкостях польоту, що приводить до підвищеної чутливості керування. Це ускладнює керування літаком, створюючи можливість поздовжнього й поперечного "розгойдування" літака.

Регулювання коефіцієнта передачі $k_{ш.в}$ у такій системі здійснюється шляхом змінення довжини $\Delta l = f(q, H)$.

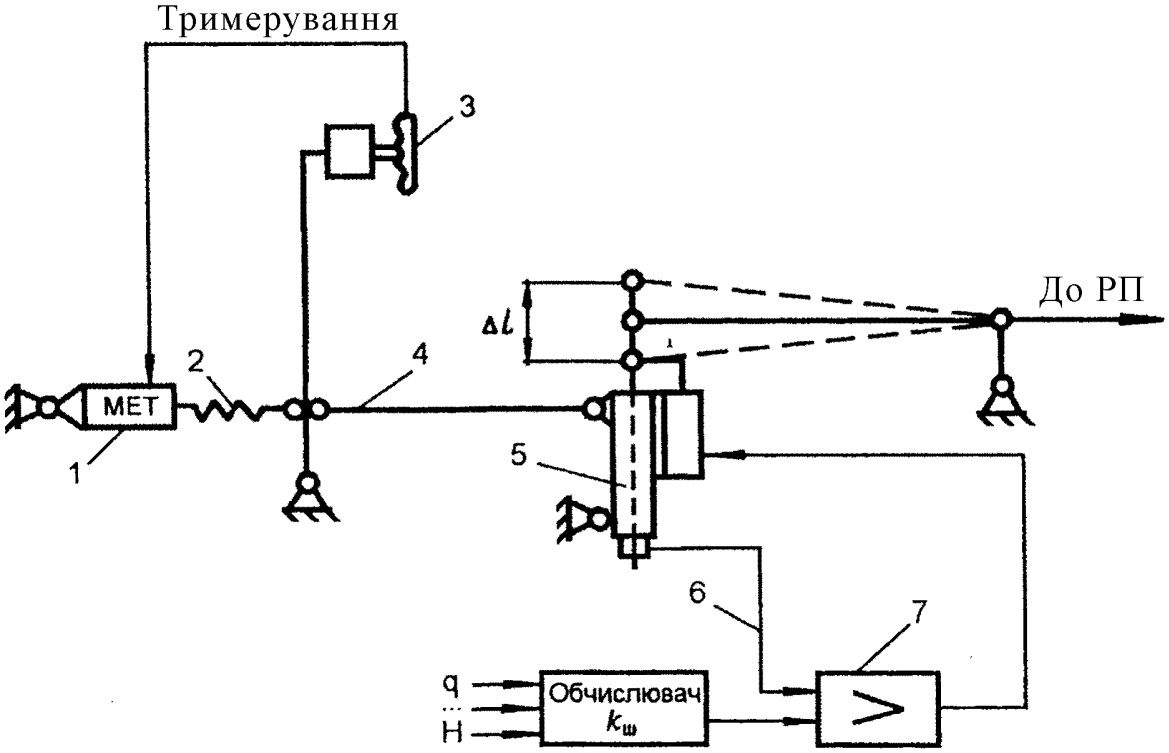


Рис. 4.19. Схема автоматичного регулювання $k_{ш.н}$ у проводці системи керування рулем висоти: 1 – механізм ефекту тримерування; 2 – механізм завантаження; 3 – важіль керування; 4 – механічна проводка; 5 – механізм регулювання $k_{ш.н}$; 6 – зворотний зв'язок; 7 – підсилювач

Під час розроблення каналу керування необхідно враховувати, що змінення коефіцієнта передача $k_{ш.в}$ у польоті не має обмежувати маневреність літака, а діапазон змінення $k_{ш.у}$ потрібно вибирати з урахуванням таких вимог:

– при відмові механізму регулювання $k_{ш.в}$ у положенні, що створює мінімальний кут відхилення рульової поверхні, має бути забезпечено можливість посадки літака;

– при відмові механізму регулювання $k_{ш.в}$ у положенні, що створює максимальний кут відхилення рульової поверхні, має бути забезпечено пілотування літака без його розгойдування на великих дозвукових швидкостях польоту.

У випадку, коли ці відмови не можуть бути виконані, у конструкції каналу керування має бути передбачено можливість примусового змінення коефіцієнта $k_{ш}$ резервним механізмом, керованим, наприклад, з допомогою тросової проводки з кабіни пілота.

4.5.3. Автомати обмеження граничних режимів польоту

Політ літака завжди пов'язаний з необхідністю враховувати допустимі межі змінення параметрів руху літака. Це тісно пов'язано з питаннями забезпечення безпеки польоту. Ці параметри й межі їх змінення визначаються експлуатаційними та аеродинамічними особливостями літака, а також особливостями виконуваного літаком завдання. Їх можна розподілити на дві групи.

До першої групи належать параметри, що визначаються аеродинамічними й міцнісними обмеженнями літака, а саме:

– нормальна n_y і бічна n_x складові перевантаження, що визначаються міцністю конструкції літака й здатністю людини витримувати перевантаження;

– кут атаки або коефіцієнт піднімальної сили C_y, що визначаються можливістю виходу літака на режим зриву (або трясіння);

– кут тангажу, що визначається в основному режимом роботи двигуна;

– кут крену, що визначається в основному обмеженням за кутом атаки;

– швидкість польоту V, що визначається, з одного боку, максимально допустимим швидкісним напором (міцність літака й можливість виникнення флатера), а з іншого (мінімальне значення V_{min}) – можливістю виходу літака на режим зриву польоту та ін.

Друга група параметрів визначається специфічними вимогами до виконання заданих маневрів. До таких належать параметри, що визначають точність руху літака по заданій траєкторії, наприклад, допустимі відхилення від заданої висоти польоту за умови строгого виконання польоту в заданому ешелоні висот тощо.

Очевидно, що незалежно від режиму польоту й специфічних вимог до виконання певних режимів польоту параметри першої групи обмежуються завжди, оскільки вони визначають саму можливість польоту літака або цілість його конструкції. Однак ця обставина ніякою мірою не зменшує важливості параметрів другої групи.

На практиці найбільшого поширення набули автомати обмеження кутів атаки, а також висоти польоту для надзвукових маневрених літаків при польотах на малих висотах.

Розглянемо особливості побудови систем обмеження граничних кутів атаки.

Залежності кута звалювання $\alpha_{звал}$ і допустимого кута атаки $\alpha_{доп}$ від числа Маха для важкого транспортного літака [1] показано на рис. 4.20. На цьому ж рисунку показано залежність $\alpha_{кор} = f(M)$.

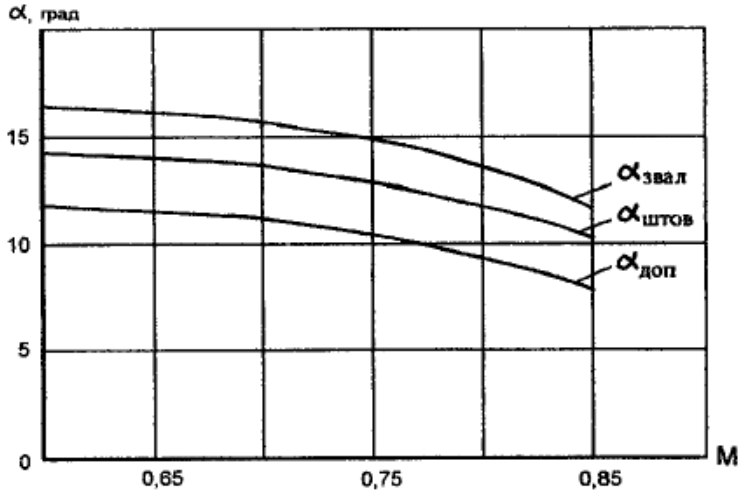


Рис. 4.20. Залежності кута звалювання $\alpha_{звал}$ і допустимого кута атаки $\alpha_{доп}$ від числа Маха для важкого транспортного літака

На літаках з гідравлічними слідкувальними рульовими приводами як засіб запобігання зриву аеродинамічного потоку при наближенні до критичних кутів атаки (за яким відбувається звалювання літака) застосовуються вібратори й спеціальні штовхачі штурвальної колонки, які примусово переміщають її "від себе" вбік зменшення кута атаки, унаслідок чого відбувається таке:

– обмеження можливості випадкового виведення літака пілотом на кути атаки $\alpha > \alpha_{доп}$, за винятком ділянки закиду в перехідному процесі (при різких переміщеннях штурвальної колонки), коли допустиме короткочасне значення $\alpha_{доп}<\alpha<\alpha_{звал}$;

– повернення літака на $\alpha \le \alpha_{доп}$, якщо він виведений на $\alpha > \alpha_{доп}$ висхідним вертикальним поривом вітру.

Конструктивним засобом, що забезпечує виконання роботоздатності наведеної схеми, є застосування вібраторів штурвальної колонки як імітатора потрібної аеродинамічної властивості літака.

Конструктивне виконання вібратора штурвальної колонки може бути досить різноманітним, проте найбільшого поширення завдяки простоті й надійності набули вібратори штурвальної колонки з електроприводом та ексцентриковим механізмом.

На рис. 4.21 зображено конструктивну схему встановлення такого вібратора на штурвальній колонці важкого транспортного літака, розробленого на ДП “Антонов”.

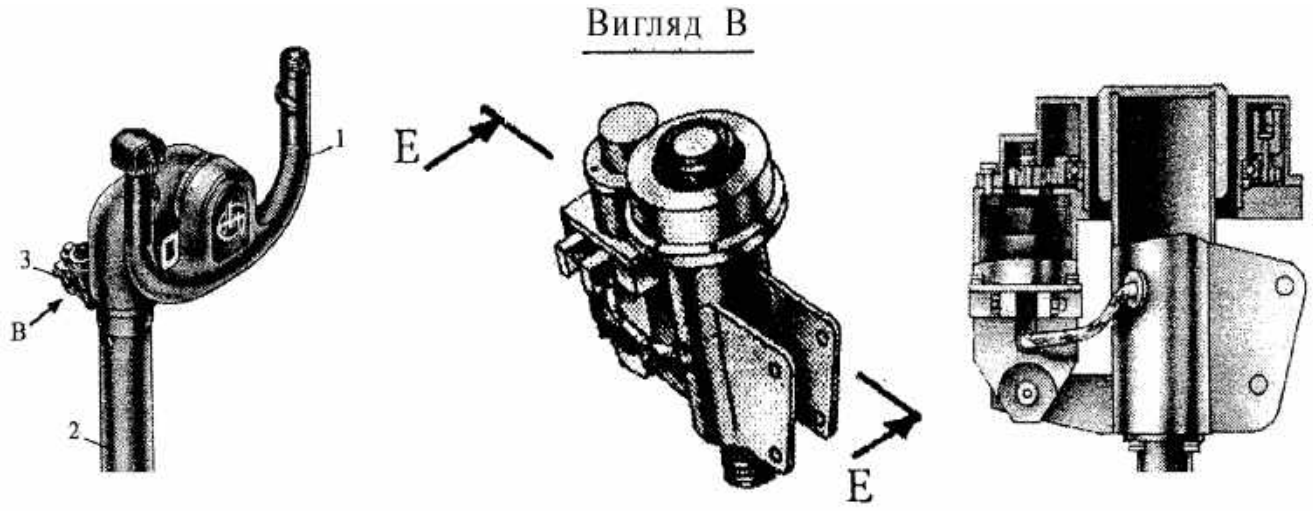


Рис. 4.21. Типова структурна схема приєднання виконавчого механізму системи ОГР: 1 – директорні прилади; 2 – кнопка тримерування; 3 – важіль керування; 4 – пристрій завантаження (автомат зусиль); 5 – механізм тримерного ефекту; 6 – виконавчий механізм системи ОГР

Досвід експлуатації свідчить про те, що застосування вібраторів штурвальної колонки є ефективним засобом попередження пілота про наближення зриву. Проте існують такі режими пілотування літака, наприклад, при переході на пілотування від автопілота, коли руки не лежать на штурвалі, і пілот не може відчувати сигнали вібратора штурвальної колонки. Тому звичайно на сучасних літаках для попередження про наближення зриву паралельно з вібратором штурвальної колонки застосовують звукову сигналізацію.

Запитання для самоконтролю

1. Канали завантажувальних механізмів командних важелів у керувальних каналах з гідропідсилювачами.
2. Призначення завантажувальних механізмів командних важелів у керувальних каналах з гідропідсилювачами.
3. Класифікація завантажувальних механізмів командних важелів. Їх переваги й недоліки.
4. Типові характеристики пружинних завантажувачів.
5. Автомати зусиль. Їх використання в каналах механічного керування з гідропідсилювачами.
6. Схеми включення автоматів зусиль до складу керувальних каналів з гідромеханічним приводом.
7. Механізми регулювання коефіцієнта передатного відношення $k_ш$ у каналах механічного керування.
8. Автомати обмеження граничних режимів (ОГР) польоту. Їх призначення та функції в каналах механічного керування літаком.
9. Типові алгоритми функціонування автомата ОГР (у каналах керування літаком).

Розділ 5. ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ НАДІЙНОСТІ, ВІДМОВОБЕЗПЕЧНОСТІ Й ЖИВУЧОСТІ КАНАЛІВ ОСНОВНОГО КЕРУВАННЯ ЛІТАКІВ

Вимоги до каналів основного керування літаків викладено в нормативних документах [2, 12, 14] і частково в розд. 1.

Їх реалізацію показано також у процесах розгляду проєктно-конструкторських особливостей елементів, каналів механічного керування (див. розд. 2) і під час виконання кінематичних і силових проєктувальних розрахунків (див. розд. 3 і 4), які можна назвати умовними.

Але є ще безумовні вимоги, які є найбільш характерними для каналів керування – це їх надійність, відмовобезпечність і живучість.

5.1. Вимоги до надійності, відмовобезпечності і живучості каналів основного керування літаком

Канали основного керування літаком мають бути практично безвідмовними, тобто забезпечувати керування літаком на всіх режимах польоту, у тому числі й при відмовах, можливих у системі керування й системах, що з нею взаємодіють.

Під практичною безвідмовністю розуміють, що повна відмова в каналі керування являє собою вкрай малоймовірну подію (імовірність відмови системи для літаків I і II класів – не більше 10^{-7}, для літаків III класу – не більше 10^{-8}, для пасажирських літаків – не більше $10^{-8}…10^{-9}$ на годину польоту).

За умовою забезпечення практичної безвідмовності має бути доведено розрахунковим шляхом і підтверджено стендовими й льотними випробуваннями, що канали керування є здатними виконувати задані функції в умовах дії ймовірних відмов, тобто при виникненні відмови пілот може продовжити політ і здійснити посадку без застосування виняткової майстерності пілотування або надмірної фізичної сили. Необхідно також проаналізувати вплив на характеристики каналів керування відмов двигунів і різних систем літака.

Згідно з FAR 25 [12] до категорії ймовірних відмов належать:

– будь-яка одинична відмова в каналі керування, крім заклинювання (наприклад, роз'єднання або відмова механічних елементів, відмова гідравлічних пристроїв та ін.);

– будь-яка комбінація відмов, для якої не доведено, що вона є вкрай малоймовірною, крім заклинювання (наприклад, подвійна відмова електричної або гідравлічної системи, комбінація будь-якої одиничної відмови в каналі керування з будь-якою ймовірною відмовою в гідравлічній або електричній системі);

– будь-яке заклинювання в каналі керування в положенні, типовому для зльоту літака, набору висоти, нормальних віражів, зниження й

посадки, якщо не зазначено, що таке заклинювання є надзвичайно малоймовірним.

Розглядається також виведення каналу керування та його заклинювання в небезпечному положенні, якщо такі виведення й подальше заклинювання не є надзвичайно малоймовірними.

При формуванні вимог до надійності, відмовобезпечності й живучості каналів основного керування літаком слід керуватися категорією критичності системи. Критичними вважають системи, відмова або порушення нормального функціонування яких призводить до виникнення аварійної або катастрофічної ситуації. Некритичними системами є системи, відмови яких практично не впливають на безпеку польоту. У нормативних документах [20] наведено таку класифікацію критичності каналів керування, згідно з якою всі канали керування підрозділяються так:

– канали керування, критичні щодо забезпечення безпеки польоту протягом усього польоту;

– канали керування, критичні щодо забезпечення безпеки польоту на певних його ділянках;

– некритичні канали керування, повні відмови яких не впливають на безпеку польоту.

Під час проєктування конкретного літака розробник має оцінити критичність розроблюваної системи.

У нормативних документах для літаків різних класів обумовлюються рівні характеристик стійкості й керованості, які необхідно забезпечити для різних режимів польоту залежно від стану каналів керування при відмовах елементів літака. Обумовлюється також допустима ймовірність погіршення рівня характеристик стійкості й керованості літака залежно від можливих відмовних ситуацій.

Так, для пасажирських літаків у нормах льотної придатності [4, 16] ставляться певні вимоги до можливого погіршення характеристик стійкості й керованості літака при виникненні відмов у каналах керування.

Після будь-якої одиничної відмови в кожному каналі керування (тангажу, крену, курсу), за винятком украй малоймовірних відмов типу механічного заклинювання, роз'єднання або руйнування, характеристики стійкості й керованості літака мають відповідати певному рівню [2].

Після будь-якої комбінації двох послідовних відмов, якщо не зазначено, що вони є вкрай малоймовірними, допустиме змінення характеристик стійкості й керованості літака має бути в певних межах, при яких забезпечується безпечний перехід на інші режими й продовження польоту на цих режимах, включаючи безпечне його завершення.

Після одиничної відмови типу заклинювання, роз'єднання або руйнування рухомих елементів системи керування допустиме змінення характеристик стійкості й керованості літака має бути в межах, установлених для аварійного керування. Такі ж вимоги ставляться щодо виникнення відмов, які спричиняють випадкове переміщення виконавчих

механізмів у крайнє положення, якщо не зазначено, що такі відмови або є вкрай малоймовірними, або мають обмежений вплив, або можуть парируватися пілотом.

Для окремих ділянок каналу керування, вимкнення яких допускається за умови збереження необхідного рівня характеристик стійкості й керованості, має виконуватися вимога відмовобезпечності, яка означає, що припинення функціонування певної частини системи (унаслідок відмови) не створює небезпеки для літака й екіпажу та не перешкоджає виконанню завдань польоту.

Відсутність небезпечних дій визначається невиходом літака за експлуатаційні обмеження при своєчасному втручанні пілота в керування після виникнення відмови. На етапі проєктування має бути доведено неможливість виходу літака за експлуатаційні обмеження при втручанні пілота в керування з моменту відмови протягом 2 с, якщо відмову можна парирувати рефлекторними діями пілота, і 5 с, якщо парирування відмови потребує більш складних його дій. Рівні збурювань у русі літака при відмовах у резервованих каналах керування не мають виходити при відпущених важелях керування за межі значень, обумовлених у нормативних документах. Для некритичних каналів керування пілоту має бути забезпечена можливість виявити відмову й протидіяти їй.

Згідно з MIL-F-9490D [16] нечутливість каналу керування літаком до відмов потребує, щоб жодна відмова, навіть надзвичайно малоймовірна, до того моменту, поки пілот або автоматика безпеки не відреагує на неї, не призводила б до жодного з таких наслідків:

– виникнення флатера, дивергенції або інших видів аеропружної нестійкості в межах допустимих режимів польоту;

– некерований рух літака в межах допустимих режимів польоту або під час маневрування, що спричиняє максимальні експлуатаційні навантаження на планер літака;

– неможлиість безпечної посадки літака;

– вихід за межі зони допустимих режимів польоту або неможливість повернення до неї.

Забезпечення безпеки польоту літака тільки шляхом підвищення надійності системи керування є недостатнім. Система керування має задовольняти також вимогам невразливості або живучості. Згідно з цією вимогою система має зберігати свої характеристики в умовах дії екстремальних зовнішніх факторів (наприклад, обумовлених звільненням енергії внаслідок руйнування двигуна, відриву лопаті повітряного гвинта, руйнування балонів стисненого газу, руйнування трубопроводів високого тиску тощо).

У рекомендаціях MIL-F-9490D конкретизуються вимоги до невразливості каналів керування літаком:

– нечутливість до впливу зовнішнього середовища й штучно спричинених зовнішніх факторів;

– невразливість під час ударів блискавки й дії статичної електрики;

– невразливість до відмов на борту літака інших систем і (або) устаткування;

– несприйнятливість до помилок при технічному обслуговуванні;

– несприйнятливість до бездіяльності й помилок льотного екіпажу;

– невразливість під час дій противника;

– нечутливість до помилок у програмному забезпеченні.

У загальному випадку підвищення живучості каналу керування забезпечується насамперед застосуванням резервування. Причому, оцінюючи живучість каналу керування, льотна придатність якого базується на застосуванні резервування, особливу увагу необхідно звертати на аналіз численних відмов, що виникають унаслідок однієї загальної причини. Типовими відмовами, які можуть призвести до численних відмов у різних системах з загальної причини, є:

– обмежена пожежа на борту літака;

– електромагнітні впливи або перехідні процеси в електричному колі;

– механічна вібрація;

– витікання води або інших рідин (наприклад, з кухні або вантажного відсіку), що спричиняє численні відмови в електромережах;

– відмова системи охолодження або викид гарячого повітря, що є причиною численних відмов в інших системах;

– програмні помилки в цифрових системах.

5.2. Шляхи реалізації вимог до надійності, відмовобезпечності та живучості каналів керування

Практика проєктування й експлуатації літаків різного призначення дала змогу не тільки сформулювати специфічні вимоги (див. підрозд. 5.1), але й намітити й реалізувати шляхи й способи задоволення цих вимог.

5.2.1. Забезпечення вимог до надійності й відмовобезпечності

Практична безвідмовність каналів основного керування літаком досягається шляхом застосування комплексу заходів, спрямованих на забезпечення їх роботоздатності з появою можливих відмов.

До таких заходів належать [14]:

а) застосування резервування;

б) виключення можливості виникнення при відмовах збурювань, які можуть спричинити вихід за межі встановлених обмежень і не можуть бути парировані пілотом;

в) застосування системи контролю, що забезпечує:

– контроль стану системи керування в період передпольотної підготовки й безперервний контроль у польоті;

– автоматичне вимкнення ділянок, що відмовили, агрегатів або елементів каналів керування;

– необхідну інформацію для екіпажу про відмови в системі керування і, якщо необхідно, рекомендації пілоту в умовах дії небезпечних відмов;

г) підвищення надійності елементів каналів керування, особливо елементів, що створюють у системі "загальні точки" – джерело загальної причини виникнення відмов.

Можливість забезпечення надійності каналів керування шляхом підвищення надійності їх конструктивних елементів є досить обмеженою через велику кількість різнорідних елементів, що входять до складу каналів керування літаком (механічні елементи, гідравлічні пристрої тощо). Тому, якщо конструктивні, виробничо-технологічні й експлуатаційні заходи не забезпечують необхідної надійності системи, потрібно застосовувати резервування. У практиці проєктування резервування розглядається як основний засіб забезпечення необхідного рівня надійності керування літаком і безпеки польоту.

Відповідно до Держстандарту 27.002–83 розрізняють структурне, функціональне, інформаційне та інші види резервування.

Найпоширенішим при проєктуванні каналів керування літаком є структурне резервування.

Структурне резервування в керуванні літаком полягає у введенні поряд з основними елементами, необхідними для виконання системою заданих функцій, резервних елементів (резерву). Резерв буває навантажений, полегшений і ненавантажений, а також відновлюваний і невідновлюваний.

У каналах керування літака застосовують звичайно *відновлюваний* резерв, тобто у випадку виявлення в процесі експлуатації відмови резервованого елемента здійснюється ремонт або заміна його на роботоздатний.

При застосуванні навантаженого резерву всі елементи системи, як основні, так і резервні, працюють в однакових умовах і сприймають однакові експлуатаційні навантаження. Прикладом застосування навантаженого резерву є використання багатокамерних рульових приводів, що працюють від незалежних гідросистем живлення. У цьому випадку всі камери рульового приводу та їх золотникові розподільники працюють в однакових умовах і мають однакову ймовірність безвідмовної роботи.

Резервні елементи полегшеного резерву зазнають менших навантажень, ніж основні, або працюють у полегшених умовах і тому мають більш високий рівень безвідмовності й довговічності. Прикладом полегшеного резерву є включення до складу каналів керування двох виконавчих та електрогідравлічних сервоприводів – основного й дублювального, відімкнених до проводки керування через спеціальні механізми. В умовах нормального режиму роботи каналу вихідна ланка

основного сервоприводу (через механізм підімкнення) приєднана до проводки керування, а вихідна ланка резервного сервоприводу від'єднана. Причому на вхід як основного, так і резервного сервоприводів подаються однакові сигнали керування, які обробляються приводами. У випадку відмови основного сервоприводу його вихідна ланка від'єднується від проводки керування з одночасним приєднанням до неї вихідної ланки дублювального сервоприводу. Таким чином, у каналі з роботоздатним основним сервоприводом його силові елементи працюють з експлуатаційними навантаженнями, а силові елементи дублювального сервоприводу працюють у полегшеному режимі.

Ненавантажений резерв часто застосовують як аварійне джерело гідроживлення (наприклад, аварійні насосні станції в гідросистемі, що починають працювати у випадку відмови основних джерел гідроживлення). Для елементів ненавантаженого резерву умовно припускають, що вони, перебуваючи в цьому режимі, ніколи не відмовлять і не наберуть граничного стану.

Структурне резервування, своєю чергою, підрозділяється на загальне, роздільне (поелементне) і змішане. Загальним резервуванням уважають резервування, при якому резервованим елементом є система (або підсистема) у цілому. При поелементному резервуванні резервованими є окремі елементи каналу керування. Змішаним резервуванням називають одночасне застосування в одній системі як поелементного, так і загального резервування.

У каналах керування сучасних літаків найчастіше застосовується змішане резервування з перевагою загального резервування.

Як загальне, так і поелементне резервування може бути виконане з перебудовою й без перебудови структури системи при виникненні відмови. Резервування з перебудовою структури системи при виникненні відмови називають *динамічним.* Якщо резервування здійснюється без перебудови структури системи, то це є *постійним резервуванням.* Прикладом широко-застосовуваного динамічного резервування є *резервування заміщенням,* коли функції основного елемента системи передаються резервному тільки після відмови основного елемента. Резервування може бути *однорідним* і *неоднорідним.* Якщо резервні елементи (агрегати, підсистеми), що вводяться до складу системи, є подібними основним або працюють на основі тих же фізичних принципів, то таке резервування називають однорідним. Прикладом однорідного резервування є застосування багатоканальних електрогідравлічних сервоприводів, усі канали яких ідентичні.

Якщо ж до складу каналу керування вводяться резервні елементи, робота яких базується на інших фізичних принципах, ніж в основних, то таке резервування називають неоднорідним. Прикладом неоднорідного резервування є можливість переходу на ручне серворульове керування у випадку відмови основного бустерного керування на літаку Ан-22 або використання резервного гідродистанційного каналу на літаку Ан-70.

Розглянемо особливості структурного резервування в каналі з гідромеханічним слідкувальним приводом.

Під час розроблення системи керування літаком вирішується завдання оптимального об'єднання загального (поканального) і роздільного (поелементного) резервування, вибору потрібної кратності резервування, доцільності й можливості застосування неоднорідного резервування.

Необхідно мати на увазі, що при використанні роздільного резервування (та його найпоширенішого варіанта – резервування із заміщенням) зберігаються незмінними характеристики системи керування при виникненні відмови. Найчастіше надійність системи з роздільним резервуванням є вищою, ніж із загальним. Проте при такому резервуванні між резервованими елементами в каналі передавання сигналу створюються так звані загальні ланки (загальні точки). Потрапляння помилкового сигналу до такої ланки або його обрив може стати причиною повної відмови резервованої системи.

Основним недоліком резервування із заміщенням є необхідність уведення додаткових пристроїв контролю й перемикання, що істотно ускладнює систему й знижує її надійність. До того ж, пристрої перемикання є здебільшого епізодично працюючими елементами, технічний стан яких у польоті не контролюється, тому існує небезпека, що в момент заміщення пристрій перемикання може виявитися несправним.

Досить жорсткі вимоги ставляться до швидкодії пристроїв перемикання, оскільки в процесі заміщення основного елемента каналу керування резервним на виході може створюватися збурення, яке буде тим більше, чим більше час запізнювання й операції перемикання. На величину збурення впливають також різні умови роботи основного й резервного каналів (елементів), оскільки в польоті основна система піддається дії навантажень, тоді як на резервних системах їх немає.

Прикладом резервування із заміщенням є резервування гідроживлення рульових приводів літака Ан-22 [1], у якому перемикання з основної гідросистеми на дублювальну виконується за допомогою спеціального клапана перемикання, який спрацьовує автоматично у випадку спаду тиску в основній гідросистемі нижче встановленого рівня.

Важливе значення для найбільш повної реалізації принципу поділу резервованих каналів керування є застосування секціонування рульових поверхонь літака. Таке секціонування дає можливість забезпечити повну незалежність резервованих каналів керування від важелів керування пілота й датчиків реєстрації параметрів польоту до засобів керування (секцій рульових поверхонь літака) без "загальних точок", наявність яких може стати причиною повної відмови багаторезервованої системи.

Таке резервування дає змогу:

– забезпечити збереження роботоздатності каналів керування при будь-якій відмові в механічних, гідравлічних, електричних або електронних компонентах системи, у тому числі й при руйнуванні вузлів навішування

секцій рульової поверхні, що є немаловажним для забезпечення вимог до живучості каналу керування;

– спростити застосування, якщо це необхідно, різнорідного резервування для керування різними секціями рульової поверхні на основі спільного використання електродистанційного й механічного керування без безпосередньої взаємодії між цими системами, які звичайно мають різні алгоритми керування;

– застосовувати резервування із заміщенням у зв'язку з некритичністю відмови пристрою перемикання на одній із секцій.

Важливим при проєктуванні каналу керування є вибір кратності (ступеня) резервування.

Відповідно до Держстандарту 27.002–83 кратність резервування К – це відношення кількості резервних елементів до кількості резервованих (основних) елементів системи, виражене нескороченим дробом, тобто $K = \frac{m}{l} = \frac{n-1}{l}$, де m – кількість резервних елементів; n – загальна кількість елементів; l – кількість основних елементів, необхідних для нормального функціонування системи.

Наприклад, для трикамерного гідромеханічного рульового приводу з гідроживленням від трьох незалежних гідросистем, що забезпечує необхідні характеристики керування літаком при роботі будь-якої однієї камери, кратність резервування К = (3-1)/1 = 2. Резервування із кратністю резерву один до одного називають *дублюванням*.

У каналах керування із застосуванням бустерів широкого застосування набули дво- і трикамерні гідромеханічні приводи, а як виконавчі механізми автоматичних підсистем – три- або чотириканальні електрогідравлічні сервоприводи [1]. Звичайно сервоприводи мають вбудовану систему контролю, яка забезпечує поточний контроль їх роботоздатності й автоматичне відключення відмовного підканалу або сервоприводу в цілому при виникненні відмов з наданням інформації пілоту про технічний стан каналу керування.

На рис. 5.1 показано приклад структури каналу поздовжнього керування важкого транспортного літака з багаторазовим резервуванням.

Слід зазначити, що широке застосування багаторазового загального й змішаного резервування з постійним підімкненням резервних елементів істотно ускладнює структуру каналу керування, що складається з основного, резервного й аварійного керування. Перехід на резервне керування здійснюється у випадку виникнення польотної ситуації, не більш складної, ніж ускладнення умов польоту із допустимим погіршенням характеристик стійкості й керованості, крім того, мають забезпечуватися безпечне виконання польотного завдання й посадка на аеродромі призначення. Аварійне керування призначено для забезпечення екстреного завершення польоту.

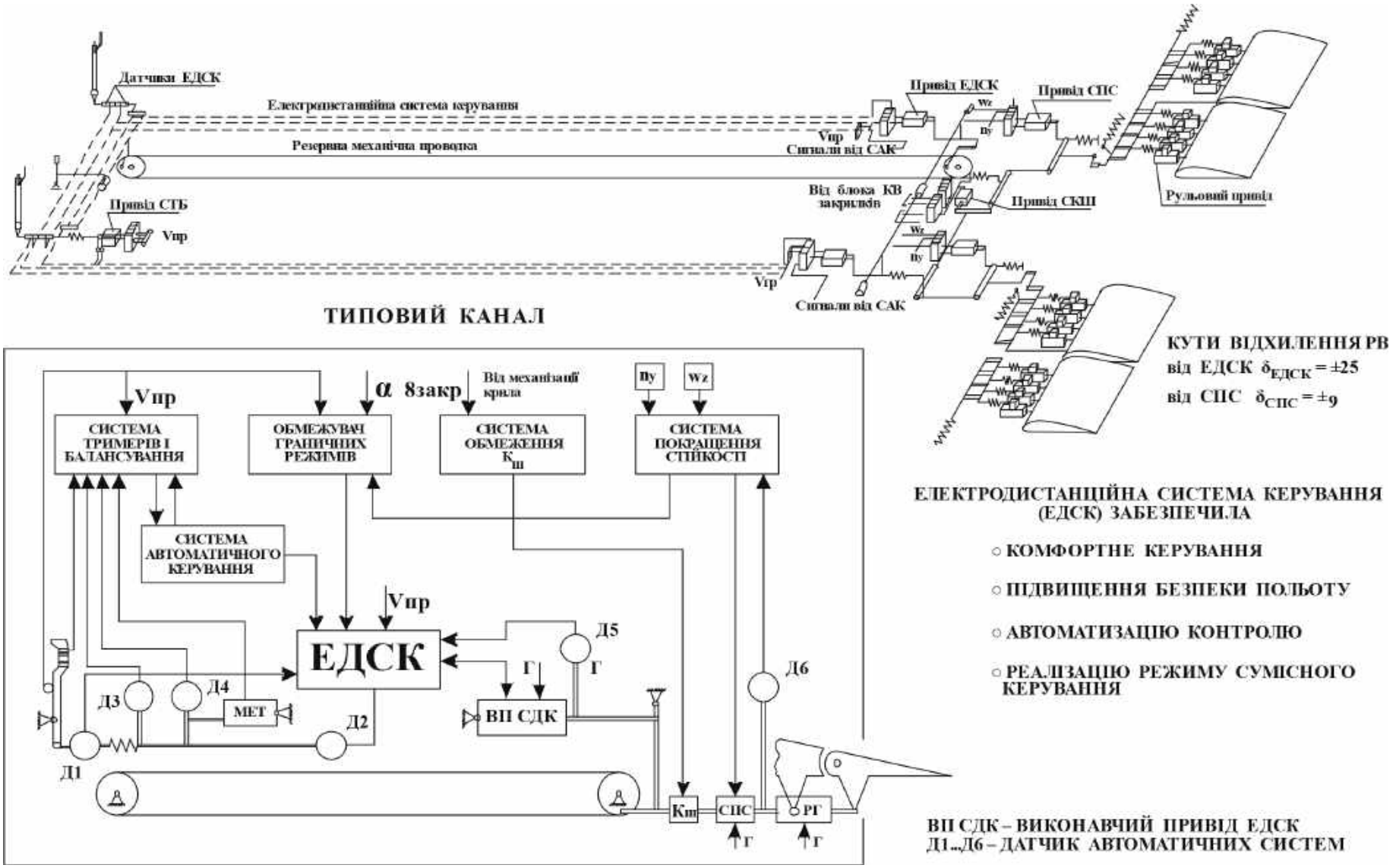


Рис. 5.1. Приклад структури каналу поздовжнього керування важкого транспортного літака з багаторазовим резервуванням

Застосування багаторазового резервування призводить також до значного збільшення маси каналів керування, потребує додаткового конструктивного простору для розміщення їх елементів і знижує експлуатаційну надійність літака, оскільки зі збільшенням кратності резервування і, як наслідок, кількості елементів у керуванні збільшується ймовірність виникнення відмов. Це спричиняє збільшення часу простою літака на технічному обслуговуванні, збільшує його вартість і трудомісткість. Усе це є своєрідними витратами, на які змушений іти конструктор для забезпечення вимог безпеки польотів.

На етапі ескізного проєктування, після попереднього вибору структурних схем каналів керування, проводиться обов'язковий інженерний аналіз функціональної надійності й відмовобезпечності. Розглядаються одиничні розрахункові відмови окремих елементів каналів і їх можливі збіги. Під час аналізу визначають імовірність виникнення відмов і їх збігів, а також оцінюють наслідки їх виникнення для літака в цілому; визначають вид позаштатної ситуації, у яку може потрапити літак. Якщо ймовірність виникнення позаштатної ситуації внаслідок відмови в каналах керування або у взаємодійних системах виходить за нормативні межі, то вживають спеціальних заходів, спрямованих на підвищення надійності й відмовобезпечності керування в цілому. До таких заходів насамперед можна віднести корекцію структур каналів керування зі зміною виду або кратності резервування або того й іншого аж до застосування резервування, побудованого на інших фізичних принципах.

Крім структурного резервування в каналах керування застосовують функціональне, інформаційне, тимчасове та інші види резервування.

Функціональне резервування полягає в тому, що у випадку відмови одного елемента каналу керування його функції передаються іншому елементу, що виконує як власні функції, так і функції елемента, що відмовив, при допустимому зниженні ефективності. Так, при застосуванні в каналах керування літака системи поліпшення стійкості й керованості, в алгоритм якої входить складова, пропорційна координаті переміщення важеля керування, вона, з певним обмеженням льотних характеристик, може виконувати функції основного каналу керування при виникненні відмов типу роз'єднання або руйнування елементів механічної проводки керування на ділянці від важеля керування до сервоприводу [5]. При цьому в "Посібнику з льотної експлуатації літака" даються рекомендації пілоту щодо відповідного змінення режиму польоту для його безпечного продовження, зниження й посадки літака.

Інформаційне резервування найбільш часто застосовується в системах контролю й індикації технічного стану каналів керування літаком, а також у системах ОГРП (обмеження граничних режимів польоту).

Наприклад, у системах обмеження граничних кутів атаки, описаних раніше, для забезпечення більш надійного попередження пілота про

наближення до критичного кута атаки тактильна сигналізація у вигляді вібрації штурвальної колонки доповнюється звуковою сигналізацією.

Крім застосування резервування як універсального методу забезпечення необхідного рівня надійності й відмовобезпечності, у структуру каналів керування вводяться спеціальні елементи й пристрої, що знижують вплив відмов на роботоздатність системи керування літака.

До таких елементів і пристроїв належать:

- так звані розв’язувальні пружини, що дають змогу, наприклад, забезпечити керування золотниками паралельно встановлених гідромеханічних рульових приводів у випадку заклинювання одного з них;

- клапани кільцювання камер у багатокамерному рульовому приводі для забезпечення переведення приводу з активного режиму функціонування на пасивний;

- різноманітні пристрої роз'єднання (наприклад, муфти роз'єднання, застосування яких дає змогу зберегти роботоздатність механічної проводки, прокладеної по одному борту літака, у випадку заклинювання проводки, прокладеної по іншому борту).

Після прийняття рішення щодо структури каналу керування літаком з обґрунтуванням виду й кратності резервування проводиться моделювання його роботи на різних режимах польоту у штатних ситуаціях і при можливих відмовах. На основі такого моделювання й аналізу впливу можливих відмов у каналах керування на характеристики стійкості й керованості літака й безпеку польотів, підтверджених подальшими результатами досліджень роботи системи керування на натуральному стенді, досліджень режимів польоту літака на імітатор польоту, а також результатами наземних і льотних випробувань, визначають:

– ступінь впливу відмов на характеристики стійкості й керованості літака в цілому;

– вплив відмов на можливі збурення в русі літака;

– дії екіпажу, необхідні для запобігання відмовам;

– зони безпечних режимів польоту при різних відмовах у каналах керування;

– заходи, необхідні для забезпечення безпеки польоту у випадках розрахункових відмов у системі керування літака.

5.2.2. Забезпечення вимог до живучості каналів основного керування

Розглянемо типові підходи, що застосовуються під час проєктування каналів керування літаком для забезпечення живучості в екстремальних умовах експлуатації.

Однією з важливих вимог до живучості каналів системи основного керування є їх нечутливість до впливу навколишнього середовища й неприродних зовнішніх факторів.

У вимогах [2, 12] щодо нечутливості каналів керування літаком до впливу зовнішнього середовища й неприродних зовнішніх факторів підкреслюється, що керування має витримувати дію об'єднаних несприятливих факторів зовнішнього середовища без необоротного погіршення характеристик або тимчасового зниження роботоздатності нижче експлуатаційного стану II. Допускається зниження роботоздатності нижче стану II тільки у випадку впливу екстремальних зовнішніх факторів, яких не буває у звичайних умовах польоту. Таке зниження роботоздатності може бути лише тимчасовим, і нормальне функціонування системи має відновитися, як тільки літак вийде з несприятливого середовища. Елементи каналів керування й компонування їх на літаку мають бути такими, щоб запобігти заїданню, заклинюванню, нестійкій або позаштатній роботі будь-якої частини системи, що може відбутися внаслідок негативного об’єднаного впливу різних факторів: змінення температури, утворення льоду, дії навантаження, деформації конструкції тощо.

Канали керування літаком також мають витримувати можливий діапазон неприродних температур і теплового удару, прискорень, вібрацій, шуму й ударної хвилі, індукованого поля тиску, вибухової хвилі, корозійного середовища, електромагнітної інтерференції, радіації тощо без необоротного погіршення властивостей або втрати роботоздатності системи керування, що відповідає експлуатаційному стану II. Ці неприродні зовнішні фактори в межах, які здатні витримати екіпаж і конструкція, не мають призводити до тимчасового погіршення параметрів польоту нижче рівня експлуатаційного стану IV.

У технічному завданні (ТЗ) на розроблення системи керування літака, а також у ТЗ на його окремі підсистеми й агрегати мають бути наведені умови навколишнього середовища (дія низьких і високих температур, морського туману, підвищеної вологості, радіації тощо). Якщо внаслідок їх впливу зниження роботоздатності каналів керування нижче рівня стану I не допускається, то це також має бути зазначено в ТЗ.

Під час проєктування каналів керування враховують можливий вплив вібрацій, що створюються енергією повітряного потоку й акустичною енергією двигуна, а також механічних вібрацій двигуна та іншого устаткування. Їх підвищений рівень може призвести до несправностей і відмов, причиною яких є утома елементів каналів керування. Тому під час конструювання елементів каналів керування необхідно передбачати їх задовільну роботу в умовах вібрації, що виникає при заданих режимах експлуатації літака.

Розробляючи канали, ураховують також несприятливі фактори, що спричиняють відмови або несправності в гідросистемі літака. До таких факторів можна віднести: підвищення температур через несправність у насосах або інших компонентах гідросистеми; підвищену пульсацію тиску в напірній магістралі або явище гідравлічного удару, яке може виникнути під час відкривання або закривання клапанів керування.

У цілому нечутливість каналів системи керування літака до впливу навколишнього середовища й неприродних зовнішніх факторів забезпечується застосуванням відповідних конструкційних матеріалів і захисних покриттів, спеціальних захисних екранів і контейнерів, розміщенням електронного устаткування в герметичних відсіках, а також вжиттям спеціальних конструктивних заходів щодо компенсації можливої деформації конструкції літака в польоті.

Іншою важливою вимогою до живучості каналів основного керування є їх невразливість щодо відмов інших систем або устаткування літаків.

У Нормах льотної придатності підкреслюється, що критичні для забезпечення польоту підсистеми каналів керування літака мають зберігати роботоздатність на рівні експлуатаційного стану III (мінімально безпечному) або на вищому рівні після виникнення таких ситуацій:

– відмова двигуна на літаку із двома двигунами;

– відмова двох двигунів на літаку із трьома і більше двигунами;

– одинична відмова будь-якого устаткування або елемента конструкції літака, яка сама по собі не призводить до погіршення експлуатаційного стану нижче рівня III.

На літаках класу III (зокрема, пасажирських і транспортних) канали керування й зв'язані з ними конструкції й системи електро- і гідроживлення мають бути сконструйовані так, щоб імовірність втрати роботоздатності системи керування (принаймні, перехід до стану, не гіршого, ніж експлуатаційний стан IV) унаслідок розкиду уламків від двигуна або іншого обертового пристрою була надзвичайно малою. Слід зазначити, що в багатьох випадках ручна (механічна) система керування є роботоздатною при відмові двигуна, навіть у випадку розкиду уламків при руйнуванні ротора двигуна, пневматиків коліс шасі або при відмовах інших систем літака. Проте при застосуванні автоматизованих бустерних систем керування небезпека втрати керованості літаком через такі відмови істотно підвищується. Тому під час розроблення бустерного керування особливу увагу приділяють позаштатним ситуаціям, які можуть виникнути при відмовах двигуна або систем літака.

Слід зазначити, що допустиме підвищення температури, що не впливає на роботу механічної проводки системи керування, може спричинити перегрівання і несправність у роботі електронних компонентів автоматичних підсистем з гідромеханічним приводом, тобто такий канал керування має бути спроєктований так, щоб перебої в подаванні охолодженого повітря не могли позначатися на роботі каналу, що належить до категорії критичних або критичних для певного етапу польоту.

При компонуванні каналів керування їх елементи й зв'язані з ними системи електро- і гідроживлення розташовують так, щоб відмови навантажених елементів устаткування, тобто пневматичних циліндрів, гідравлічних акумуляторів, пакетів силових пружин тощо, не призводили до втрати керованості літака. Необхідно також забезпечити захист від

розкиду уламків при відмовах допоміжних силових установок, блоків систем кондиціювання повітря та іншого устаткування, що має обертові елементи, ротори якого можуть руйнуватися й пошкодити гідравлічні лінії, проводку системи керування або електропроводку. Вибираючи системи гідроживлення, що забезпечують роботу приводів, які установлюються на одну секцію рульової поверхні, слід враховувати можливість руйнування й відриву секції із втратою відповідних гідросистем. Секції й гідросистеми, що залишаються, мають забезпечити необхідний рівень керованості літака.

Розосередження елементів каналів керування виконують таким чином, щоб місцеві пожежі на борту літака не поширювалися на зону розташування більш ніж одного обчислювального каналу автоматичних підсистем, що належать до категорії критичних або некритичних для певного етапу польоту.

Критичні підсистеми каналів керування й зв'язані з ними конструкції й системи електро- і гідроживлення літаків, призначених для використання під час бойових дій, мають витримувати як мінімум одне бойове пошкодження від влучення снаряда або осколків без погіршення стану нижче експлуатаційного стану III. Для цього проводиться аналіз і визначаються зони ймовірного бойового ураження й траєкторії можливого влучення снаряда або осколків. На основі такого аналізу вживаються заходи щодо підвищення бойової живучості каналів керування літака, зокрема:

– рознесення підканалів керування по різних бортах літака на відстань, що перевищує величину зони ураження одним осколком (снарядом) не менш ніж у 2-3 рази;

– установлення в незалежних гідросистемах окремих гідробаків;

– забезпечення відімкнення пошкоджених ділянок електро- і гідроживлення (установлення автоматів захисту кола в системах електроживлення, відсічних клапанів у гідросистемах);

– використання при розміщенні каналів керування екранувальних властивостей силових елементів конструкції планера;

– застосування спеціальних захисних коробів (частково броньованих);

– розміщення електроджгутів у спеціальних коробах або на відстані від трубопроводів гідросистем літака;

– зменшення протяжності трубопроводів гідросистем літака.

Бойову живучість каналів керування літака необхідно оцінювати з урахуванням можливості заміни окремих підсистем, що вийшли з ладу повністю або частково, іншими підсистемами зі спрощеним варіантом функціонування або можливості переходу на аварійне резервне керування. Крім того, проводиться аналіз системи контролю з метою визначення її відповідності встановленим вимогам щодо надання екіпажу достовірної інформації про стан системи керування.

Загалом ефективність заходів щодо забезпечення необхідного рівня надійності, відмовобезпечності й живучості системи керування літака підтверджується під час проведення наземних і льотних випробувань.

Запитання для самоконтролю

1. Вимоги Норм льотної придатності до надійності, відмовобезпечності й живучості каналів системи керування літака.
2. Методи забезпечення вимог льотної придатності до надійності, відмовобезпечності й живучості каналів системи керування сучасних літаків.
3. Види структурного резервування, що використовується при проєктуванні каналів системи керування сучасних літаків. Недоліки й переваги резервування із заміщенням.
4. Секціонування рульових поверхонь літака як засіб підвищення надійності, відмовобезпечності й живучості системи керування.
5. Функціональне резервування та його використання в каналах системи керування літака.
6. Тимчасове резервування та його застосування в каналах системи керування літака.
7. Використання спеціальних елементів і пристроїв для зменшення впливу відмов на роботоздатність каналів системи керування.
8. Основні методи, що використовуються для забезпечення живучості каналів системи керування літака.
9. Засоби забезпечення нечутливості каналів керування до впливу зовнішнього середовища й неприродних зовнішніх факторів.
10. Основні заходи, що застосовуються для забезпечення невразливості каналів керування при відмовах інших систем і (або) устаткування.
11. Основні заходи, що застосовуються для забезпечення бойової живучості каналів системи керування літака.

Розділ 6. ПРИКЛАДИ ЧИСЛОВОГО ОЦІНЮВАННЯ ПАРАМЕТРІВ ОКРЕМИХ ЕЛЕМЕНТІВ ПРИ ПРОЄКТУВАЛЬНОМУ РОЗРАХУНКУ КАНАЛІВ МЕХАНІЧНОГО КЕРУВАННЯ

Під час проєктування каналів механічного керування (як прямих, так і з гідропідсилювачами) виникає багато питань щодо задавання розмірів, які студент має закласти в проєктований канал, щоб отримати прийнятну схему міцності як на його погляд, так і з огляду на вимоги кінематики [8].

Наведені нижче задачі з визначення зусиль і переміщень у каналах прямого механічного керування багато в чому допоможуть студенту приблизно, але з достатнім ступенем точності розв'язати проблему вибору параметрів конкретної ділянки проєктованого каналу. Природно, що ці приклади придатні лише для етапу попереднього проєктування механічного каналу системи керування літака.

Задача 6.1. Визначити співвідношення між розмірами командного важеля h_8 і довжиною похилої тяги $l_{13\text{-}14}$, при якому є можливою незалежна дія рулів та елеронів.

Задано: співвідношення зусиль у тягах $\frac{P_{10-11}}{H_{13-14}} = 1{,}5$, перевищення опори 15 над опорою 12 α = 0,108 м, плече качалки h_6 = 0,12 м; схему проводки системи керування зображено на рис. 6.1.

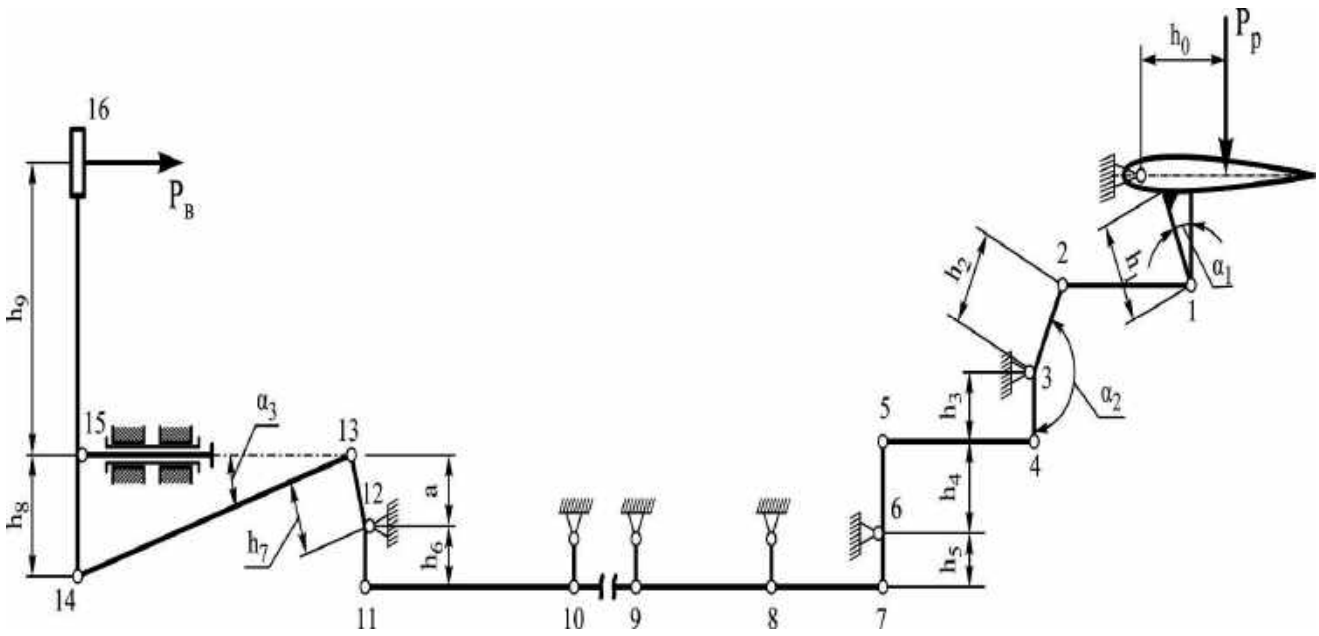


Рис. 6.1. Схема каналу керування рулем висоти

Розв'язання. Для незалежної дії рулів висоти й елеронів необхідно, щоб кінець похилої тяги 14–13 знаходився на осі обертання 15–13, отже, має забезпечуватися співвідношенням

$$\ell_{13-14} = \frac{h_8}{\sin\alpha_3}.$$

За відношенням $\frac{a}{h_7}$ визначаємо cos α3. Плече качалки h_7 знаходимо з умови рівності моментів, що діють на качалку 11–12–13:

$$P_{10-11}\, h_6 = P_{13-14}\, h_7,$$

звідки

$$P_{10-11}\, h_6 = P_{13-14}\, h_7 = \frac{P_{10-11}}{P_{13-14}} h_6 = 1{,}5 \cdot 0{,}12 = 0{,}18 \text{ м}.$$

Для визначення довжини тяги скористаємося співвідношеннями

$$\cos\alpha_3 = \frac{a}{h_7} = 0{,}6; \quad \alpha_3 = 53^\circ; \quad \ell_{13-14} = h_8 \frac{1}{\sin 53}.$$

Відповідь: $l_{13\text{-}14} = 1{,}25\ h_в$.

Задача 6.2. Визначити, при якому значенні кута α_2 диференціальної качалки 4–3–2 максимальні кути відхилення руля є такими: уверх – $\delta_1 = 25^o$, униз – $\delta = 18°$.

Задано:

$\alpha_1 = 30°$, $h_0 = 0{,}5$ м, $h_3 = 0{,}15$ м, $h_6 = 0{,}12$ м,
$h_1 = 0{,}15$ м, $h_4 = 0{,}2$ м, $h_7 = 0{,}18$ м,
$\alpha_3 = 53°$, $h_2 = 0{,}2$ м, $h_5 = 0{,}1$ м, $h_8 = 0{,}1$ м,
$h_9 = 0{,}6$ м.

Відповідь: $\alpha_2 = 162°$.

Задача 6.3. Визначити розрахункові згинальні моменти поздовжньої й поперечної сил, що діють на ручку керування (рис. 6.2).

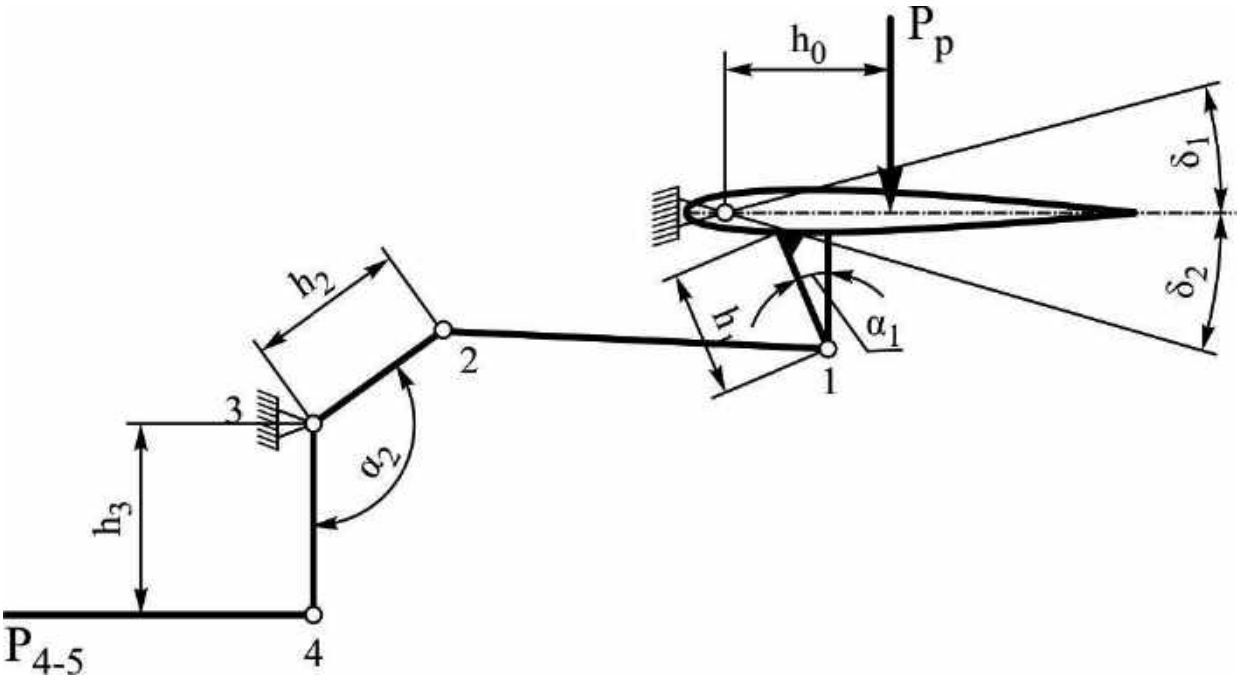


Рис. 6.2. Схема визначення зусиль у диференціальній качалці

Відповідь: для ділянки качалки 2–3 згинальний момент M = 24,8 кг·м і поперечна сила Q = 124 кг при $\delta_2 = 18^0$, повздовжня сила N = 48,4 кг при $\delta_1 = 25^0$; для ділянки 3–4 згинальний момент M = 24,8 кг·м, поперечна сила Q = 164 кг і N = 53,5 кг при $\delta_2 = 18^0$.

Задача 6.4. Визначити передатне відношення жорсткої проводки системи керування в роликових напрямних (рис. 6.3).

Задано: $h_1 = 0{,}15$ м, $h_2 = 0{,}1$ м, $h_3 = 0{,}6$ м, $\alpha_1 = 30°$.

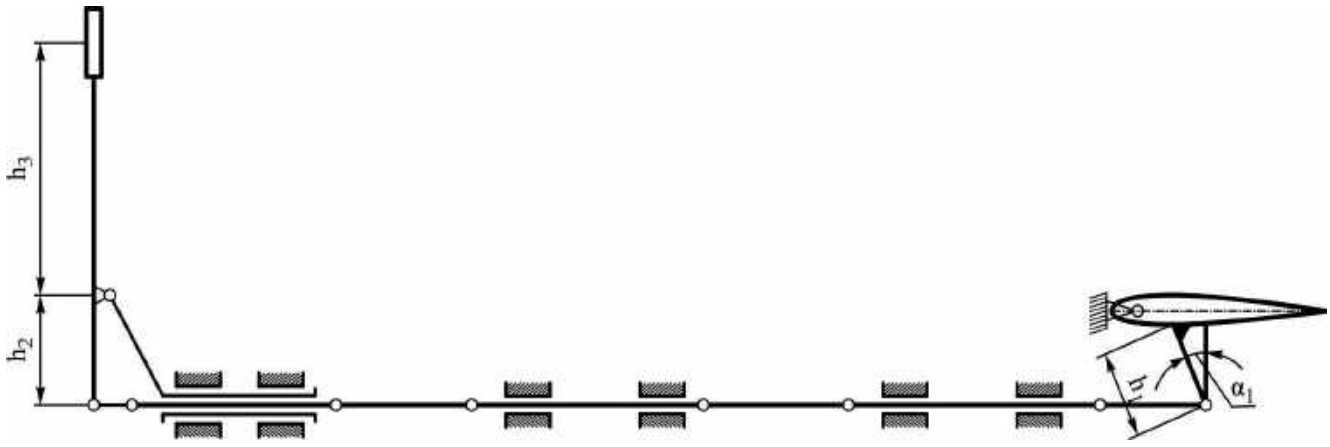


Рис. 6.3. Канал керування рулем висоти з роликовими напрямними для тяг

Відповідь: $\frac{d\delta}{d\chi} = 1{,}28$.

Задача 6.5. Визначити найбільше можливе значення пружної деформації розтягнутих гілок троса (рис. 6.4) при дії на проводку системи керування експлуатаційних навантажень. Провисання протилежної гілки троса немає.

Задано: попередній натяг троса P_o = 50 кг, довжина гілок троса L = 15 м, площа перерізу троса F = 8,19 мм^2, модуль троса E = 1,8·106 кг/см^2.

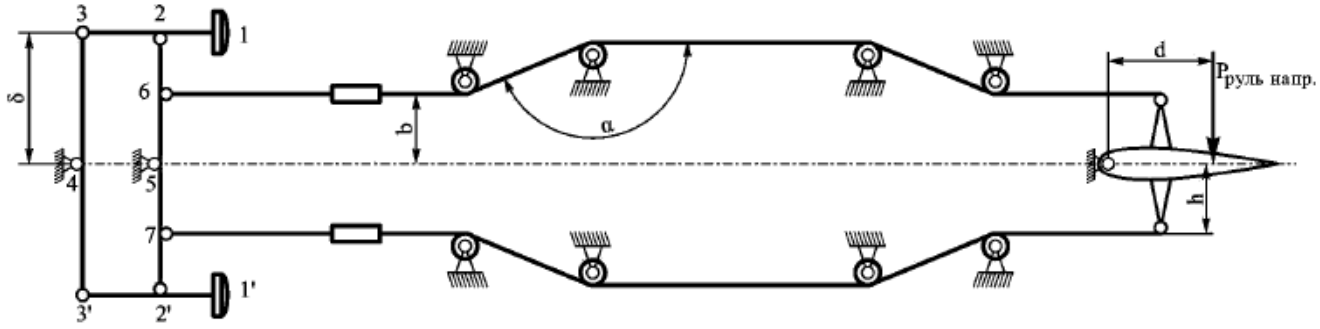


Рис. 6.4. Тросова проводка в каналі керування рулем напрямку

Розв'язання. Деформацію троса від P_o визначаємо так:

$$\Delta L_{P_o} = \frac{P_o L}{EF} = \frac{50 \cdot 1500}{1{,}8 \cdot 10^6 \cdot 8{,}19 \cdot 10^{-2}} = 0{,}51 \text{ см}.$$

Гранична деформація розтягнутих гілок троса в умовах експлуатації $\Delta L_{P9} = 2\Delta L_{Po}$. При $\Delta L_P^e > 2\Delta LP_o$ буде провисання другої гілки троса.

Відповідь: ΔL_P^e = 1,02 см.

БІБЛІОГРАФІЧНИЙ СПИСОК

1. Абрамов, Е. І. Гідравлічні слідкувальні приводи систем керування літальних апаратів / Е. І. Абрамов, Г. Й. Зайончковський. – Київ : КМУЦА, 2000. – 224 с.
2. Авиационные правила. Ч. 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории. – М. : Межгос. авиац. комитет, 1994. – 322 с.
3. Бабенко, Ю. В. Разработка директивной технологии образования поверхностей трения подвижных узлов самолетных агрегатов / Ю. В. Бабенко. – Харьков : ХАИ, 2001. – 135 с.
4. Гониодский, В. И. Привод рулевых поверхностей самолетов / В. И. Гониодский, Ф. И. Склянский, И. С. Шумилов. – М. : Машиностроение, 1974. – 320 с.
5. Конструкция самолетов / О. А. Гребеньков, В. П. Гоголкин, А. И. Осокин, В. П. Снегирев, В. Г. Шабаев. – Казань : КНУ, 1999. – 320 с.
6. Гребеников, А. Г. Стандартная спецификация. Самолет Ан-74Т-200А / А. Г. Гребеников, П. А. Клюев, В. Н. Король. – Харьков : ХАИ, 2004. – 336 с.
7. Житомирский, Г. И. Конструкция самолетов : учебник / Г. И. Житомирский. – М. : Машиностроение, 1991. – 400 с.
8. Задачник по конструкции и прочности летательных аппаратов / Д. А. Биринин, Б. Р. Вилнов, Л. М. Слонимский и др. – Л. : ЛКВВИА им. А. Ф. Можайского, 1961. – 226 с.
9. Крымов, Б. Г. Исполнительные устройства систем управления летательными аппаратами : учеб. пособие / Б. Г. Крымов, Л. В. Рабинович, В. Г. Стеблецов. – М. : Машиностроение, 1987. – 264 с.
10. Михалев, И. А. Системы автоматического управления самолетов / И. А. Михалев, Б. Н. Окоемов, М. С. Чикулаев. – М. : Машиностроение, 1987. – 240 с.
11. Нейман, В. Г. Гидроприводы авиационных систем управления / В. Г. Нейман. – М. : Машиностроение, 1973. – 200 с.
12. Electronic Code of Federal Regulations. Part 25 – Airworthiness Standards : Transport Category Airplanes [Electronic Code]. – URb : http://www.ecfr.gov/cgi-bin/. – 09.04.2021.
13. Пашковский, И. М. Динамика и управляемость самолета / И. М. Пашковский. – М. : Машиностроение, 1987. – 247 с.
14. Проектирование самолетов : учебник / С. М. Егер, В. Ф. Мишин, Н. К. Лисейцев и др. ; под ред. С. М. Егера. – М. : Машиностроение, 1983. – 616 с.
15. Проектирование следящих гидравлических приводов летательных аппаратов / А. И. Баженов, Н. С. Гамынин, В. И. Кареев и др. ; под ред. Н. С. Гамынина. – М. : Машиностроение, 1981. – 312 с.

16. Raymond, E. T. Aircraft Flight Control Actuation System Design : Published by Society of Automotive Engineers, Inc. / E. T. Raymond, C. C. Chenoweth, – Warrendale : USA, 1993. – 242 p.

17. Самолет Ан-72. Руководство по технической эксплуатации. – Киев : АНТК «Антонов», 1984. – 104 с.

18. Шульженко, М. Н. Курс конструкций самолетов / М. Н. Шульженко, А. С. Мостовой. – М. : Машиностроение, 1965. – 562 с.

19. Цепляева, Т. П. Проектирование каналов механического управления летательных аппаратов с учетом резонанса и долговечности гибких проводок / Т. П. Цепляева, В. И. Рябков. – Харьков : ХАИ, 1988. – 195 с.

20. Черепенников, Б. А. К кинематическому расчету систем основного управления самолета : учеб. пособие / Б. А. Черепенников. – Харьков : ХАИ, 1972. – 57 с.

Навчальне видання

Капітанова Людмила Валеріївна
Рябков Віктор Іванович

БУДОВА І ПРОЄКТУВАННЯ МЕХАНІЧНИХ КАНАЛІВ ОСНОВНОГО КЕРУВАННЯ ЛІТАКІВ

Редактор Т. О. Іващенко

Зв. план, 2022
Підписано до друку 28.02.2023
Формат 60×84 1/16.Папір офс. Офс. друк
Ум. друк. арк. 7,2. Обл.-вид. арк. 8,13. Наклад 50 пр.
Замовлення 123. 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