

О. А. Цирюк, Г. М. Колоскова

КОНСТРУКЦІЯ РАКЕТ І ЇХ СИСТЕМ

Частина 1

2024

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

О. А. Цирюк, Г. М. Колоскова

КОНСТРУКЦІЯ РАКЕТ І ЇХ СИСТЕМ

Частина 1

Навчальний посібник

Харків «ХАІ» 2024

УДК 629.762.5.01(075.8)
Ц-72

Рецензенти: д-р техн. наук, доц. О. М. Кондратенко,
канд. військ. наук, доц. О. Є. Чернавіна

Цирюк, О. А.

Ц-72 Конструкція ракет і їх систем [Електронний ресурс]: навч. посіб.
Ч. 1 / О. А. Цирюк, Г. М. Колоскова. – Харків : Нац. аерокосм. ун-т
ім. М. Є. Жуковського «Харків. авіац. ін-т», 2024. – 93 с.

Викладено зміст частини курсу лекцій з конструкції ракет. Розглянуто основні підходи до проектування літальних апаратів, нормування зовнішніх впливів, вибір конструкційних матеріалів, вплив технології виробництва деталей на їх конструкцію. Наведено основні підходи до проектування з'єднань елементів конструкцій.

Для студентів вищих технічних навчальних закладів, які навчаються за спеціальністю 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка» освітньої програми «Ракетно-космічна техніка», а також наукових співробітників, фахівців та аспірантів.

Іл. 53. Табл. 2. Бібліогр.: 5 назв

УДК 629.762.5.01(075.8)

© Цирюк О. А., Колоскова Г. М., 2024
© Національний аерокосмічний
університет ім. М. Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут», 2024

1. ВИМОГИ ДО КОНСТРУКЦІЇ РАКЕТ

До конструкції літального апарата (ЛА) ставлять такі основні вимоги:

- збереження зовнішніх обводів вигляду ЛА;
- нормальне функціонування;
- достатні міцність і жорсткість;
- мінімальна маса;
- висока технологічність;
- зручність експлуатації;
- висока надійність.

Усі ці вимоги мають виконуватися за економічно прийнятних витрат.

Вимога збереження зовнішніх обводів вигляду ЛА обумовлена необхідністю збереження його прийнятних аеродинамічних характеристик. Наприклад, конструктор, розробляючи конструкцію крила або корпусу, не повинен виходити за зовнішні геометричні обводи, щоб усі вузли та деталі розташовувалися всередині цих обводів. Невиконання цієї вимоги може призвести до збільшення аеродинамічного опору ЛА, що, у свою чергу, знизить дальність польоту ЛА або масу можливого корисного вантажу на борту, внаслідок чого задум ЛА може виявитися нереалізованим.

У той же час, якщо конструктор може створити конструкцію, яка вписується в більш сприятливі для вигляду ЛА обводи, ніж отримані на етапі загального проектування, це може розглядатися як перевиконання вимог до вигляду, що веде до поліпшення характеристик ЛА в цілому. Тому такі «порушення» можуть вважатися допустимими і навіть бажаними, хоча вони й малоймовірні. З іншого боку, деякі незначні порушення зовнішніх обводів іноді допускаються для елементів ЛА, аеродинамічний опір яких мало впливає на потрібний запас палива, наприклад для прискорювачів перших ступенів ракет з часом роботи 2...3 с.

Вимога нормального функціонування включає такі властивості конструкції, без яких неможлива робота ЛА взагалі. Так, наприклад, механізми керування відхиленням керма мають забезпечувати це відхилення на необхідні кути без деформацій сусідніх конструктивних елементів, вузли з'єднання ступенів ЛА – надійне розчеплення маршових ступенів з відпрацьованими прискорювачами, антенні обтічники корпусу – радіопрозорість і т. д.

Вимога достатньої міцності і жорсткості повинна гарантувати неруйнування ЛА в польоті або в процесі наземної експлуатації, а також недопущення таких деформацій (прогинів, кутів закручування, жолоблення обшивки), які можуть призвести до часткового або повного

невиконання ЛА своїх завдань. Така вимога регламентується «Нормами міцності», призначенням для конкретного типу ЛА коефіцієнтів безпеки $f = \frac{P_p}{P_e}$ як відношення розрахункових навантажень

P_p до експлуатаційних P_e .

При цьому враховують термін експлуатації ЛА, серйозність наслідків, до яких може призвести руйнування, досягнутою точністю розрахунку конструкції, а також наявний технічний рівень виробництва. Так, якщо експлуатація ЛА здійснюється тривалий час (роки) і в безпосередній близькості обслуговувального персоналу (наприклад, екіпажу), то коефіцієнт безпеки вищий. Нові та складні конструкції, для яких ще немає достатньо точних методів розрахунку, також розраховують з підвищеним коефіцієнтом безпеки. Більший коефіцієнт безпеки задають і в тих випадках, коли виробництво ЛА відбувається на тих підприємствах, де не може бути гарантовано досить суворе виконання розрахункових розмірів деталей і характеристик конструкційних матеріалів. Зрештою, чим вищий коефіцієнт безпеки, тим вище міцність і тим надійніше робота конструкції.

Зайва міцність є шкідливою, оскільки призводить до переобтяження конструкції, що, у свою чергу, знижує ефективність ЛА загалом. Тому при виборі коефіцієнта безпеки приймають те рішення, яке оптимально поєднує функціональну досконалість, міцність та економічність. Для сучасних ЛА коефіцієнт безпеки беруть $f = 1,3 \dots 2,6$. Великі значення f належать до конструкцій з тривалим терміном експлуатації (пілотовані ЛА), менші – до апаратів одноразового застосування (безпілотні ЛА).

Вимога мінімальної маси передбачає раціональне використання матеріалу в конструкції, що може бути досягнуто шляхом раціонального вибору матеріалів, силових схем, застосування раціональних технологічних процесів, а також завдяки уточненню навантажень, що діють на конструкцію. Маса є головним мінімізованим критерієм при конструюванні, оскільки переобтяження конструкції спричиняє збільшення загальної маси ЛА або зменшення корисного вантажу, що знижує ефективність ЛА. Якщо апарат транспортується якимось носієм (літаком, кораблем, підводним човном), то маса його конструкції впливає ще й на масу носія. Наприклад, на кожний додатковий кілограм маси апарату в середньому припадає 7...10 кг збільшення маси літака-носія.

Боротьба конструкторів за зниження маси має свої принципові особливості. Справа в тому, що у конструктора завжди є можливість застосувати новий матеріал з вищими питомими характеристиками міцності і (або) новий технологічний процес виготовлення, що

забезпечує більш точне виконання розрахункових розмірів і більш високі характеристики міцності конструкції. Але зниження маси таким шляхом зазвичай пов'язане з різким зростанням вартості конструкції, що може звести нанівець вигоду ефективності ЛА. Тому питання про вартісні інтервали застосовуваних матеріалів і технологічних процесів вирішують на більш високих ієрархічних рівнях (на рівні розроблення виду ЛА і вище). Конструктор повинен домагатися мінімуму маси без подорожчання конструкції.

Вимога високої технологічності визначає також властивості конструкції, за яких у процесі виробництва ЛА досягаються найвищі виробничі показники: мала трудомісткість, простота оброблення, короткі терміни освоєння виробництва, високий рівень автоматизації та механізації виробничих процесів. Підвищенню технологічності сприяють:

- розчленування конструкції на відсіки, агрегати та панелі;
- простота конструкції, мінімальна кількість деталей, прості конфігурації деталей, що допускають застосування високопродуктивних процесів (штампування, спеціального лиття, зварювання і т. д.);
- уніфікація матеріалів, деталей, вузлів, широке використання деталей і вузлів раніше освоєних ЛА;
- правильний вибір конкретних марок конструкційних матеріалів з урахуванням їх технологічних властивостей, мінімальна витрата матеріалів.

Конструкцію, в якій ці можливості враховані найповніше, називають технологічною. Оцінювання технологічності конструкції порівняно з іншою (найкращого вітчизняного або зарубіжного зразка) проводять, зіставляючи їх трудомісткість, собівартість і матеріаломісткість. При цьому враховують також ступінь уніфікації та нормалізації вхідних елементів, рівень взаємозамінності елементів, а також можливість автоматизації виробництва. Технологічність конструкції – поняття відносне і для одного і того ж ЛА буде різним для різних типів виробництва. Конструкція, досить технологічна в одиничному виробництві, може бути малотехнологічною в масовому й абсолютно нетехнологічною в поточно-автоматизованому виробництві. Технологічність тієї самої конструкції буде різною для заводів із різними виробничими можливостями. Рівень технологічності конструкції може змінюватися з розвитком виробничої техніки. Раніше нетехнологічні конструкції можуть стати цілком технологічними за нових методів оброблення.

Вимога зручності експлуатації ЛА зводиться до забезпечення безпеки та зручності для обслуговувального персоналу, скорочення трудомісткості та часу наземного обслуговування. Для цього необхідно передбачати таке:

1. Мінімум вузлів конструкції та систем, що потребують регулювання або налагодження в процесі експлуатації; об'єднання в окремі відсіки агрегатів та систем, для яких необхідно в умовах експлуатації створювати мікроклімат.

2. Експлуатаційні розніми та люки, які б забезпечували хороший підхід для огляду та виконання всіх профілактичних та відновлювальних робіт. Люки по можливості повинні мати кришки, що легко знімаються, а експлуатаційні розніми – мінімальну кількість елементів кріплення. Всі з'єднання конструкції мають бути пиловологонепроникними, а за необхідності – і герметичними.

3. Надійні антикорозійні покриття поверхонь конструкції, які не потребують контролю за їх станом.

4. Взаємозамінність основних вузлів конструкції, що спрощує технологію складальних та розбиральних робіт під час наземної експлуатації.

Вимога високої надійності конструкції забезпечується достатньою ймовірністю безвідмовної роботи протягом заданого терміну служби (ресурсу). Надійність конструкції включає надійність силової конструкції, яка залежить від коефіцієнта безпеки при розрахунку на міцність, і надійності механізмів, що входять у конструкцію. Надійність механізмів як силових конструкцій також залежить від коефіцієнта безпеки та від інтенсивності відмов у процесі їх функціонування. Інтенсивність відмов на стадії конструювання можна зменшити вибором найпростіших кінематичних схем, зменшенням кількості деталей, що взаємодіють, резервуванням. Підвищенню надійності на стадії експлуатації сприяють:

- виконання встановлених режимів експлуатації;
- проведення профілактичних та відновлювальних робіт.

Характерною особливістю вимог до авіаційних конструкцій є їх суперечливість. Зазвичай покращення одних характеристик ЛА веде до погіршення інших. Наприклад, підвищити зручність експлуатації, забезпечуючи зручні підходи до бортового обладнання, можна збільшенням кількості люків на корпусі. Але це неминуче призводить до збільшення маси конструкції за рахунок додаткових конструктивних елементів люків (силових окантовок, елементів кріплення кришок, елементів герметизації).

Прагнення підвищити надійність конструкції зазвичай супроводжується збільшенням маси ЛА і т. ін. Тому перераховані вище вимоги задовольняються компромісно таким чином, щоб досягалася оптимальне рішення для ЛА в цілому. Відповідно до цього необхідну міру задоволення цих вимог визначають лише на рівні синтезу вигляду ЛА, і під час конструювання ці вимоги вже здебільшого відомі. Виконати

кожну з цих вимог можна за допомогою правильно прийнятих конструкторських рішень та підвищення їх технічного рівня.

2. МЕТОДИ ПРОЄКТУВАННЯ РАЦІОНАЛЬНИХ СИЛОВИХ КОНСТРУКЦІЙ

Процес проєктування силових конструкцій складається із трьох основних етапів:

- вибір раціональної конструктивно-силової схеми (КСС);
- раціональний розподіл конструкційного матеріалу;
- раціональне проєктування та конструювання елементів силової конструкції.

На кожному з етапів важливо знати напружено-деформований стан (НДС) конструкції, який, зрештою, визначає параметри раціональної конструкції. В наш час найбільш точним, універсальним та пристосованим до процесу проєктування методом прямого розрахунку є метод скінченних елементів (МСЕ).

Методики, викладені у цьому розділі, орієнтовані (не знижуючи спільності) на алгоритми, у яких НДС визначається за МСЕ (хоча може бути використаний будь-який інший метод прямого розрахунку).

2.1. Методи вибору раціональних КСС

Початковим та дуже важливим етапом проєктування силової конструкції є відшукання раціональної КСС. Важливість цього завдання полягає в тому, що прорахунки, пов'язані з вибором КСС, практично зводять нанівець подальшу ретельну оптимізацію.

Поняття КСС щодо різних етапів проєктування має різний фізичний сенс.

Коли відомі лише зовнішні обводи і навантаження, що діють, насамперед визначають положення основних силових елементів конструкції (силовий «скелет»). У цьому випадку під КСС мають на увазі саме силовий «скелет» конструкції.

При розгляді силових елементів агрегатів під поняттям КСС мають на увазі особливості їх конструкції, що визначають спосіб передання внутрішніх зусиль. Про типи КСС у цьому сенсі йтиметься щодо методів проєктування окремих агрегатів.

У цьому підрозділі зупинимося на методах синтезу силового «скелета» конструкції.

Вихідні дані для вирішення цього завдання:

- зовнішні геометричні форми, в які має вписуватися конструкція;
- спектр діючих навантажень;

– додаткові умови, пов'язані з технологічними та експлуатаційними вимогами.

Потрібно вибрати таку КСС, яка найкраще забезпечувала б виконання вимог до міцності, жорсткості, ресурсу та мінімуму маси.

Традиційність у виборі КСС полягає в тому, що з попереднього досвіду проектування вже відомі переваги та недоліки можливих КСС та є їх порівняльні кількісні оцінки.

Складність обчислювального синтезу КСС полягає у складності математичного опису топології конструкції. Тому такі завдання доводиться вирішувати опосередкованими методами. За результатами рішень формуються дані, виходячи з яких відбувається остаточний вибір КСС.

У практиці проектування найчастіше застосовують такі основні методи вибору КСС:

- на основі порівняльних досліджень різних варіантів;
- шляхом вирішення завдання у постановці математичного програмування;
- за раціональним розподілом конструкційного матеріалу у континуальній моделі.

2.1.1. Поняття про силову вагу конструкції

Поняття силової ваги вперше було введено А. А. Комаровим. Силова вага є кількісним показником досконалості конструкції, що враховує інтенсивність внутрішніх зусиль та довжину траєкторій їх дії.

Величина силової ваги конструкції

$$G = \int_V \sigma_{max}^{екв} dv, \quad (2.1)$$

де $\sigma_{max}^{екв}$ – максимальні еквівалентні напруження в певній точці конструкції з усіх випадків навантаження;

V – об'єм матеріалу конструкції, який слабо залежить від розподілу матеріалу за елементами конструкції та повністю визначається КСС.

Чим раціональніша конструкція, тим менша її силова вага.

2.1.2. Вибір КСС на основі порівняльних досліджень різних варіантів

При порівняльних дослідженнях змінюють будь-який параметр конструкції (або групу параметрів) і вивчають вплив цих змін на будь-які характеристики, наприклад, величину згинальної та крутильної жорсткості, нормальні та дотичні напруги, масу конструкції і т. д.

Цей метод дає змогу встановлювати закономірності роботи конструкції.

Результати параметричної оптимізації можуть бути корисними для вдосконалення методів розрахунку та алгоритмів оптимізації конструкції, що ґрунтуються на методах математичного програмування.

Варіанти можна порівнювати за величиною силової ваги. Для цього достатньо для кожного варіанта силової схеми призначити початковий розподіл матеріалу із найзагальніших міркувань, потім виконати одноразовий розрахунок напруженого стану та підрахувати силову вагу. Найменша величина силової ваги визначить вигідний варіант силової схеми.

2.1.3. Вибір КСС шляхом розв'язання задачі у постановці математичного програмування

Для визначення оптимальної конструкції вважаємо заданими разом із характерними зонами на ній (зони, де з будь-яких міркувань повинен бути відсутнім матеріал) зовнішні навантаження. На поверхні конструкції задаємо безліч точок, положення яких визначається їх координатами. Назвемо ці точки допустимими і всі конструкції, що розглядаються в задачі, будемо зв'язувати тільки з такими точками.

Допустимі точки, до яких прикладені навантаження, називатимемо навантажувальними точками.

Кожна пара допустимих точок визначає допустимий стрижень. Якщо кількість допустимих точок m , то гранична кількість допустимих стрижнів $n = C_m^2 = m(m-1)/2$.

Довжина кожного стрижня, що з'єднує i -й та j -й вузли, є відстань між відповідними точками: $l_j = \sqrt{\left[(x_i - x_j)^2 + (y_i - y_j)^2 + (z_i - z_j)^2 \right]}$. Кожному стрижню відповідає площа поперечного перерізу F_j , модуль Юнга E_j , а також допустима напруга $[\sigma]$ при розтягуванні та стисканні. Зусилля в j -му стрижні позначимо S_j . Для простоти, але не знижуючи спільності, вважатимемо, що вся конструкція виготовлена з одного матеріалу.

Набір з'єднаних стрижнів називатимемо допустимою конструкцією відносно конкретного навантаження, якщо виконано такі умови:

- конструкція містить усі навантажувальні точки;
- конструкція геометрично незмінна відносно певної системи навантажень;
- конструкція задовольняє умовам міцності.

Завдання полягає у виборі з множини допустимих конструкцій конструкції мінімальної маси. Вираз для маси стрижневої конструкції має вигляд

$$M = \rho \sum_{j=1}^n F_j l_j, \quad (2.2)$$

де ρ – щільність матеріалу.

З урахуванням умов міцності вираз (2.2) запишемо як

$$M = \frac{\rho}{[\sigma]} \sum_{j=1}^n |S_j| l_j. \quad (2.3)$$

Допустима конструкція повинна перебувати в рівновазі. Умовою рівноваги стрижневої системи є рівновага її вузлів. Кількість рівнянь рівноваги $k = 3n$ (для плоского завдання $k = 2n$). Система рівнянь рівноваги має такий вигляд:

$$\sum_{j=1}^n a_{ij} S_j - P_i = 0, \quad i = \overline{1, k}, \quad (2.4)$$

де P_i – компоненти зовнішніх сил у вузлових точках;

a_{ij} – напрямні косинуси кутів між напрямком стрижня та відповідною віссю координат:

$$a_{ij}^x = \frac{x_j - x_i}{l_j}; \quad a_{ij}^y = \frac{y_j - y_i}{l_j}; \quad a_{ij}^z = \frac{z_j - z_i}{l_j}.$$

Якщо індекс j відповідає стрижню, який не пов'язаний із вузлом, що відповідає цьому рівнянню, то $a_{ij} = 0$.

Отже, математична модель задачі матиме такий вигляд:

$$M = \frac{\rho}{[\sigma]} \sum_{j=1}^n |S_j| l_j \rightarrow \min, \quad (2.5)$$

$$\sum_{j=1}^n a_{ij} S_j - P_i = 0, \quad i = \overline{1, k}.$$

Задача (2.5) є задачею лінійного програмування. Змінні S_j можуть набувати як додатних, так і від'ємних значень. Для того щоб привести задачу (2.5) до стандартного вигляду, необхідно змінні S_j замінити різницею двох додатних змінних:

$$S_j = N_{2j-1} - N_{2j}; \quad N_i \geq 0; \quad i = \overline{1, 2n}; \quad |S_j| = N_{2j-1} + N_{2j}. \quad (2.6)$$

Змінні N_j мають такий фізичний зміст:

$$N_{2j-1} = S_j, \quad \text{якщо } S_j > 0;$$

$$N_{2j-1} = 0, \quad \text{якщо } S_j \leq 0;$$

$$N_{2j} = 0, \text{ якщо } S_j \geq 0;$$

$$N_{2j} = -S_j, \text{ якщо } S_j < 0.$$

З урахуванням (2.5) задача (2.4) набуде вигляду

$$M = \frac{\rho}{[\sigma]} \sum_{j=1}^n (N_{2j-1} + N_{2j}) l_j \rightarrow \min, \quad (2.7)$$

$$\sum_{j=1}^n a_{ij} (N_{2j-1} - N_{2j}) - P_i = 0, \quad i = \overline{1, k}.$$

Задачу (2.7) можна розв'язати симплекс-методом. Унаслідок розв'язання задачі отримаємо сукупність стрижнів з ненульовими зусиллями (їх кількість дорівнює k), яка визначатиме раціональну КСС (раціональний силовий «скелет» конструкції).

Важливо зазначити, що для фермових конструкцій силова вага визначається виразом

$$G = \sum_{j=1}^n |S_j| l_j. \quad (2.8)$$

Отже, внаслідок розв'язання задачі (2.5) знаходимо конструкцію з мінімальною силовою вагою. На рис. 2.1 показано приклад раціональної КСС центральної частини фюзеляжу, отриманої розглянутим методом. Недоліком методу є те, що рішення шукають лише для одного випадку навантаження.

2.1.4. Вибір КСС щодо раціонального розподілу конструкційного матеріалу в континуальній моделі

Суть методу ось у чому: будують континуальну модель, що містить усі можливі КСС.

Далі одним із наявних методів (див. підрозділ 2.2) при заданих альтернативних випадках навантаження визначають раціональний розподіл конструкційного матеріалу.

Унаслідок розв'язання задачі синтезується конструкція, в якій у місцях, що відповідають основним шляхам передання зусиль, буде зосереджено згустки матеріалу, а в непрацюючих зонах товщини та площі перерізів елементів дорівнюватимуть конструктивно-технологічним обмеженням. За отриманою картиною розподілу жорсткостей та потоків головних зусиль (ПГЗ) формується раціональна КСС. Розглянемо, наприклад, плоску конструкцію, що передає згинальний момент у заданій

ділянці CDDC (рис. 2.2). Подібні задачі виникають, наприклад, під час проектування крилових шпангоутів.

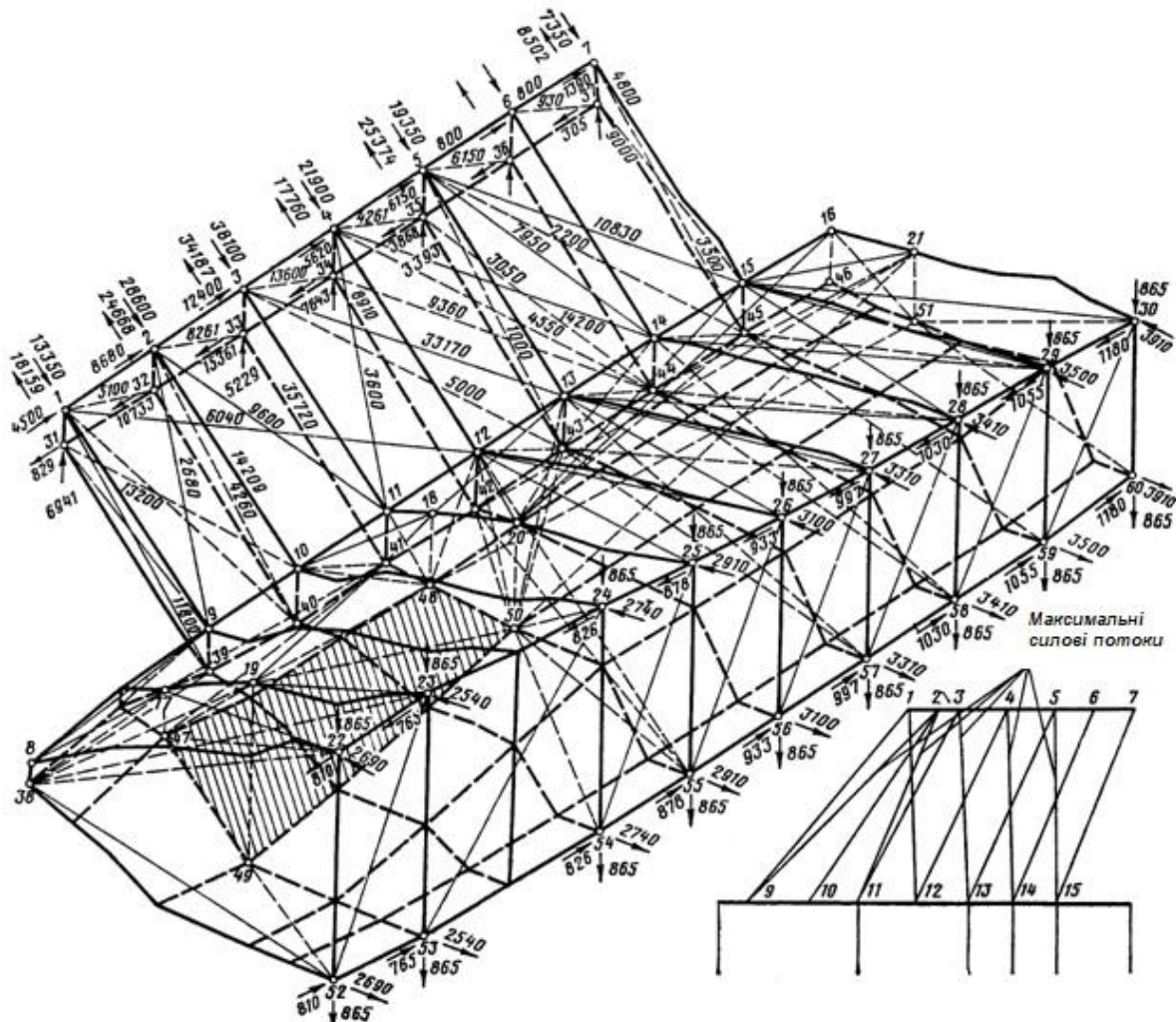


Рис. 2.1. Рациональна КСС центральної частини фюзеляжу

Континуальною моделлю для цієї конструкції буде ізотропна пластина змінної товщини. Результати оптимізації показано на рис. 2.2.

З картини розподілу товщин та ПГЗ зовнішня межа шпангоута виходить досить чіткою. Зони I, II і III мають вироджені товщини. Елементи зовнішньої межі працюють практично в одновісному стані (лінія n) і тому можуть трактуватись як стрижневі елементи.

Внутрішня межа шпангоута нечітка, оскільки вона утворюється внаслідок плавного зменшення товщин до центру. Тому прийнято два варіанти меж і з конструктивних міркувань намічені стрижневі елементи внутрішнього контуру, як показано суцільною і пунктирною лініями l_1 і l_2 на рис. 2.2, г. Між зовнішнім та внутрішнім контурами матеріал працює в

істотно двовісному напруженому стані. Отже, в конструкції, що розробляється між зовнішніми і внутрішніми стрижневими елементами (поясами шпангоута) доцільно поставити пластинку (стінку шпангоута).

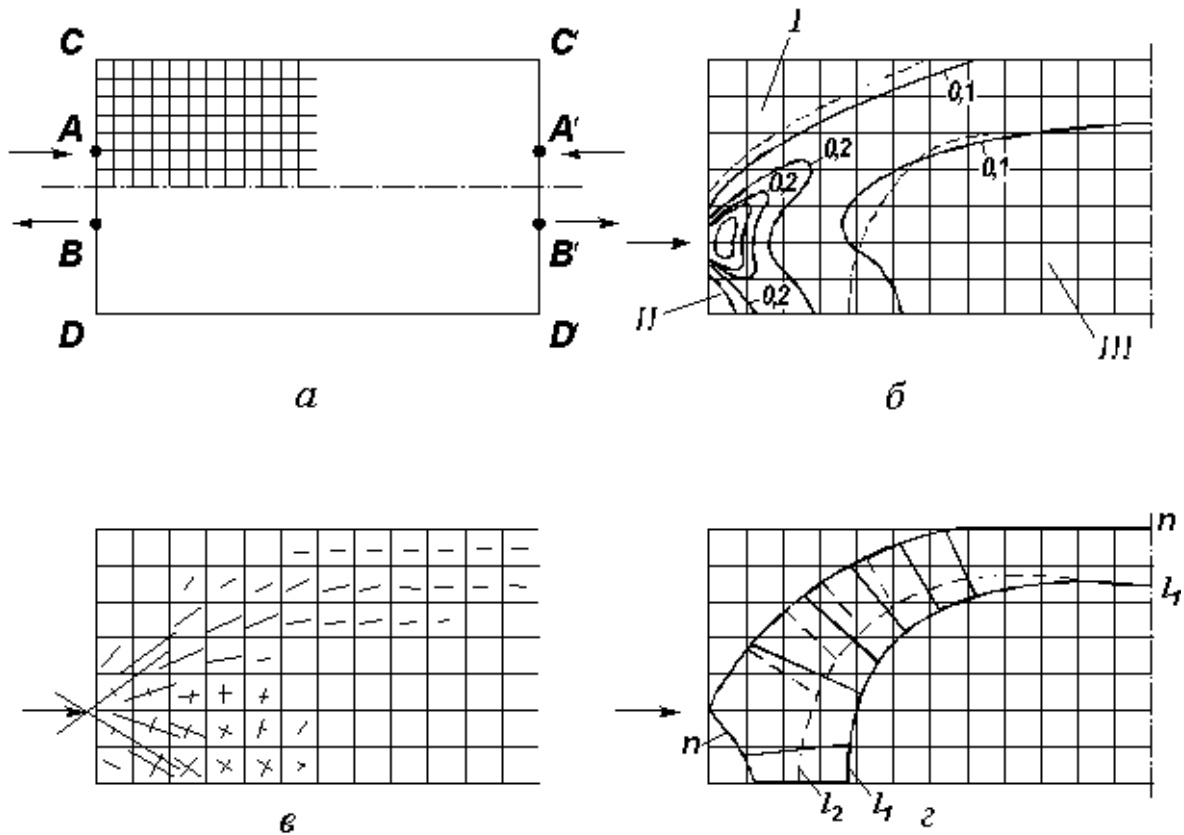


Рис. 2.2. Проектування силової схеми конструкції, що передає згинальний момент

Найкращим варіантом із двох розглянутих буде той, силова вага якого менша, тобто раціональніше перший варіант (лінія l_1 , рис. 2.2, *г*).

На рис. 2.3 показано результати пошуку раціональної КСС силового шпангоута, на якому кріплять двигун ЛА.

Знайдена конструкція (рис. 2.3, *в*) вигідніша за масою (і, звичайно ж, за силовою вагою), ніж традиційна із середньою балкою (рис. 2.3, *б*), приблизно на 20 %.

Для конструкцій типу крила континуальною моделлю може бути тришарова модель з ізотропними шарами, що працюють у плоскому напруженому стані, і ортотропним заповнювачем змінної жорсткості, що працює на зсув.

Якщо в тришаровій моделі крила знайти оптимальний розподіл матеріалу в несних шарах і заповнювачі з умови мінімуму маси, то таким чином буде отримано теоретично оптимальну конструкцію, сили якої передаються найкращим чином. Аналіз розподілу матеріалу в несних шарах і заповнювачі та шляхів передання сил у них підкаже раціональну

орієнтацію стрижнів (стрингерів) і вертикальних стінок (лонжеронів і нервюр), що підкріплюють обшивку.

Для оптимізації тришарової моделі крила та розрахунку її напруженого стану зручно використовувати спеціальні тришарові кінцеві елементи, які утворюються розбиттям крила у плані на трикутні та чотирикутні області (рис. 2.4).

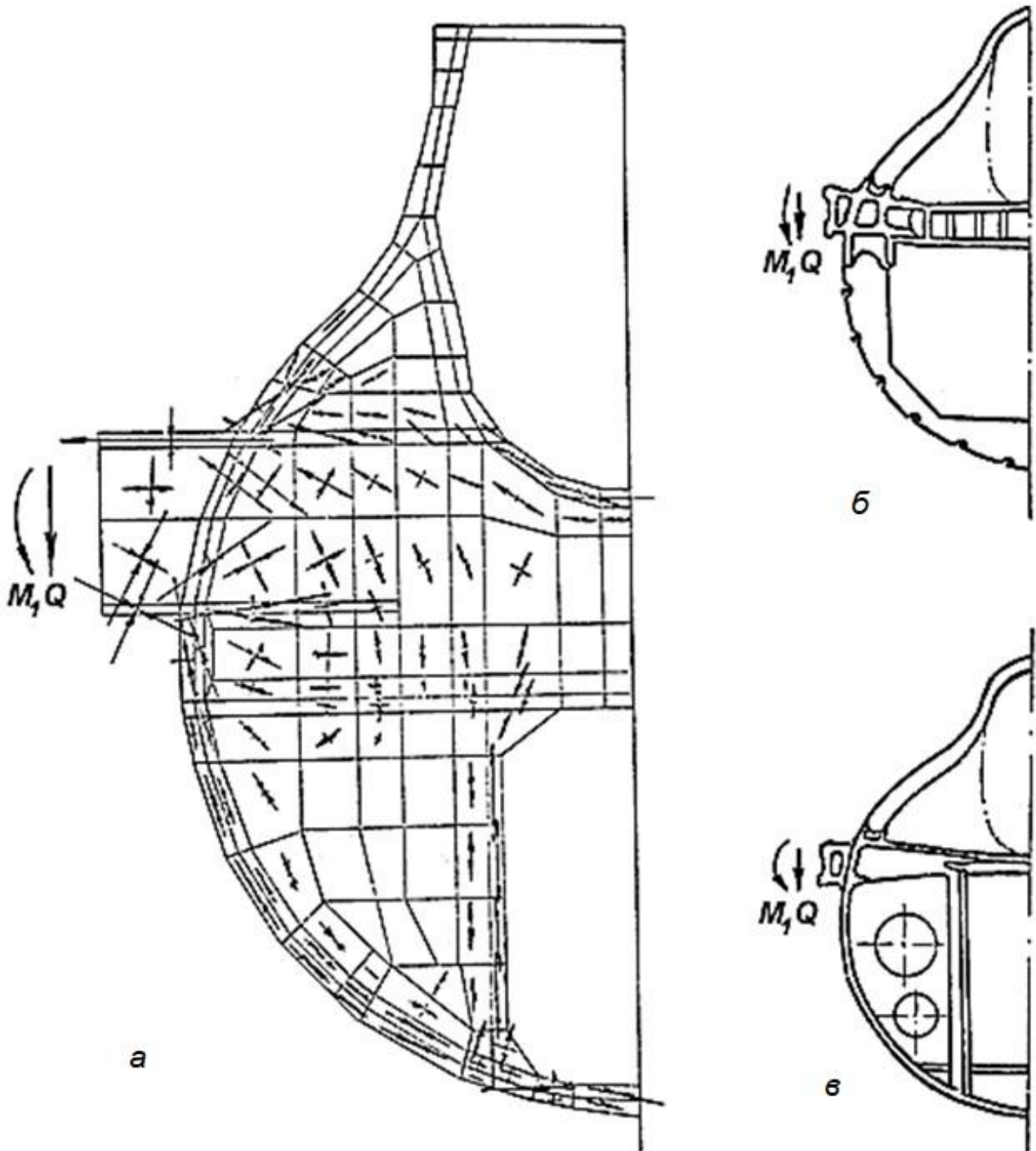


Рис. 2.3. Проектування силового шпангоута

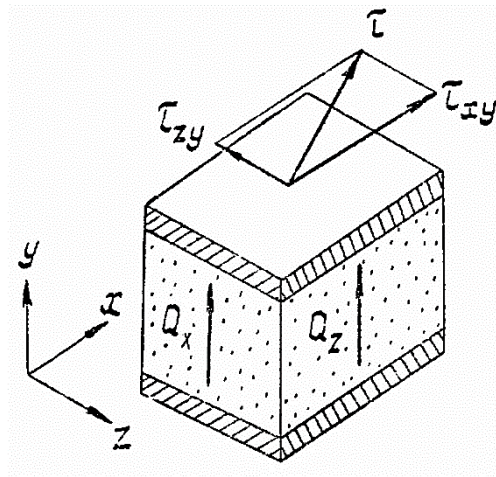


Рис. 2.4. Скінченний елемент для проектування силових схем крил

В ітераційному алгоритмі оптимізації перерахунок проєктних змінних можна вести за такими формулами:

$$\delta_{r+1,j} = \frac{R_{ri\ max}}{[\sigma]}; \quad (2.9)$$

$$G_{r+1,j} = \bar{G} \frac{\tau_{ri\ max}}{[\tau]}, \quad (2.10)$$

де $\delta_{r+1,j}$ – товщина несного шару в і-му елементі на $(r + 1)$ -й ітерації;

$R_{ri\ max}$ – максимальне еквівалентне зусилля з усіх випадків навантаження в і-му елементі на r -й ітерації, що обчислюється за прийнятою теорією міцності;

$[\sigma]$ – допустиме напруження для прийнятого матеріалу панелей;

$G_{r+1,j}$ – модуль зсуву заповнювача в і-му елементі на $(r + 1)$ -й ітерації;

\bar{G} – модуль зсуву матеріалу стінок;

$\tau_{ri\ max}$ – максимальна дотична напруга у заповнювачі в і-му елементі на r -й ітерації, що обчислюється через компоненти дотичних напружень

$$\tau = \sqrt{\tau_{xy}^2 + \tau_{zy}^2};$$

$[\tau]$ – допустиме напруження для прийнятого матеріалу стінок.

Аналіз роботи несних шарів теоретично оптимальної конструкції виконують приблизно так само, як і у випадку плоскої конструкції.

Напрямок рівнодійної τ (рис. 2.4) визначатиме напрямок головної дотичної сили у заповнювачі. Стінки, спрямовані відповідно до головних дотичних сил, матимуть мінімальну масу.

Приклад використання цієї методики для оптимізації КСС середньої частини стрілоподібного крила показано на рис. 2.5.

Розглянутий метод дає можливість знаходити раціональну КСС за кількох альтернативних випадків навантаження. Саме його найчастіше використовують для синтезу раціональних КСС складних континуальних конструкцій.

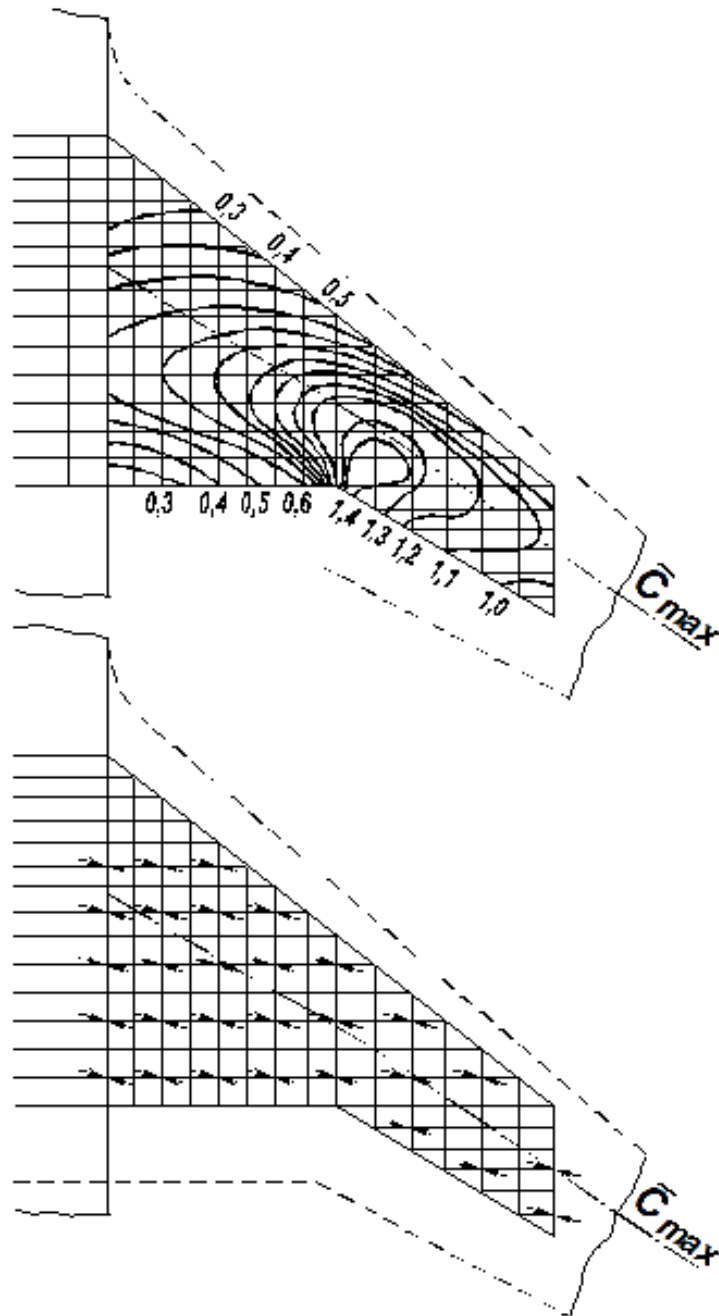


Рис. 2.5. Оптимальний розподіл матеріалу та ПГЗ у середній частині стрілоподібного крила

2.2. Методи раціонального розподілу конструкційного матеріалу

У наш час існують такі основні методи раціонального розподілу конструкційного матеріалу:

- математичного програмування;
- ті, що базуються на використанні принципу рівномірності;
- засновані на мінімізації потенційної енергії деформації.

Методи математичного програмування найбільш універсальні для знаходження екстремумів функцій за наявності різних обмежень. Однак при збільшенні кількості параметрів (а завдання пошуку оптимального розподілу конструкційного матеріалу завжди мають велику розмірність) катастрофічно збільшується машинний час, необхідний для пошуку екстремуму, що ускладнює застосування таких методів проектування складних континуальних систем.

Тому використання методів математичного програмування при оптимізації силових конструкцій можливе лише на нижчих рівнях – рівнях проектування окремих конструктивних елементів. Застосування методів математичного програмування на вищих рівнях можливе лише за умови спрощення деяких обмежень, використання таких методів, як об'єднання конструктивних змінних, тимчасове виключення неактивних та/або надлишкових обмежень та подання обмежень за допомогою наближених явних залежностей, що може призводити до відхилення одержуваного рішення від оптимального.

Багато практично важливих завдань оптимального проектування вирішено за допомогою так званих інженерних методів, заснованих на специфічних властивостях об'єктів, що оптимізуються. При цьому використовують фізичні критерії оптимальності:

- рівномірність (рівнонапруженість), або повністю напружена конструкція (ПНК);
- енергетичний критерій (мінімум потенційної енергії деформації), або конструкція максимальної жорсткості при заданій кількості матеріалу.

За певних умов рівномірна конструкція збігається з конструкцією, що має мінімум потенційної енергії деформації.

2.2.1. Алгоритм пошуку рівномірної конструкції

Логіка алгоритму пошуку рівномірної конструкції (ПНК) дуже проста: у недовантаженого елемента силової конструкції необхідно «забрати», а перевантаженому елементу потрібно «додати» матеріал.

Нехай задано початковий розподіл конструкційного матеріалу, i -й елемент конструкції має площу перерізу F_i^0 , рівень допустимого

напруження $[\sigma]_i$ і мінімально допустиму площу F_{\min} . На кожній ітерації за заданих зовнішніх навантажень визначають НДС конструкції.

Новий розподіл площ знаходять за такою рекурентною формулою:

$$F_i^{k+1} = F_i^k \frac{\sigma_i^k}{[\sigma]_i}; \quad k = 0, 1, \dots, \quad (2.11)$$

де σ_i^k – рівень напруження в i -му елементі на k -й ітерації.

Якщо $F_i^{k+1} < F_{\min}$, то $F_i^{k+1} = F_{\min}$.

Ітераційний процес завершується, коли площі поперечних перерізів усіх елементів на $(k+1)$ -й ітерації мало відрізняться від площ перерізів елементів на k -й ітерації.

Слід зазначити, що статично визначені конструкції мінімальної маси є рівноміцними конструкціями. І тут результат виходить за одну ітерацію.

2.2.2. Використання принципу мінімуму потенційної енергії деформації

У деяких роботах з раціонального проектування як критерій оптимальності було висунуто принцип мінімуму потенційної енергії деформації при постійному об'ємі використовуваного матеріалу. Вперше цей критерій було сформульовано в роботі [1].

Нехай задано деяку кількість матеріалу об'ємом V_0 . Розподілимо цей матеріал між елементами конструкції довільним чином. Жорсткісні характеристики елементів у нульовому наближенні позначимо через змінні $F_i^{(0)}$, $i = \overline{1, n}$, де n – кількість елементів конструкції. При заданих зовнішніх навантаженнях знайдемо діючі в конструкції напруження $\sigma_i^{(0)}$ та зусилля $S_i^{(0)}$. Потенційна енергія деформації

$$U_0 = \frac{1}{2} \int_V \sigma \varepsilon dv = U(F^0, S^{(0)}). \quad (2.12)$$

Зберігаючи сталість об'єму, шукатимемо такий новий розподіл матеріалу $F^{(1)}$, у якому потенційна енергія U_{0-1} , підрахована за зусиллями $S^{(0)}$ і перерізами $F^{(1)}$, матиме найменше значення. Запишемо математичну модель задачі:

$$U_{0-1} = U(F^{(1)}, S^{(0)}) \rightarrow \min, \quad (2.13)$$

$$\int_V dv = V_0.$$

Розв'язавши задачу (2.13) методом множників Лагранжа, отримаємо новий розподіл жорсткостей, що забезпечує зменшення потенційної енергії деформації

$$F^{(j+1)} = k^{(j)} |S^{(j)}|; \quad j = 0, 1, \dots, \quad (2.14)$$

де j – номер ітерації;

$k^{(j)}$ – коефіцієнт розподілу.

Ітерації припиняються, коли значення стабілізується.

Як буде показано нижче, вираз для коефіцієнта розподілу має вигляд

$$k^{(j)} = \frac{V_0}{G^{(j)}}, \quad (2.15)$$

де $G^{(j)}$ – силова вага конструкції на j -й ітерації.

Запишемо через силову вагу вираз для потенційної енергії деформації

$$U = \frac{G^2}{2EV_0}. \quad (2.16)$$

Відповідно до алгоритму, розглянутого вище, на кожній ітерації будемо отримувати конструкцію з меншою потенційною енергією, тобто

$$U_0 > U_{0-1} > U_1 > U_{1-2} > \dots \quad (2.17)$$

Виходячи з (2.17) знайдемо

$$U_j > U_{j+1} \Rightarrow \frac{G^{(j)}}{2EV_0} > \frac{G^{(j+1)}}{2EV_0} \Rightarrow G^{(j)} > G^{(j+1)}. \quad (2.18)$$

Отже, від ітерації до ітерації силова вага конструкції зменшується і в кінцевому підсумку набуває стаціонарного значення.

Оскільки об'єм конструкційного матеріалу V_0 був прийнятий довільним, то в деяких елементах конструкції можуть бути порушені умови міцності, або надмірні запаси міцності. У цьому випадку характеристики жорсткості елементів конструкції слід змінити в \bar{k} разів, де \bar{k} – коефіцієнт, що визначається умовами міцності.

При кількох випадках навантаження алгоритм розподілу матеріалу можна подати у вигляді такої схеми:

1. $F^{(0)} \rightarrow \downarrow S_{\max}^{(0)} = \max(S_1^{(0)}, \dots, S_m^{(0)})$.
2. $F^{(1)} \rightarrow \downarrow S_{\max}^{(1)} = \max(S_1^{(1)}, \dots, S_m^{(1)})$ тощо,

де m – кількість випадків навантаження.

Якщо припустити, що рівень напружень, які допускаються, для всіх елементів конструкції той самий і дорівнює $[\sigma]$, то з (2.14) і (2.15) випливає, що теоретично необхідний об'єм конструкційного матеріалу

$$V_{\text{т.н}} = \frac{G}{[\sigma]}, \quad (2.19)$$

де G – силова вага раціональної конструкції.

Слід зазначити, що силова вага є консервативною величиною, яка залежить лише від КСС. Причому стабілізація силової ваги відбувається на перших ітераціях.

Конкретизуємо задачу (2.13) для фермової та континуальної конструкції.

Розглянемо спочатку фермову конструкцію. Запишемо вираз для потенційної енергії фермової конструкції

$$U_j = \sum_{i=1}^n \frac{N_i^{(j)2} l_i}{2EF_i^{(j)}} = \sum_{i=1}^n \frac{N_i^{(j)2} l_i^2}{2EV_i^{(j)}}, \quad (2.20)$$

де $N_i^{(j)}$ – зусилля у стрижнях, отримані при розподілі площ поперечних перерізів стрижнів $F_i^{(j)}$;

l_i – довжина i -го стрижня;

$V_i^{(j)}$ – об'єм матеріалу, що витрачається на i -й стрижень;

E – модуль Юнга (вважаємо, що всі стрижні виготовлені з одного матеріалу);

n – кількість стрижнів.

Математична модель задачі (2.13) набуде такого вигляду:

$$U_{j-(j+1)} = \sum_{i=1}^n \frac{N_i^{(j)2} l_i^2}{2EV_i^{(j+1)}} \rightarrow \min; \quad (2.21)$$

$$\phi(V_i^{(j+1)}) = \sum_{i=1}^n V_i^{(j+1)} - V_0 = 0.$$

Запишемо функцію Лагранжа для задачі (2.21)

$$L = U_{j-(j+1)} + \lambda \phi(V_i^{(j+1)}), \quad (2.22)$$

де λ – множник Лагранжа.

Прирівнявши частинні похідні нулю $\frac{dL}{dV_i^{(j+1)}}$, отримаємо за кількістю стрижнів систему n рівнянь вигляду

$$\frac{dL}{dV_i^{(j+1)}} = -\frac{N_i^{(j)2} l_i^2}{2EV_i^{(j+1)}} = 0; \quad i = \overline{1, n}, \quad (2.23)$$

з яких

$$V_i^{(j+1)} = \frac{|N_i^{(j)} l_i|}{\sqrt{2\lambda E}}. \quad (2.24)$$

з умови сталості об'єму

$$\sum_i^n V_i^{(j+1)} = \frac{\sum_{i=1}^n |N_i^{(j)} l_i|}{\sqrt{2\lambda E}} = V_0. \quad (2.25)$$

з (2.25) отримаємо

$$\sqrt{2\lambda E} = \frac{\sum_{i=1}^n |N_i^{(j)} l_i|}{V_0}. \quad (2.26)$$

Підставивши (2.26) у (2.24), отримаємо

$$V_i^{(j+1)} = \frac{V_0}{\sum_{i=1}^n |N_i^{(j)} l_i|} |N_i^{(j)} l_i|. \quad (2.27)$$

Отже, нові значення площ поперечних перерізів стрижнів визначають за формулою

$$F_i^{(j+1)} = \frac{V_i^{(j+1)}}{l_i} = \frac{V_0}{G^{(j)}} |N_i^{(j)}| = k^{(j)} |N_i^{(j)}|, \quad (2.28)$$

де $G^{(j)} = \sum |N_i^{(j)} l_i|$ – силова вага фермової конструкції при розподілі площ $F_i^{(j)}$.

Розглянемо тепер тонкостінну конструкцію (континуальну), що складається з панелей, що працюють у двовісному напруженому стані.

Розіб'ємо конструкцію на n досить малих панелей. Нехай i -та панель має площу S_i та товщину δ_i . Виберемо деякий початковий розподіл перерізів $\delta_i^{(0)}$. При цьому під дією навантаження у кожній панелі виникнуть погонні зусилля

$$Z_i^{(0)} = \sigma_{zi}^{(0)} \delta_i^{(0)}; \quad X_i^{(0)} = \sigma_{xi}^{(0)} \delta_i^{(0)}; \quad T_i^{(0)} = \tau_i^{(0)} \delta_i^{(0)}, \quad (2.29)$$

які у межах панелей вважатимемо постійними.

Енергія деформації панелі

$$U_{0i} = \frac{1}{2E\delta_i^{(0)}} R_i^{(0)2} S_i, \quad (2.30)$$

де $R_i^{(0)2} = Z_i^{(0)2} + X_i^{(0)2} - 2\mu Z_i^{(0)} X_i^{(0)} + 2(1+\mu)T_i^{(0)2}$;

μ – коефіцієнт Пуассона;

E – модуль Юнга.

Математична модель задачі (2.13) набуде такого вигляду:

$$U_{j-(j+1)} = \frac{1}{2E} \sum_{i=1}^n \frac{R_i^{(j)^2} S_i}{\delta_i^{(j+1)}} \rightarrow \min; \quad (2.31)$$

$$\phi(\delta_i^{(j+1)}) = \sum_{i=1}^n \delta_i^{(j+1)} S_i - V_0 = 0.$$

Розв'язавши задачу методом множників Лагранжа, отримаємо

$$\delta_i^{(j+1)} = k^{(j)} R_i^{(j)}, \quad (2.32)$$

де $k^{(j)} = \frac{V_0}{G^{(j)}}$ – коефіцієнт розподілу матеріалу;

$G^{(j)} = \sum_{i=1}^n R_i^{(j)} S_i$ – силова вага континуальної конструкції при розподілі товщин $\delta_i^{(j)}$.

Як уже було сказано, силова вага є консервативною величиною, яка залежить лише від КСС і набуває стаціонарного значення вже на перших ітераціях. Враховуючи це, з (2.19) та (2.28), (2.32) отримуємо

$$F_i^{(j+1)} = \frac{G}{[\sigma] G^{(j)}} N_i^{(j)} \approx \frac{N_i^{(j)}}{[\sigma]}; \quad (2.33)$$

$$\delta_i^{(j+1)} = \frac{G}{[\sigma] G^{(j)}} R_i^{(j)} \approx \frac{R_i^{(j)}}{[\sigma]}. \quad (2.34)$$

Отже:

- фермова рівномічна конструкція є конструкцією з мінімальною енергією деформації;
- якщо оцінювати граничний стан за умовою плинності Мізеса

$$\sigma_m^2 = \sigma_z^2 + \sigma_x^2 - \sigma_z \sigma_x + 3\tau^2, \quad (2.35)$$

де σ_m – межа плинності матеріалу, то континуальна рівномічна конструкція збігається з конструкцією максимальної жорсткості.

2.2.3. Співвідношення між рівноміцними конструкціями та конструкціями мінімальної маси

Як свідчать дослідження багатьох авторів, рівноміцні континуальні конструкції є зазвичай конструкціями мінімальної маси. Фермові рівноміцні конструкції – не завжди конструкції мінімальної маси. Це можна пояснити тим, що континуальна конструкція є конструкцією з нескінченною кількістю шляхів передачі зусиль, а в фермовій конструкції така кількість скінченна.

Розглянемо, наприклад, тристрижневу ферму, зображену на рис. 2.6 (ферму Розані).

Знайдемо оптимальний розподіл матеріалу у фермі за алгоритмом ПНК та методом математичного програмування при двох альтернативних випадках навантаження (P_1 та P_2). Рівень напружень, що допускаються, візьмемо $[\sigma] = 1$.

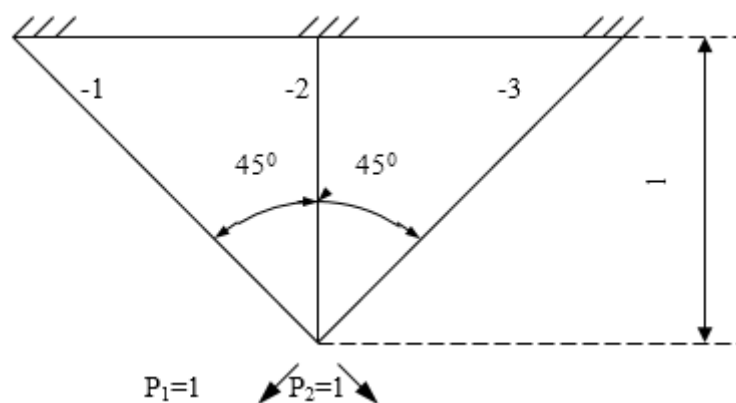


Рис. 2.6. Ферма Розані

Алгоритм ПНК приводить до такого розв'язку

$$F_1 = F_3 = 1; \quad \sigma_{1max} = \sigma_{3max} = 1; \quad F_2 = 0,$$

де F_i, σ_{imax} – площа та максимальні напруження в i -му стрижні.

Об'єм матеріалу ферми дорівнюватиме 2,8284. Математичне програмування приводить до такого результату:

$$F_1 = F_3 = 0,7885; \quad \sigma_{1max} = \sigma_{3max} = 0,9969; \quad F_2 = 0,4087; \quad \sigma_{2max} = 0,7295.$$

Об'єм матеріалу ферми дорівнює 2,6389.

Отже, рівноміцна ферма вийшла в 1,072 рази важчою за ферму мінімальної маси.

2.3. Методи раціонального проєктування елементів силових конструкцій

Нині найбільш поширеним є проєктування елементів силових конструкцій методами математичного програмування. Багато комп'ютерних систем (наприклад, MATHCAD, EXEL та інші) мають добре налагоджені блоки пошуку оптимуму. Тому завдання конструктора найчастіше зводиться до створення адекватної математичної моделі задачі проєктування, яку у загальному вигляді можна подати так:

$$\begin{aligned} M(x) &\rightarrow \min(\max); \\ X &= (x_1, \dots, x_n)^T; \\ g_i(X) &\geq 0, \quad i = \overline{1, k_1}; \\ h_j(X) &= 0, \quad j = \overline{1, k_2}, \end{aligned} \tag{2.36}$$

де $M(X)$ – цільова функція. Зазвичай це або маса елемента, або його несна здатність;

X – вектор проектних параметрів;

$g_i(X)$ та $h_j(X)$ – обмеження щодо міцності, стійкості, жорсткості, конструктивно-технологічні тощо.

Значного поширення набули методи оптимізації, основані на використанні критерію оптимальності граничного стану. Найчастіше застосовують принцип рівності критичності [2]. Такий підхід іноді називають підходом Шенлі. Ці методи призводять до замкнутих формул, що дають змогу оперативно проводити параметричні дослідження.

Зауважимо, що рівності критичності конструкція не завжди є конструкцією мінімальної маси. Наприклад, раціональні слабко та сильно навантажені панелі крила ЛА є нерівності критичності. Критичні напруження місцевої втрати стійкості у раціональних слабко навантажених панелей нижче, а у сильно навантажених – вище критичних напружень загальної втрати стійкості. І пов'язано це насамперед із наявністю конструктивно-технологічних обмежень.

Проте через пологість оптимуму задач міцності принцип рівності критичності дає змогу створювати конструкції, дуже близькі до оптимальних.

Проілюструємо підхід Шенлі на прикладі задачі проєктування простого стояка мінімальної маси.

Розглянемо шарнірно закріплений стояк довжиною l , навантажений стискальною силою P . Стояк є круглою трубою з діаметром поперечного перерізу d і товщиною стінки δ .

Критичні напруження загальної втрати стійкості в цьому випадку визначають за формулою

$$\sigma_0 = \frac{\pi^2 \eta E}{\left(\frac{l}{i}\right)^2}, \quad (2.37)$$

де E – модуль Юнга матеріалу стояка;

η – коефіцієнт пластичності;

i – радіус інерції перерізу.

Зважаючи на те, що маса стояка буде мінімальною при максимальній величині допустимого (критичного) напруження, бажано показати, як змінюється допустиме напруження у функції величин P , l та деякого параметра форми, що знаходиться під контролем конструктора.

Величина i^2 залежить від форми поперечного перерізу, але не може бути параметром форми, оскільки вона є розмірною величиною.

Введемо безрозмірний параметр

$$K_\phi = i^2 / F, \quad (2.38)$$

де F – площа поперечного перерізу труби.

Площа F може бути виражена через навантаження та допустиме напруження:

$$F = \frac{P}{\sigma_0}. \quad (2.39)$$

Тоді з (2.37) отримаємо

$$\sigma_0 = \frac{\pi^2 \eta E K_\phi P}{l^2 \sigma_0}, \quad (2.40)$$

звідки

$$\sigma_0 = \pi \sqrt{\eta E} \sqrt{K_\phi} \sqrt{\frac{P}{l^2}}. \quad (2.41)$$

Множник $\sqrt{\frac{P}{I^2}}$ у формулі (2.41) називається коефіцієнтом напруженості для випадку руйнування стояка при стисненні від загальної втрати стійкості. Разом з властивостями матеріалу E і параметром форми K_ϕ він визначає величину допустимого напруження і таким чином дає можливість оцінити ефективність використання матеріалу в цьому елементі конструкції, тобто конструктивну ефективність стояка.

Для тонкостінних труб коефіцієнт K_ϕ має вигляд

$$K_\phi = i^2/F = \frac{1}{8\pi} \frac{d}{\delta}. \quad (2.42)$$

Тоді

$$\sigma_0 = \pi \sqrt{\eta E} \sqrt{\frac{1}{8\pi} \frac{d}{\delta}} \sqrt{\frac{P}{I^2}}. \quad (2.43)$$

З (2.43) випливає, що зі збільшенням відношення d/δ збільшується і σ_0 .

Окрім загальної, у стояку може настати і місцева форма втрати стійкості.

Критичні напруження місцевої форми втрати стійкості для тонкостінної труби визначають за формулою

$$\sigma_M = K_M \frac{\sqrt{\eta E}}{d/\delta}, \quad (2.44)$$

де $K_M \approx 0,4$ – коефіцієнт опирання.

З (2.44) випливає, що зі збільшенням відношення d/σ величина σ_M зменшується. Таким чином, існує оптимальне значення d/σ , при якому напруження є максимальними.

Це значення d/δ визначають шляхом порівняння виразу місцевої втрати стійкості (2.44) до напруження для загальної втрати стійкості стояка (2.37). З отриманого рівняння знаходять величину d/δ у такому вигляді:

$$\left(\frac{d}{\delta}\right)_{opt} = 2 \left(\frac{K_M^2 E}{\pi \frac{P}{l^2}} \right)^{1/3}. \quad (2.45)$$

Цікаво відзначити, що при виведенні рівняння (2.45) коефіцієнт пластичності η скорочується і залишається лише модуль пружності E . Це означає, що для всіх сплавів, які складаються з тих самих металів, оптимальне значення відношення d/δ є функцією лише коефіцієнта напруженості.

2.4. Багаторівневий метод раціонального розподілу матеріалу

Як уже зазначалося в підрозд. 2.2, рівномічні континуальні конструкції є конструкціями мінімальної маси. Вже на етапі раціонального розподілу матеріалу зрозумілим є прагнення врахувати обмеження за міцністю, стійкістю, конструктивно-технологічні тощо, тобто всі обмеження, які є під час проектування елементів силових конструкцій. Це дає змогу застосувати багаторівневий метод, схематично зображений на рис. 2.7.

Обмеження на міцність, живучість, ресурс конструкції вводять у вигляді рівнів допустимих директивних напружень, які, у свою чергу, залежать від типу конструкції.

У міру того, як рівень напружень збільшується, зростає і вартість конструкції. Коли рівень напружень зменшується, конструктивна маса збільшується, але конструкція здешевлюється та її легше виготовляти, тобто має бути компроміс, право вибору якого належить конструктору.

Вимоги стійкості стиснених елементів, і навіть конструктивні і технологічні обмеження враховують під час розв'язання задачі оптимізації елемента на нижньому рівні. На нижніх рівнях використовуються методи нелінійного програмування (НП).

Процедура починається з визначення допустимих напружень на рівні системи за допомогою початкового варіанта конструкції на рівні елемента і допустимих напружень, заданих директивно. Розрахунковими для кожного елемента є найменші з цих двох напружень. Далі за рівнем діючих на елементи напружень, знайдених унаслідок вирішення прямої задачі для початкового (або попереднього) розподілу матеріалу, і рівнем розрахункових допустимих напружень знаходять за алгоритмом ПНК новий розподіл жорсткостей, для якого знову розв'язують пряму задачу, і процес повторюється до виконання заданого критерію зупинки.

Завдяки процесу оптимізації синтезується конструкція, в якій максимально навантажені елементи матимуть (хоча б в одному з випадків

навантаження) напруження, рівні директивним допустимим напруженням або критичним напруженням оптимального стисненого елемента, або елементи матимуть товщину (або площу), яка визначається конструктивними і технологічними обмеженнями

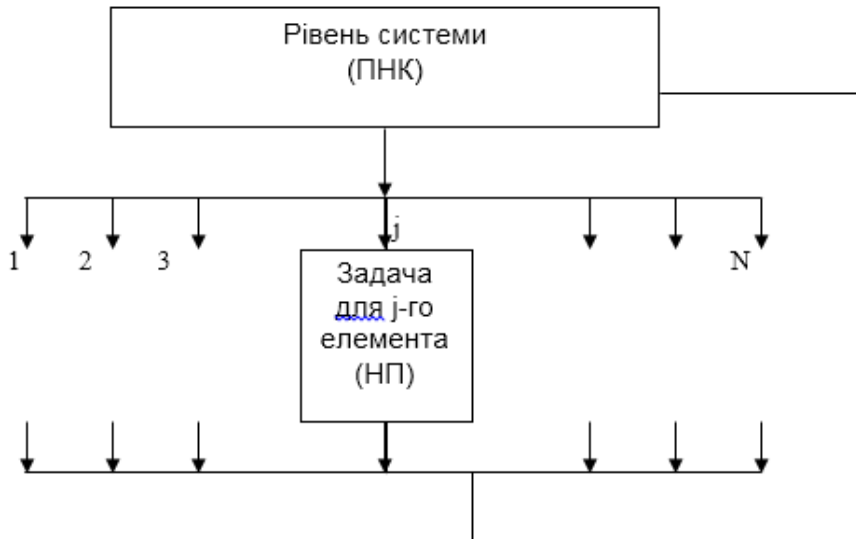


Рис. 2.7. Багаторівневий метод оптимізації

Як показує досвід, оптимальну конструкцію типу крила можна отримати приблизно за 20 ітерацій.

2.5. Оцінювання маси силової конструкції

Знайшовши раціональний розподіл конструкційного матеріалу за методикою, викладеною в підрозд. 2.4, можемо досить обґрунтовано (оскільки метод дає змогу враховувати повну систему обмежень) передбачити теоретичну масу силової конструкції (просумувавши маси елементів кінцево-елементної моделі).

Фактична маса конструкції m відрізнятиметься від теоретичної маси m_T . Їх зв'язок має вигляд

$$m = \phi m_m, \quad (2.46)$$

де ϕ – будівельний коефіцієнт.

Будівельний коефіцієнт відображає якість проектування та культуру виробництва. Ці фактори для кожного підприємства стабільні, і величину ϕ можна знайти за статистикою шляхом ретроспективного аналізу наявних конструкцій.

Наприклад, для крил важких літаків будівельний коефіцієнт дорівнює 2,5.

2.6. Принципи проєктування раціональних конструкцій

Наведені нижче принципи є результатом узагальнення досвіду проєктування раціональних силових конструкцій [3]. Багато рекомендацій випливають із висновків розд. 2.

Правило розвантаження. Сенс його зводиться до пошуку конструктивних рішень, спрямованих на зменшення навантаження на агрегат. Наприклад, вантажі, розташовані в крилі, приводять до зменшення величини максимального згинального моменту на крилі.

Принцип найкоротшого шляху. Передача зусиль між силовими елементами має відбуватися найкоротшим шляхом. Цей принцип випливає із критерію мінімуму силової ваги.

Принцип вибору найкращих видів деформацій. Суть його полягає в тому, що при виборі способу передання зусиль конструкції потрібно віддавати перевагу елементам, що працюють на розтяг.

Правило використання оптимальних форм поперечного перерізу елементів конструкції. Силкові дії можуть бути сприйняті елементами будь-якої форми поперечного перерізу. Однак для забезпечення мінімуму маси форму поперечного перерізу силового елемента необхідно вибирати відповідно до характеру силового впливу. Наприклад, вигин найкраще сприймає двотаврова балка; кручення та стискальну силу – труба; поперечну силу найвигідніше передає пластина (стінка); розтягувальні зусилля зазвичай передаються елементами, що мають круглий поперечний переріз (тяга, трос).

Рівномірність. В ідеальній конструкції у всіх точках напруження (при розрахункових навантаженнях) повинні дорівнювати руйнівним (хоча б в одному з випадків навантаження, що розглядаються).

Правило поєднання функцій деталей. Максимальне функціональне використання елементів конструкції зумовлює зменшення кількості елементів, а отже, і зменшення маси конструкції. Деякі елементи конструкції, розраховані на загальний вигляд впливу, без шкоди для своєї працездатності можуть сприймати навантаження іншого виду. Наприклад, силові шпангоути крила та оперення можуть бути використані як такелажні.

Принцип компенсації місцевої піддатливості. Для тонких обшивок корпусу (крила) ЛА характерні мала місцева жорсткість при сприйнятті та переданні поперечних навантажень та мала місцева міцність при переданні поздовжніх зосереджених сил (місцева піддатливість). Компенсацію проводять переданням поперечних сил крізь діафрагми (шпангоути), а поздовжніх – підкріпленням обшивки поздовжніми елементами.

Правило видалення непрацюючого матеріалу. Більшість елементів конструкції входить у роботу не відразу повним своїм перерізом. Тому непрацюючий матеріал у місцях включення потрібно видаляти.

Наприклад, при дискретному розташуванні моментних вузлів кріплення крила до корпусу ЛА обшивка (панелі), що знаходиться між вузлами в кореневій зоні, не працює на нормальні напруження (їх нікуди їй передати). Тому її товщину у таких зонах зменшують.

Стикування елементів у місцях мінімальної навантаженості. Наприклад, недоцільно з'єднувати відсіки корпусу в зоні кріплення крила, тому що тут найбільші моменти, що згинають корпус.

Правило плавності зміни жорсткості. Для зменшення концентрації напружень зміну перерізів елементів конструкції слід здійснювати так, щоб у зоні переходу не було різкої зміни жорсткості. Наприклад, якщо за умовами міцності стрингери не потрібні вздовж усього крила, то не всі вони мають обриватися в одному перерізі.

3. ДЕЯКІ РЕКОМЕНДАЦІЇ З УРАХУВАННЯ УМОВ ЕКСПЛУАТАЦІЇ ПІД ЧАС ПРОЄКТУВАННЯ КОНСТРУКЦІЙ РАКЕТИ

Експлуатація ракети має чотири фази: транспортування, зберігання, наземне обслуговування та політ.

Вимоги останньої фази досить повно враховують на стадії проєктування конструкції для призначення зовнішніх навантажень, коефіцієнта безпеки, вибору матеріалів тощо. Інші умови експлуатації знаходять своє відображення головним чином під час вибору конструктивно-технічного рішення.

У процесі експлуатації для доставки ракети до місць зберігання та запуску використовують різні транспортні засоби. З точки зору навантажень найбільш сприятливі умови спостерігаються у разі транспортування залізницею або транспортною авіацією.

Перевезення ракети автотранспортом найбільш негативно впливає на стан конструкції та обладнання. Велике значення має стан автомобільних доріг. Відомо, що на ґрунтових дорогах перевантаження більш ніж удвічі перевищують навантаження на бетонованих дорогах. Крім того, ці навантаження носять знакозмінний характер, що може викликати втомне руйнування опорних вузлів або конструкції в районі опорного вузла, а також різних з'єднань. Опорні вузли, що сприймають транспортні навантаження, повинні розташовуватись у місцях найбільшої жорсткості конструкції, якщо це можливо. Максимальний струс при русі нерівною дорогою відповідає прискоренню порядку $9g$.

При розробленні конструкції слід враховувати також можливість аварійних ситуацій у разі перевезення ЛА залізницею (удари при аварійних зупинках) і авіатранспортом (раптові перепади тиску при розгерметизації вантажної кабіни).

Під час транспортування та зберігання на ракеті діють також кліматичні та біологічні впливи.

Взаємодія конструкції ракети з навколишнім середовищем під час зберігання та транспортування залежить від температури та вологості повітря, атмосферних опадів та від наявності у повітрі різних зважених частинок.

Температура навколишнього середовища та її коливання протягом доби, року та всього періоду експлуатації мають великий вплив насамперед на конструкції, виконані з різномірних матеріалів. Якщо з'єднані деталі мають різні теплофізичні характеристики, то у конструкції ЛА можуть виникнути температурні напруження, здатні призвести до руйнування конструкційних елементів. Унаслідок температурних деформацій може порушитись взаємне розташування окремих частин. Можливе заїдання деталей, що рухаються, або, навпаки, утворення люфтів. Температурні напруження та деформації можуть виникнути і внаслідок сонячного впливу при знаходженні ЛА на відкритих стартових позиціях. При цьому різниця температур по довжині ЛА може досягати (10...15) °С.

Необхідно враховувати також і те, що під дією тепла, зокрема й сонячного, відбувається руйнування лакофарбових та інших покриттів (спучування, розтріскування, відшаровування тощо), що збільшує небезпеку руйнування конструкції від корозії.

Вплив температури стає ще більш небезпечним за підвищеної вологості повітря. У такому середовищі знижується корозійна стійкість конструкційних матеріалів. Волога спричиняє розвиток електрохімічної корозії, оскільки природна вода є електролітом, адже вона містить різні розчинені гази – CO₂, SO₂, оксиди азоту і навіть солі та ін. Від вологи розбухають деякі види пластмас, виникають хімічні реакції, утворюються грибки і цвіль. Особливо активно всі ці процеси протікають у середовищі, насиченому солями, тобто у солончакових та приморських районах. Морська вода містить різні солі (головним чином хлористий натрій) і є сильним електролітом.

Пил, бруд, пісок та атмосферні опади (дощ, град, сніг) є активними ініціаторами корозії. Частинки пилу, осідаючи на поверхні металу і будучи гігроскопічними, притягують вологу і стають осередками корозійного руйнування. При абсолютно чистій поверхні конденсація вологи можлива лише в умовах 100%-ної відносної вологості. Запилена поверхня може конденсувати вологу і за меншої вологості.

Якщо пил потрапив у внутрішню порожнину конструкції, він може бути джерелом утворення цвілі. Зважені в повітрі тверді частинки, викликаючи забруднення мастил, можуть порушити роботу рухомих частин та з'єднань. Цвіль може викликати замикання контактів в електро- та радіоколах, короткі замикання, прискорення корозійного руйнування. У герметичних об'ємах може виникнути такий мікроклімат, у якому інтенсивно відбуватимуться різні реакції, що негативно впливають на працездатність апаратури та конструкції.

Сильному ерозійному впливу піддаються конструкції в піщаних районах. Прості лакофарбові покриття не забезпечують захист конструкції в цих умовах. Вони легко руйнуються від сильних ударів дрібних піщинок. Більш стійкими виявляються захисні покриття на основі епоксидної смоли. Однак і таке покриття має суттєвий недолік – воно нестійке до сонячної радіації.

Не слід забувати також і те, що велику небезпеку для конструкції становлять миші та інші гризуни, а також мошка, терміти й інші комахи. Проникаючи всередину конструкції, вони можуть спричинити не тільки замикання в електричних колах, залипання контактів, а й різні руйнації елементів бортового устаткування й конструкції. Під час розроблення конструкцій ЛА беруть такі розрахункові величини кліматичних чинників:

- допустима температура поверхні ЛА при зберіганні та наземній експлуатації – $(-65...+200)$ °С;
- розрахункова швидкість вітру:
 - а) постійного – до 36 м/с;
 - б) поривчастого – до 50,5 м/с;
- дощ, град, сніг:
 - а) інтенсивність опадів – 25 мм/год;
 - б) діаметр крапель дощу – 2,5 мм;
 - в) діаметр суміжних пластівців – 1-3 мм;
- піщаний пил: діаметр частинок (0,2...0,3) мм при температурі повітря +37,7 °С та швидкості вітру 18 м/с.

Більш точно оцінити кількісно-кліматичні та біологічні фактори дуже важко, а іноді й практично неможливо. Проте їх якісний аналіз та запровадження спеціальних заходів захисту абсолютно необхідні. Якщо цього не передбачити, виникають відмови, знижується ефективність ЛА, з'являються непередбачені регламентні роботи, збільшується трудомісткість технічного обслуговування тощо.

Небезпеку кліматичних і біологічних впливів можна значно знизити, якщо в процесі розроблення конструкції передбачити низку спеціальних заходів. До них можна віднести правильний підбір матеріалів, які при контакті з навколишнім середовищем та один з одним не прискорювали б корозію.

Слід пам'ятати, що кислі середовища особливо небезпечні для магнію, алюмінію, заліза, цинку. У лужних середовищах легко руйнуються алюміній та цинк. Залізні та магнієві сплави у лужних середовищах більш стійкі.

Монолітні деталі з нержавіючої сталі при навантаженні розтягуванням схильні до міжкристалічної корозії, а деталі з нержавіючої листової сталі виявляють високу антикорозійну стійкість завдяки захисним функціям зміцненого поверхневого шару.

Алюмінієві сплави під впливом води, солей та кисню повітря схильні до розшарування по торцевих поверхнях.

У конструкціях ЛА значного поширення набули магнієві сплави. З магнієвих ливарних сплавів відливають великогабаритні конструкції тонкостінних відсіків корпусів (діаметром до 3 м та довжиною до 1,5 м). Таких унікальних ливарних характеристик не має практично жоден інший сплав. У той же час магнієві метали мають дуже низьку корозійну стійкість. Проте магнієві сплави можна застосовувати для внутрішніх деталей скрізь, а для зовнішніх – за дотримання певних умов:

1. Максимальна монолітизація конструкцій, оскільки стики магнієвих деталей є осередками корозії.

2. Мінімальна кількість або взагалі відсутність на зовнішній поверхні кишень (а якщо вони все ж таки є, слід забити їх мастилом типу ЦИАТИМ-205), стиків, уступів, подряпин тощо, адже в них можуть накопичуватися пил і волога, що сприяють інтенсивному розвитку корозії.

3. Наявність стоків вологи з поверхні магнієвих конструкцій або пристроїв для вентиляції конструкцій.

4. Термостатування кожної магнієвої деталі, тобто витримування її протягом деякого часу в середовищі при $t = (60...70) ^\circ\text{C}$ і 100%-ній вологості з метою виявлення деталей, схильних до корозії, за корозійним нальотом.

5. Правильний вибір матеріалу, що контактує з магнієм. Магнієві сплави дуже швидко руйнуються при контакті зі сталлю, міддю та її сплавами, алюмінієвими сплавами в корозійному середовищі. Можуть бути допущені контакти з магнієвими сплавами іншого складу, з оцинкованими або кадмованими деталями з будь-якими зі сплавів, з анодованим алюмінієм.

6. Нанесення захисних покриттів на деталі магнієвих сплавів. Найбільш поширеним методом захисту є хімічне оксидування з наступним нанесенням лакофарбових покриттів. Хімічне оксидування полягає у обробленні деталей в окислювальних середовищах, унаслідок чого на поверхні сплаву створюється тонка захисна плівка з окислів і солеподібних сполук. Хімічно оксидовані деталі з магнієвих сплавів стійкі до дії атмосфери, але не можуть чинити опір руйнівній дії морської води. Для захисту магнієвих сплавів від корозії широко застосовують також лакофарбові покриття та мастила.

Неметалічні матеріали, які використовують у конструкціях ракет, не повинні вбирати в себе вологу. Матеріали ущільнень і герметиків не повинні виділяти продукти, що мають високу активність і здатні вступати в активну взаємодію з конструкційними матеріалами.

Гострі кромки мають бути притуплені. Саме на гострих кромках елементів конструкції в першу чергу виникає корозія, і розвивається вона на них найбільш інтенсивно.

У конструкції слід уникати концентраторів напруження або залишкових деформацій після зварювання, клепання або термооброблення. Концентратори напруження та залишкові напруження є осередками інтенсивного розвитку корозійних процесів. Поверхнєве зміцнення, навпаки, перешкоджає розвитку та поширенню корозії.

З'єднання елементів конструкції, що взаємодіють із навколишнім середовищем, мають бути максимально герметизовані. Задля більшої герметичності заклепки, болти, гвинти ставлять на герметики, основою яких є тіокол. Для закриття стиків у конструкціях ракет застосовують капронові стрічки, просочені клеєм (рис. 3.1).

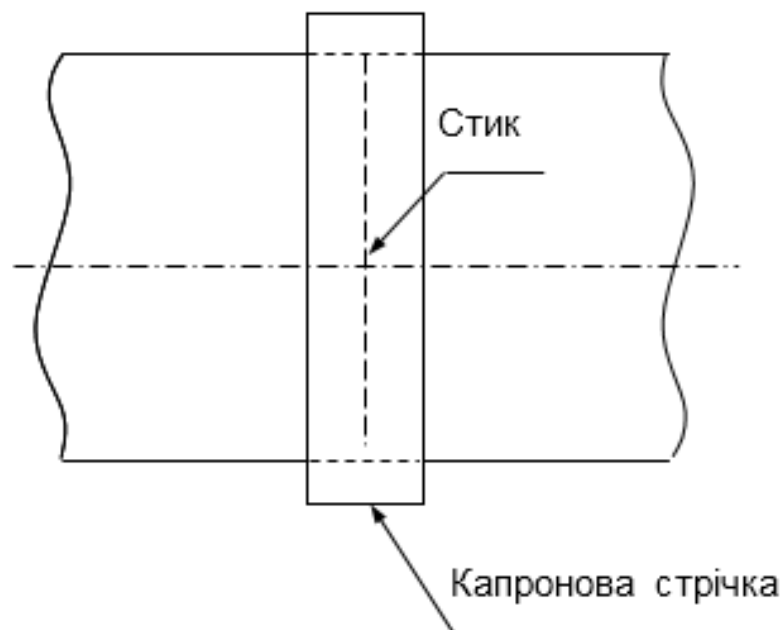


Рис. 3.1. Закриття стику капроною стрічкою

У фланцевих стиках рекомендується передбачати додаткове ущільнення (рис. 3.2).

Проточку 1 по всьому контуру розніму фланцевого стику заповнюють герметиком або мастилом типу ЦИАТИМ-205, які перешкоджають проникненню вологи в площину стику. Необхідність такого додаткового ущільнення викликана тим, що у фланцевому рознімі щільність прилягання поверхонь, що стикаються, по контуру нерівномірна. У районі стяжних болтів або шпильок вона висока, а в проміжках між ними можливі мікроскопічні зазори, крізь які волога може легко проникнути в простір між стиковими шпангоутами і спричинити корозію матеріалу.

Не рекомендується застосовувати для захисту конструкції поліетиленову плівку, бо волога, що потрапила всередину плівки, конденсується на стінці і видалити її практично неможливо. Більш доцільно для цих цілей використовувати парафінований папір.

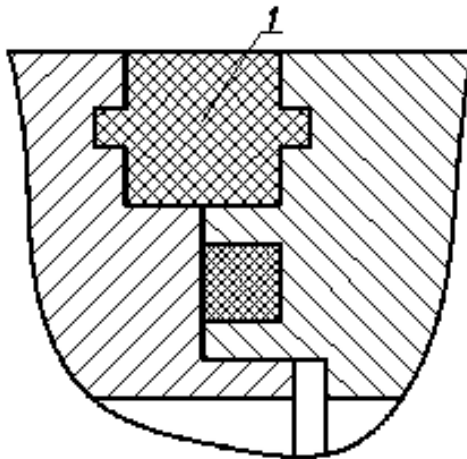


Рис. 3.2. Встановлення додаткового ущільнення

Непростим питанням є герметизація за допомогою гумових ущільнень. Під час проєктування таких ущільнень слід правильно вибрати:

- а) марку гуми;
- б) конфігурацію ущільнення;
- в) глибину обтискання гумового ущільнення;
- г) спосіб з'єднання з конструкцією.

Тільки грамотний підхід до вирішення цих питань гарантує надійну герметизацію.

На вибір марки гуми істотно впливає мікроклімат у зоні ущільнення. Глибина обтискання гумового ущільнення не має перевищувати 30 %, інакше еластичність гуми знижується. Не рекомендується приклеювати гуму до конструкційних матеріалів, що контактують по всій поверхні, оскільки це прискорює процес старіння гуми приблизно на 30 %. При проєктуванні канавки для укладання гумового ущільнення слід передбачати вільний простір для протікання гуми при обтисканні (рис. 3.3).

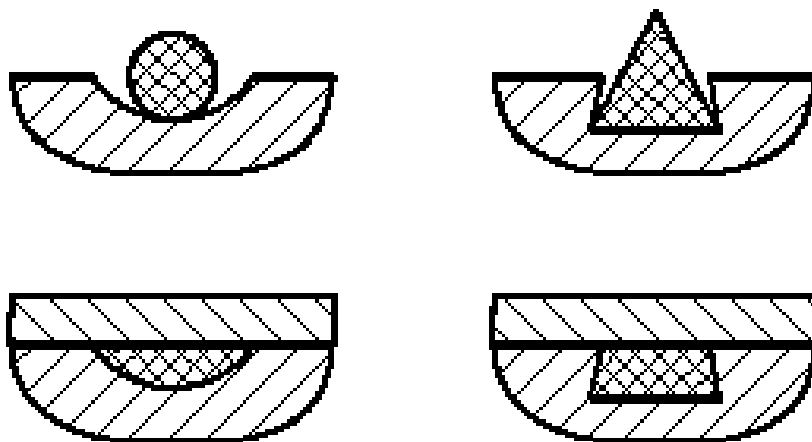


Рис. 3.3. Форми канавок для ущільнень

Будь-які легкодоступні та найуразливіші для корозії місця повинні мати гарний підхід для профілактичного огляду. Слід передбачити провітрювання конструкції за необхідності. Якщо уникнути щілин або зазорів не вдається, потрібно передбачити забиття їх герметиком або мастилом. Іноді, навпаки, збільшують зазори, щоб покращити провітрювання конструкції для видалення із зазорів та щілин пилу та вологи.

Важливим етапом експлуатації ракети є наземне обслуговування. На створення та відпрацювання ракети йде 7...10 років. В експлуатації вони знаходяться 10...15 років. Таким чином, життєвий цикл ЛА до його старіння становить 20...25 років. За цей період витрати на експлуатацію зазвичай перевищують первісну вартість виробу у три-п'ять разів. Велика кількість регламентних робіт – ознака недоопрацювання виробу. Воно суттєво збільшує витрати на експлуатацію.

Для того щоб експлуатація конструкції була зручною, нетрудомісткою та не вимагала спеціального наземного обладнання, необхідно при розробленні конструкції передбачити таке:

1. Можливість швидкої розконсервації виробу.
2. Мінімум вузлів конструкції та систем, що потребують регулювання або налагодження в процесі експлуатації.
3. Експлуатаційні розніми та люки, які б забезпечували зручні підходи для огляду та виконання всіх робіт, пов'язаних з монтажем та обслуговуванням агрегатів. Не можна демонтувати силові елементи конструкції під час встановлення або зняття блоків обладнання. Люки повинні мати кришки, що легко знімаються, а експлуатаційні розніми – обмежену кількість болтів.
4. Взаємозамінність основних вузлів конструкції.

Витрати на експлуатацію ЛА можна значно зменшити, збільшивши міжрегламентні терміни. Ще краще взагалі відмовитись від регламентних робіт. Це вплине не тільки на зниження експлуатаційних витрат, але і на надійність ЛА, бо будь-яке регламентне обслуговування порушує режим та умови експлуатації. Слід постійно враховувати, що зберігання само собою призводить до втрати надійності, старіння. При тривалому зберіганні ЛА зазвичай погіршуються механічні характеристики конструкційних матеріалів, унаслідок корозії змінюються геометричні розміри силових елементів, при дії повторно-статичних навантажень стає небезпечним руйнування від утомленості. Під час зберігання втрата надійності, старіння притаманні також і елементам бортового обладнання та силової установки.

Розкриття люків при проведенні регламентних робіт – це зміна мікроклімату всередині корпусу і, отже, створення додаткової небезпеки виникнення та розвитку корозії конструкції, відмов обладнання тощо. Будь-який підхід до конструкції у процесі експлуатації сприяє її передчасному

руйнуванню, зниженню надійності. При цьому руйнуються покриття, з'єднання, ущільнення, які надійно відновити вже не вдається.

При проектуванні конструкцій ракети слід враховувати також і те, що ремонт – це теж руйнація конструкції, і його потрібно уникати.

4. КОНСТРУКЦІЯ, МІЦНІСТЬ ТА ЇХ ВЗАЄМНИЙ ЗВ'ЯЗОК

Якщо пружні деформації не обмежені, то основна вимога до конструкції з точки зору її міцності зводиться до того, щоб навантаження, що діють на конструкцію, не викликали напружень, що перевищують руйнівні. При цьому маса конструкції, як зазначено вище, має бути найменшою. Взагалі зробити міцну конструкцію неважко. Значно складніше виконати її міцною та легкою. Визначальний вплив на масу конструкції надають: зовнішні навантаження, допустимі напруження, запаси міцності елементів конструкції і розподіл матеріалу в перерізах. Останній аспект розглянуто в розд. 2.

4.1. Навантаження, що діють на конструкцію

Ракета зазнає навантаження в польоті та при наземній експлуатації.

У польоті на літальний апарат діють розподілені аеродинамічні навантаження, викликані тиском (або розрідженням) та тертям між його поверхнею та повітряним потоком. Крім того, літальний апарат зазнає вагових та інерційних навантажень та тяги двигунів.

Аеродинамічні навантаження кожного агрегату конструкції прийнято представляти у вигляді двох складових рівнодійної сили – підйомної сили Y та сили лобового опору X .

Підйомні сили та сили лобового опору всіх частин апарата можна привести до єдиної рівнодійної, складовими якої будуть підйомна сила та сила лобового опору всього літального апарата.

Аеродинамічні навантаження та сила тяги двигуна є поверхневими силами; інерційні та вагові навантаження – масовими.

Відношення рівнодійної поверхневих сил, що діють на літальний апарат, до його ваги називається перевантаженням. Напрямок дії навантаження визначається вектором рівнодійної поверхневих сил. Однак у практиці розрахунків зручніше користуватися складовими навантаження, спрямованими по осях. У задачах динаміки польоту, де використовують швидкісну систему координат, навантаження по осях визначаються формулами

$$n_x = \frac{P \cos \alpha - X}{G}; \quad n_y = \frac{Y + P \sin \alpha}{G}. \quad (4.1)$$

У розрахунках на міцність сили (і перевантаження), що діють на літальний апарат, доцільно розглядати у зв'язаній системі координат. У цьому випадку перевантаження по осях X_1 та Y_1

$$n_{x1} = \frac{P - X_1}{G}; \quad (4.2)$$

$$n_{y1} = \frac{Y_1}{G}. \quad (4.3)$$

При проєктувальних розрахунках без великої помилки можна вважати, що

$$X_1 \approx X \text{ та } Y_1 \approx Y. \quad (4.4)$$

Надалі всюди використано зазначене припущення, а в позначенні перевантажень індекс «1» опущений.

При керуванні літальним апаратом завжди можлива команда на повне відхилення керма. Це призводить до виникнення коливального перехідного процесу, в якому літальний апарат може бути закинутий на великі кути атаки. Максимальні перевантаження у перехідному процесі, як відомо з курсу «Динаміка польоту», визначаються формулою

$$n_{max} = n_{всм} (1 + \sigma), \quad (4.5)$$

де $n_{всм}$ – перевантаження в польоті, що встановився;

σ – відносне перевищення перевантаження.

Величина перевищення перевантаження залежить від властивостей демпфувальної системи «літальний апарат – автопілот» і швидкості відхилення органів керування. При проєктуванні літального апарата бажано якнайбільше зменшувати величину перевищення перевантаження. Це знизить величину перевантаження, на яке проводять розрахунок на міцність. Зазвичай прагнуть того, щоб при будь-яких перекладках рулів $\sigma \leq 0,2 \dots 0,4$.

При наземній експлуатації навантаження виникають у разі підйому літального апарата на стартову установку, в момент обертання стартової установки з літальним апаратом, що знаходиться на ній, у передпусковий період, а також під час транспортування літального апарата.

Два останні випадки зазвичай є визначальними при розрахунку загальної міцності літального апарата, але слід пам'ятати, що вони можуть давати значні навантаження на окремі вузли та агрегати його конструкції.

Навантаження за умов експлуатації називають експлуатаційними. Однак у практиці розрахунку конструкцій літальних апаратів на відміну від загального машинобудування розрахунок на міцність ведуть не за експлуатаційними, а за руйнівними навантаженнями (які називають також розрахунковими) і руйнівним напруженням. Розрахункові навантаження потрібно вибирати так, щоб руйнівне напруження, що виникає від них, гарантувало межу пропорційності під час дії експлуатаційних навантажень (інакше в конструкції виникнуть залишкові деформації).

Коефіцієнт збільшення експлуатаційних навантажень називається коефіцієнтом безпеки

$$f = \frac{P_{розр}}{P^e} = \frac{n_{у\ розр}}{n_y^e}, \quad (4.6)$$

де $n_{у\ розр}$ – розрахункове перенавантаження.

Введення коефіцієнта безпеки, очевидно, забезпечує таке явище, коли руйнування може виникнути лише за навантажень, що перевищують експлуатаційні. При руйнівних навантаженнях повинні виникати руйнівні напруження $\sigma_{руйн}$, при експлуатаційних навантаженнях – напруження, що не перевищують межі пропорційності $\sigma_{пр}$. Звідси випливає, що

$$f = \frac{\sigma_{руйн}}{\sigma_{пр}}. \quad (4.7)$$

Якщо взяти за $\sigma_{руйн}$ межу міцності σ_e (випадок розтягування) і врахувати, що $\sigma_{пр} \approx (0,5 \dots 0,6) \sigma_e$, тоді $f = 1,5 \dots 2,0$.

Для літальних апаратів одноразової дії зазвичай беруть f не більше ніж 1,5. У деяких випадках (при використанні матеріалів з високою межею пропорційності або коли спотворення форми за рахунок залишкових деформацій не є небезпечними) значення цього коефіцієнта беруть ще меншим ($f = 1,15 \dots 1,2$).

При реальному проєктуванні вводяться коефіцієнти безпеки не тільки за навантаженням, але й за руйнівними напруженнями. Наприклад, під час розроблення ракети-носія «Пегас» приймалися такі коефіцієнти безпеки (для виробів, які проходять 100%-ний контроль):

– коефіцієнт безпеки за навантаженням, що задано для розрахунків на міцність, був прийнятий рівним $f_{миц} = 1,25$, для розрахунків на стійкість $f_{см} = 1,44$;

– під час проєктування металевих деталей, що працюють в області пружних деформацій, коефіцієнт зменшення руйнівних напружень (межі плинності) дорівнював $f_{\sigma t} = 1,1$;

– під час проєктування металевих деталей, що працюють в області пластичних деформацій, коефіцієнт зменшення руйнівних напружень (межі міцності) дорівнював $f_{\sigma b} = 1,25$;

– для литих деталей додатково вводився коефіцієнт безпеки $f_{лит} = 1,25$;

– для деталей з композиційних матеріалів коефіцієнт зменшення руйнівних напружень $f_{км} = 1,25$.

4.2. Величини руйнівних напружень

Руйнування конструкції може починатися або від вичерпання фізико-механічних характеристик матеріалу, або від втрати стійкості.

Вище було зазначено, що при розрахунку на руйнівні навантаження як допустимі беруть руйнівні напруження.

При цьому дійсні напруження від експлуатаційних навантажень у конструкції не повинні перевищувати межі пропорційності. Руйнівні напруження, отже, залежать від характеру деформації конструкції.

При розтягуванні руйнівні напруження елемента конструкції зазвичай менше тимчасового опору матеріалу елемента σ_b . Пояснюється це концентрацією напружень біля отворів для болтів і заклепок, біля місць витоків і зварних швів. Концентрація напружень, що має велике значення в межах пружності, значно зменшується при руйнівних навантаженнях унаслідок пластичності матеріалу. Досвід показав, що при розрахунку обшивки, стрингерів та інших розтягнутих елементів, зважаючи на концентрацію напружень біля отворів, необхідно знижувати тимчасовий опір матеріалу на 5...10 % (більше зниження відповідає високоміцним матеріалам). Міцність зварного шва залежить від якості зварювання. Зазвичай вона становить 75...80 % від тимчасового опору матеріалу.

При складному напруженому стані вичерпання фізико-механічних характеристик матеріалу оцінюється критеріями (гіпотезами) міцності.

Гіпотези міцності

Вказують умови переходу матеріалу до граничного напруженого стану. Вони замінюють заданий напружений стан з метою оцінювання його

небезпеки еквівалентним (рівнонебезпечним) йому одновісним розтягуванням. Напруження, що відповідає цьому уявному одновісному напруженому стану, називаються еквівалентними $\sigma_{екв}$. Незалежно від застосовуваної гіпотези міцності умова міцності записується як $\sigma_{екв} \leq \sigma_{гран}$.

Запас міцності $\eta = \frac{\sigma_{гран}}{\sigma_{екв}} = 0,95 \dots 1,05$.

Перша теорія міцності: гіпотеза найбільших нормальних напружень.

При додатних головних напруженнях:

$$\sigma_{екв} = \sigma_1.$$

При від'ємних головних напруженнях:

$$\sigma_{екв} = |\sigma_3|.$$

При $\sigma_1 > 0$ і $\sigma_3 < 0$ використовуються обидва вказані значення.

Дослідами ця теорія здебільшого не підтверджується. Застосовується вкрай рідко лише для дуже крихких матеріалів (кераміки, інструментальної сталі тощо):

$$\sigma_{гран} = \sigma_b.$$

Друга теорія міцності: гіпотеза найбільших відносних подовжень:

$$\sigma_{екв} = \sigma_1 - \mu(\sigma_2 + \sigma_3).$$

Майже не застосовується. Хороші результати виходять лише для крихкого стану матеріалу (легований чавун, високоміцна сталь після низького відпуску):

$$\sigma_{гран} = \sigma_b.$$

Третя теорія міцності: гіпотеза найбільших дотичних напружень:

$$\sigma_{екв} = \sigma_1 - \sigma_3.$$

Для плоского напруженого стану

$$\sigma_{екв} = \sqrt{\sigma^2 + 4\tau^2}.$$

Ця теорія застосовується для матеріалів, що чинять однаковий опір розтягуванню та стисненню. Добре узгоджується з результатами експериментів. Граничні напруження σ_t .

Четверта теорія міцності: гіпотеза питомої потенційної енергії формозміни:

$$\sigma_{екв} = \sqrt{\frac{1}{2}[(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_3 - \sigma_1)^2]}.$$

Для плоского напруженого стану

$$\sigma_{екв} = \sqrt{\sigma^2 + 3\tau^2}.$$

Ця теорія застосовується для пластичних матеріалів, що чинять однаковий опір розтягуванню та стисненню. Добре узгоджується з результатами експериментів. Граничні напруження σ_t .

При стисненні елементів конструкції руйнівні напруження залежать від того, як стискається цей елемент: без втрати стійкості або з її втратою. При чистому стисненні міцність елемента вища, ніж при розтягуванні. Це пояснюється збільшенням площі його перерізу внаслідок деформації. Виходячи з допустимих деформацій конструкції руйнівні напруження чистого стиснення беруть $\sigma_{руйн} = (1,3...1,4)\sigma_e$.

При поздовжньому вигині (рис. 4.1) руйнівними напруженнями є критичні напруження загальної або місцевої втрати стійкості $\sigma_{кр}$.

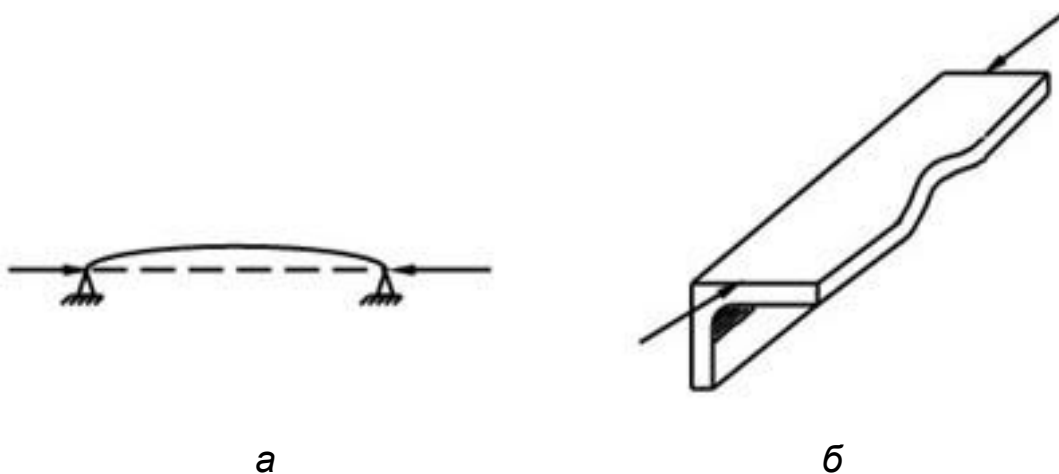


Рис. 4.1. Загальна (а) та місцева (б) втрата стійкості

Для стрижнів, пластин та оболонок ейлерові критичні напруження σ_e визначають за формулами будівельної механіки.

Критичні напруження загальної втрати стійкості визначають за формулою

$$\sigma_e^0 = \pi^2 E k_{оп} \left(\frac{i}{l} \right)^2, \quad (4.8)$$

де i – радіус інерції перерізу стисненого стрижня;

l – довжина стрижня;

$k_{оп}$ – коефіцієнт опирання (рис. 4.2).

При проєктувальних розрахунках беруть $k_{оп} = 1$.

Критичні напруження місцевої втрати стійкості при стисненні для пластини

$$\sigma_e^M = 0,9 K_M E \left(\frac{\delta}{b} \right)^2, \quad (4.9)$$

де δ – товщина пластини;

b – розмір сторони пластини, перпендикулярний до прикладеного навантаження;

K_M – коефіцієнт опирання (рис. 4.3).

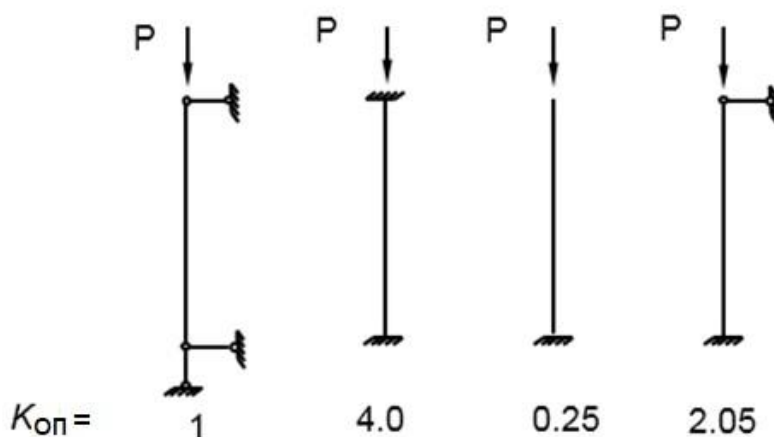


Рис. 4.2. Значення коефіцієнтів опирання залежно від закладення торців

Для оболонки критичні напруження місцевої втрати стійкості визначають за формулою

$$\sigma_e^M = kE \frac{\delta}{R}, \quad (4.10)$$

де δ і R – товщина і радіус оболонки;
 k – коефіцієнт опирання,

$$k = 1,79 \left(\frac{\delta}{R} \right)^{0,375}. \quad (4.11)$$

Приблизно можна взяти $k = 0,15$.

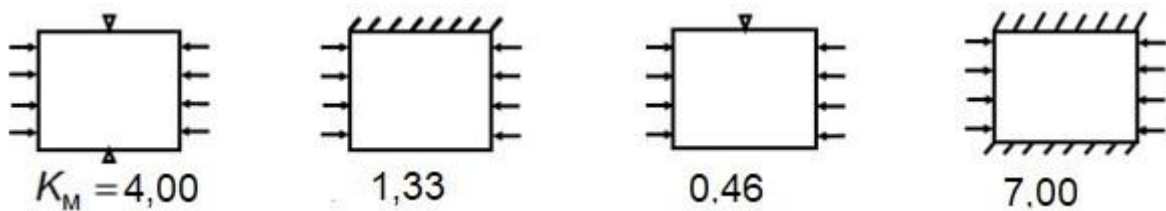


Рис. 4.3. Значення коефіцієнтів опирання пластини за місцевої втрати стійкості залежно від умов опирання

Якщо $\sigma_e \leq \sigma_t$, то $\sigma_{кр} = \sigma_e$. В іншому випадку за відсутності експериментальних даних зручно користуватися емпіричною формулою

$$\sigma_{кр} = \sigma_e \frac{1 + \nu}{1 + \nu + \nu^2}, \quad (4.12)$$

де $\nu = \frac{\sigma_e}{\sigma_e}$.

При зсуві величина руйнівних зсувних напружень залежить від того, втрачає стінка (оболонка) стійкість чи ні. Працюючі на зсув без втрати стійкості руйнівні зсувні напруження беруть рівними межі міцності при зсуві, тобто $\tau_{руйн} = \tau_e = (0,6 \dots 0,65) \sigma_e$.

При можливій втраті стійкості як руйнівні беруть критичні напруження. Їх величина в межах пружності визначається ейлеровими напруженнями.

Для пластини

$$\tau_e = 0,9 k_\tau E (\delta / b)^2, \quad (4.13)$$

де k_τ – коефіцієнт опирання (рис. 4.4).

Для оболонки

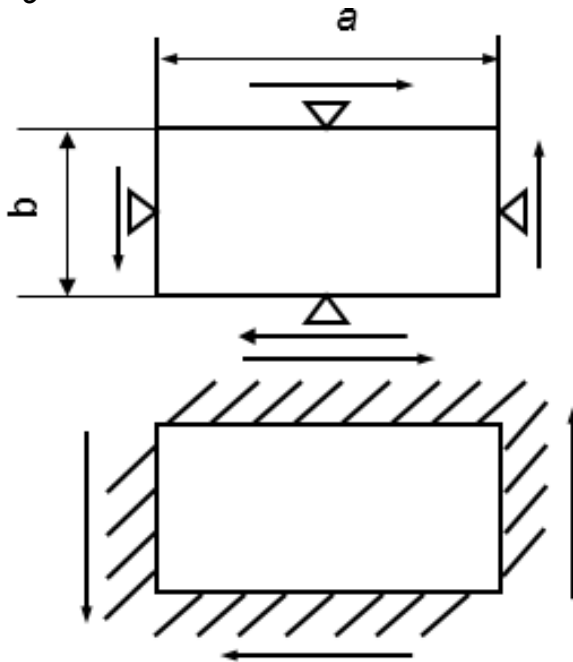
$$\tau_e = \bar{k} E \frac{\delta}{R} \sqrt[4]{\frac{R\delta}{I^2}}, \quad (4.14)$$

де l – довжина відсіку; $\bar{k} \approx 0,78$.

У пластичній зоні

$$\tau_{кр} = \tau_e \frac{1 + \nu}{1 + \nu + \nu^2}, \quad (4.15)$$

де $\nu = \frac{\tau_e}{\tau_e}$.



$$k_\tau = 5,34 + 4 \left(\frac{b}{a} \right)^2, \quad b < a,$$

$$k_\tau = 8,98 + 5,6 \left(\frac{b}{a} \right)^2, \quad b < a.$$

Рис. 4.4. Значення коефіцієнта k_τ

У разі великих надзвукових швидкостей польоту за будь-якого виду деформації елемента, розраховуючи руйнівні напруження, слід враховувати вплив високих температур, тобто зниження міцнісних та жорсткісних властивостей матеріалів.

При комбінованому навантаженні для оцінювання міцності користуються критерієм критичного стану

$$\frac{\sigma}{\sigma_{кр}} + \left(\frac{\tau}{\tau_{кр}} \right)^2 \leq 1.$$

4.3. Запаси міцності елементів конструкції

Запас міцності конструкції (елемента конструкції) є відношенням руйнівного навантаження до розрахункового, тобто $\eta = \frac{P_{руйн}}{P_{розр}}$. В ідеально

спроєктованій конструкції запас міцності дорівнює одиниці, але при цьому в окремих елементах конструкції він буде більшим за одиницю. У раціонально спроєктованій конструкції допустимим діапазоном запасу міцності є $\eta = 0,95 \dots 1,05$ (за наявності обмежень жорсткості $\eta > 1$).

5. КОНСТРУКЦІЙНІ МАТЕРІАЛИ ДЛЯ ЕЛЕМЕНТІВ КОНСТРУКЦІЙ РАКЕТ

5.1. Вибір матеріалу конструкції

При виборі матеріалу конструкції ракети необхідно враховувати низку факторів [4], [5]:

- механічні та фізичні властивості матеріалу;
- вартість матеріалу;
- можливість застосування високопродуктивних процесів оброблення;
- зміну характеристик матеріалу в експлуатаційному діапазоні температур;
- стійкість матеріалу до корозії.

Найбільшу увагу під час вибору матеріалу конструкції ракети слід приділяти забезпеченню необхідної міцності та жорсткості конструкції за найменшої маси.

Критерієм, що зв'язує міцність (жорсткість) та масу, є питома міцність (жорсткість) матеріалу. Чим більша питома міцність (жорсткість) матеріалу, тим менше маса конструкції.

Питома міцність матеріалу:

1. При розтягуванні (рис. 5.1).

Навантаження $P = \sigma F$.

Маса елемента конструкції

$$M = \rho l F = \rho l \frac{P}{\sigma_e} = \frac{\rho l}{\left[\sigma_e / \rho \right]} P, \quad (5.1)$$

де σ_e / ρ – питома міцність при розтягуванні.

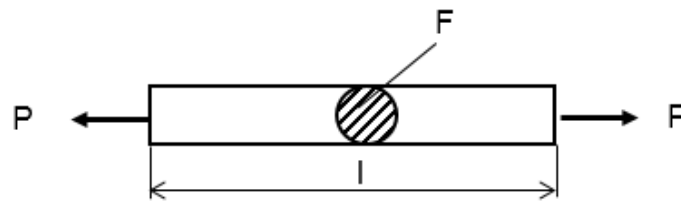


Рис. 5.1. Елемент конструкції при розтягуванні

2. При зсуві (рис. 5.2).

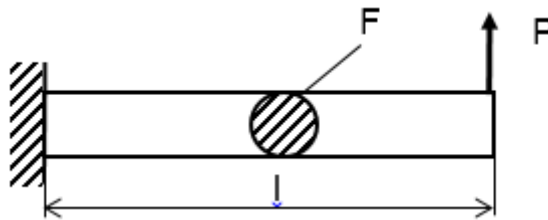


Рис. 5.2. Елемент конструкції при зсуві

Навантаження $P = \tau F$.

Маса елемента конструкції

$$M = \rho l F = \rho l \frac{P}{\tau_e} = \frac{Pl}{[\tau_e / \rho]}, \quad (5.2)$$

де τ_e / ρ – питома міцність при зсуві.

3. При поперечному згині (рис. 5.3).

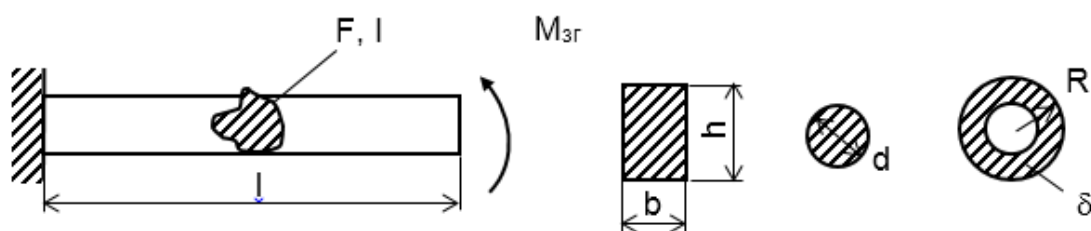


Рис. 5.3. Елемент конструкції при поперечному згині

Навантаження $M_{зг} = \sigma W$.

Для прямокутного перерізу $W = \frac{bh^2}{6}$; $F = bh$;

$$F^3 = \frac{36b}{h} W^2 = \frac{36b}{h} \left(\frac{M_{3z}}{\sigma_{\epsilon}} \right)^2.$$

Маса елемента конструкції

$$M = \rho l F = \rho l \left(\frac{36b}{h} \right)^{\frac{1}{3}} \left(\frac{M_{3z}}{\sigma_{\epsilon}} \right)^{\frac{2}{3}} = \sqrt[3]{\frac{36M_{3z}^2 b l^3}{h}} \frac{1}{\sigma_{\epsilon}^{2/3} / \rho}, \quad (5.3)$$

де $\sigma_{\epsilon}^{2/3} / \rho$ – питома міцність при поперечному згині.

Для круглого перерізу $W = \frac{\pi d^3}{32}$; $F = \frac{\pi d^2}{4}$;

$$F^3 = 16\pi W^2 = 16\pi \left(\frac{M_{3z}}{\sigma_{\epsilon}} \right)^2.$$

Маса елемента конструкції

$$M = \rho l F = \rho l (16\pi)^{1/3} \left(\frac{M_{3z}}{\sigma_{\epsilon}} \right)^{2/3} = \frac{\sqrt[3]{16\pi M_{3z}^2 l^3}}{\sigma_{\epsilon}^{2/3} / \rho}. \quad (5.4)$$

Для кільцевого перерізу $W = \pi R^2 \delta$; $F = 2\pi R \delta$;

$$F^3 = \frac{8\pi\delta}{R} W^2 = \frac{8\pi\delta}{R} \left(\frac{M_{3z}}{\sigma_{\epsilon}} \right)^2.$$

Маса елемента конструкції

$$M = \rho l F = \rho l \left(\frac{8\pi\delta}{R} \right)^{\frac{1}{3}} \left(\frac{M_{3z}}{\sigma_{\epsilon}} \right)^{\frac{2}{3}} = \sqrt[3]{\frac{8\pi\delta M_{3z}^2 l^3}{R}} \frac{1}{\sigma_{\epsilon}^{2/3} / \rho}. \quad (5.5)$$

4. При поздовжньому згині (рис. 5.4).

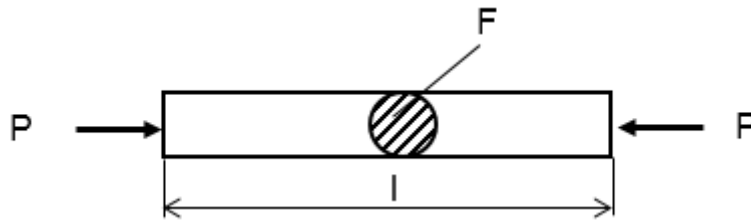


Рис. 5.4. Елемент конструкції при поздовжньому згині

Навантаження $P_{\text{крит}} = \frac{\pi^2 EI}{l^2}$.

Для прямокутного перерізу $I = \frac{bh^3}{12}$; $F = bh$;

$$F^2 = \frac{12b}{h} I = \frac{12b}{h} \left(\frac{P_{\text{крит}} l^2}{\pi^2 E} \right).$$

Маса елемента конструкції

$$M = \rho l F = \rho l \sqrt{\frac{12b}{h}} \sqrt{\frac{P_{\text{крит}} l^2}{\pi^2 E}} = \sqrt{\frac{12 P_{\text{крит}} b l^4}{\pi^2 h}} \frac{1}{\sqrt{E / \rho}}, \quad (5.6)$$

де $\sqrt{E / \rho}$ – питома міцність при поздовжньому згині.

Жорсткість матеріалу під час розтягування визначається його абсолютним подовженням Δl (рис. 5.5).

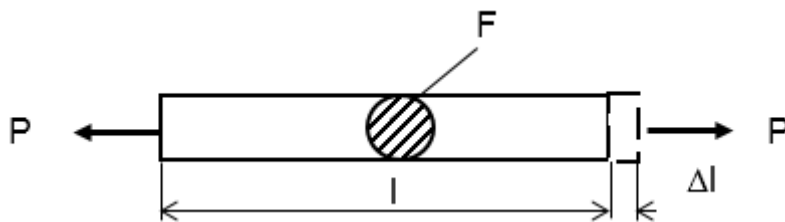


Рис. 5.5. До визначення питомої жорсткості при розтягуванні

Відносна деформація елемента $\varepsilon = \frac{\Delta l}{l} = \frac{\sigma}{E} = \frac{P}{EF}$.

Маса елемента конструкції

$$M = \rho l F = \rho l \frac{Pl}{\Delta l E} = \frac{Pl^2}{\Delta l} \frac{1}{E/\rho}, \quad (5.7)$$

де E/ρ – *питома жорсткість матеріалу під час розтягування*.

Отже, чим краще працює матеріал на той чи інший вид навантаження, тим вища його питома міцність (жорсткість).

Питомі характеристики основних типів конструкційних сплавів наведено у табл. 5.1.

Зі збільшенням температури питома міцність і жорсткість конструкційних матеріалів знижуються. Питома міцність при розтягуванні деяких конструкційних матеріалів показано на рис. 5.6.

При підвищених температурах виявляється повзучість матеріалу – помітне збільшення деформацій при постійному навантаженні матеріалу. Повзучість може призвести до зміни розподілу напруження, надмірного зростання деформацій і переміщень і навіть до руйнування конструкції. Характер зміни деформацій у часі при постійних напруженнях у елементах конструкції показано на рис. 5.7.

Таблиця 5.1

Питома характеристика деяких типів сплавів

Тип сплавів	Щільність ρ , кг/м ³	Межа міцності на розтягування σ_e , МПа	Модуль пружності E , ГПа	Питома міцність під час розтягування $\sigma_e/\rho \times 10^3$, м ² /с ²	Питома жорсткість під час розтягування $E/\rho \times 10^6$, м ² /с ²
Магнієві: деформовані ливарні	1760...1830 1760...1930	200...300 160...330	42...43 42...45	115...165 88...170	23,5...24,8 22,2...25,6
Алюмінієві: деформовані ливарні	2760...2900 2550...2890	380...560 200...340	70...77 70...72	138...194 76...122	23,3...27,7 25,0...27,4
Титанові: деформовані ливарні	4430...4680 4410...4490	600...1200 500...1000	110...120 100...118	136...256 113...213	23,6...27,0 22,3...26,5
Конструкційні сталі: якісні жароміцні	7800...7900 7900...7920	1000...1900 550...1000	190...210 185...200	128...243 70...126	24,3...27,0 23,4...25,2
Склопластик	2080	1680	35	80,7	16,8
Боропластик	2020	1400	210	69,3	104
Вуглепластик	1580	1480	140...280	88,6	88,6...177
Органопластик	1380	1120	77	81,1	55,8

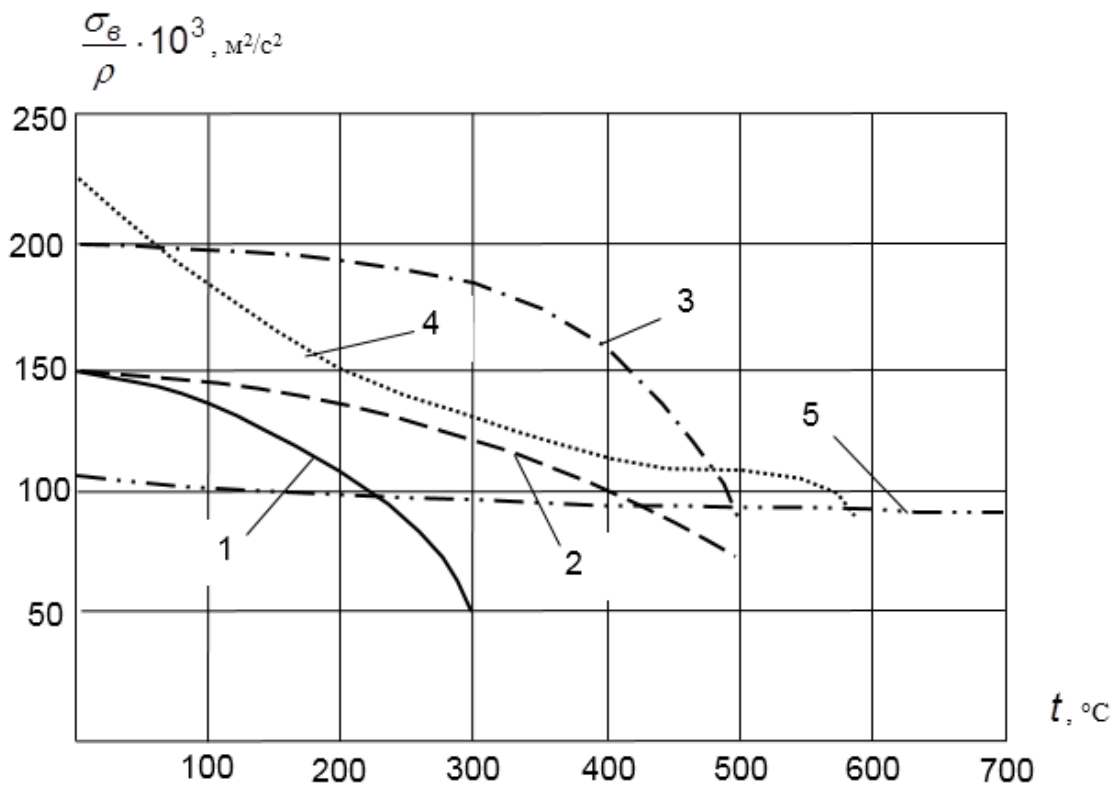


Рис. 5.6. Залежність питомої міцності деяких сплавів від температури:
 1 – Д16Т ($\sigma_{\epsilon} = 420$ МПа; $\rho = 2780$ кг/м³); 2 – 30ХГСА ($\sigma_{\epsilon} = 1200$ МПа;
 $\rho = 7850$ кг/м³); 3 – 30ХГСНА ($\sigma_{\epsilon} = 1600$ МПа; $\rho = 7800$ кг/м³);
 4 – ВТ6 ($\sigma_{\epsilon} = 1000$ МПа; $\rho = 4430$ кг/м³); 5 – Х18Н9Т ($\sigma_{\epsilon} = 850$ МПа; $\rho = 7900$ кг/м³)

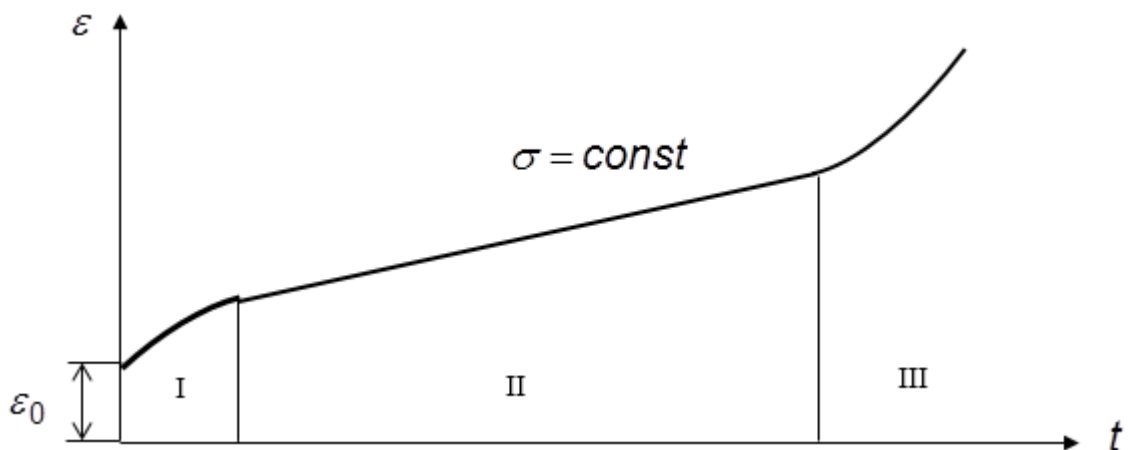


Рис. 5.7. Характер зміни деформацій при повзучості:
 I – область повзучості (з переважанням механізмів зміцнення);
 II – область повзучості, що встановилася;
 III – область прискореної повзучості (з величезним переважанням механізмів розміцнення)

Типову діаграму фізичного закону для алюмінієвого сплаву Д16Т за температури $T = 300$ °С зображено на рис. 5.8.

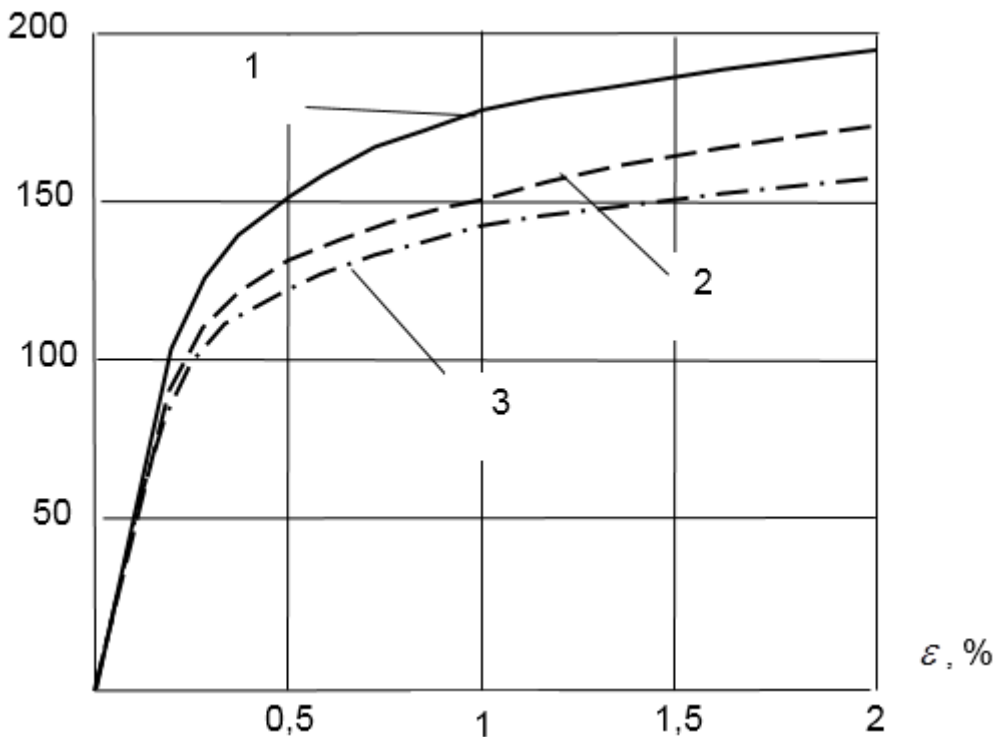


Рис. 5.8. Залежність напруження від деформацій для сплаву Д16Т при $T = 300\text{ }^{\circ}\text{C}$:
 1 – $t = 0\text{ с}$; 2 – $t = 100\text{ с}$; 3 – $t = 200\text{ с}$

5.2. Коротка характеристика основних конструкційних матеріалів

5.2.1 Алюмінієві сплави

Більшість алюмінієвих сплавів мають хороші технологічні властивості: їх обробляють тиском, зварюють точковим зварюванням, добре обробляють різанням.

Алюмінієві сплави класифікують за технологією отримання деталей (деформовані, ливарні, спечені), здатністю до термічного оброблення (зміцнювані та незміцнювані) та властивостями. До незміцнюваних сплавів належать АМц і АМг. До зміцнюваних алюмінієвих сплавів належать дуралюміни (Д), кувальні сплави (АК) і високоміцні сплави (В).

Деталі з алюмінієвих сплавів у більшості випадків анодують з метою підвищення корозійної стійкості (товщина оксидного шару – 15...20 мкм), після чого покривають лаком.

Деформовані сплави

Сплави АМц і АМг застосовують для виробів, які отримують глибокою витяжкою. Вони мають високу корозійну стійкість, зміцнюються пластичною деформацією. Їх використовують для виготовлення баків, трубопроводів.

Дуралюміни зміцнюють загартуванням з природним старінням (п'ять-сім діб). Деталі, що працюють при підвищених температурах (до 200 °С), піддають штучному старінню (10 годин при $T = 190$ °С).

Кувальні сплави стійки до утворення тріщин при гарячій пластичній деформації. Їх застосовують після загартування та штучного старіння. Кування та штампування цих сплавів проводять при $T = 450...475$ °С.

Високоміцні сплави застосовують для виготовлення високонавантажених деталей, що працюють переважно в умовах стискальних навантажень. Найбільше зміцнення цих сплавів одержують при загартуванні ($T = 465...475$ °С) та старінні (16 годин при $T = 140$ °С).

Ливарні сплави застосовують для виготовлення фасонних деталей. Раціональне використання ливарних сплавів дає змогу зменшити вартість виготовлення деталей на 25...30 %.

Характеристики найбільш застосованих алюмінієвих сплавів

Д16. Найбільш поширеним в авіа- і ракетобудуванні є алюмінієвий сплав. Щільність його $\rho = 2780$ кг/м³; межа міцності при розтягуванні $\sigma_{\epsilon} = 420$ МПа; модуль пружності $E = 72$ ГПа. Сплав має середню пластичність, добре зварюється роликним і точковим зварюванням, погано – газовим і дуговим. Оброблюваність різанням у сплавів Д16АТ, Д16АТН задовільна, у Д16АМ – знижена. Його випускають у вигляді листів, труб, профілів, монолітних панелей. Застосовують для основних силових елементів конструкції при $T \leq 200$ °С.

Маркування сплавів Д16: А – покращений; М – відпалений, м'який; Т – термооброблений (загартування плюс природне старіння); Т1 – термооброблений (загартування плюс штучне старіння); Н – нагартований; В – з підвищеною якістю викочування; Про – з підвищеною якістю викочування відпалених листів; УП – з потовщеним плакуванням.

Д19, Д20, Д21, Д40 – сплави з аналогічними властивостями. Їх застосовують у відпаленому або загартованому та природно зістареному стані (чотири-п'ять діб) для обшивок і деталей каркасу, що працюють при температурах до $T = 250$ °С.

В95. Високоміцний сплав. Щільність $\rho = 2850$ кг/м³; межа міцності при розтягуванні $\sigma_{\epsilon} = 600$ МПа; модуль пружності $E = 72$ ГПа. У відпаленому та свіжозагартованому стані сплав має середню пластичність, у зістареному – дуже низьку. Добре зварюється точковим зварюванням, погано – газовим. Добре обробляється різанням. Його випускають у вигляді листів, плит, штамповок, поковок, профілів, панелей, прутків. Застосовують для відповідальних елементів (лонжерони, шпангоути) при $T \leq 120$ °С. Дуже чутливий до концентраторів напруги.

Аналогічні властивості мають сплави **В92** і **В93**.

АМц. Незміцнюваний сплав, що деформується. Щільність сплаву $\rho = 2730 \text{ кг/м}^3$; межа міцності при розтягуванні $\sigma_{\text{e}} = 220 \text{ МПа}$; модуль пружності $E = 71 \text{ ГПа}$. Сплав має високу пластичність, зварюваність, корозійну стійкість. Його застосовують у вигляді листів і труб у відпаленому та нагартованому станах для деталей баків та трубопроводів.

АК4. Кований сплав. Щільність $\rho = 2850 \text{ кг/м}^3$; межа міцності при розтягуванні $\sigma_{\text{e}} = 420 \text{ МПа}$; модуль пружності $E = 75 \text{ ГПа}$. Сплав має високу пластичність, задовільно зварюється точковим і роликним зварюванням, обробляється різанням, добре кується і штампується. Його застосовують для виготовлення кованих та штампованих деталей середньої навантаженості, що працюють до $T = 250 \text{ }^\circ\text{C}$.

Аналогічні властивості мають сплави **АК5, АК6, АК8**.

АЛ9. Щільність $\rho = 2660 \text{ кг/м}^3$; межа міцності при розтягуванні сплаву $\sigma_{\text{e}} = 200 \text{ МПа}$; модуль пружності $E = 70 \text{ ГПа}$. Сплав має хороші ливарні властивості, задовільно обробляється різанням, зварюється газовим та аргонодуговим зварюванням. Його використовують для виливання деталей складної конфігурації в землю, під тиском і в кокіль. Застосовують для виготовлення деталей підвищеної корозійної стійкості, схильних до ударних навантажень при $T \leq 80 \text{ }^\circ\text{C}$.

АЛ19. Щільність $\rho = 2780 \text{ кг/м}^3$; межа міцності при розтягуванні сплаву $\sigma_{\text{e}} = 370 \text{ МПа}$; модуль пружності $E = 70 \text{ ГПа}$. Технологічні властивості аналогічні властивостям АЛ9. Його застосовують для виготовлення деталей, які працюють до $T = 300 \text{ }^\circ\text{C}$.

5.2.2. Магнієві сплави

З магнієвих сплавів виготовляють легкі деталі складної конфігурації, що мають високу твердість. Ці сплави добре обробляються різанням, здатні сприймати ударні навантаження, зварюються контактним роликним та аргонодуговим зварюванням у середовищі інертних газів. Обробляються тиском у гарячому стані ($300 \dots 400 \text{ }^\circ\text{C}$).

До їх недоліків належить самозаймання при $T = 620 \text{ }^\circ\text{C}$ та низька корозійна стійкість. Неприпустимий прямий контакт цих сплавів з деталями зі сталі, міді і нікелю, з алюмінієвими сплавами. Поверхня деталей з магнієвих сплавів має бути захищена оксидною плівкою або лакофарбовим покриттям.

Характеристики деяких магнієвих сплавів

МА8. Магнієвий сплав, що деформується. Термооброблення – відпал. Щільність $\rho = 1780 \text{ кг/м}^3$; межа міцності сплаву при розтягуванні

$\sigma_{\epsilon} = 250$ МПа; модуль пружності $E = 41$ ГПа. Сплав має задовільну пластичність, добре обробляється різанням. Його застосовують для виготовлення деталей, що працюють при $T \leq 200$ °С, короткочасно – до $T \leq 250$ °С.

МЛ5. Ливарний метал. Термооброблення – загартування плюс старіння. Щільність $\rho = 1830$ кг/м³; межа міцності при розтягуванні сплаву $\sigma_{\epsilon} = 220$ МПа; модуль пружності $E = 42$ ГПа. Сплав добре обробляється різанням, задовільно зварюється аргонодуговим та газовим зварюванням. Його застосовують для виготовлення малонавантажених деталей складної конфігурації, що працюють при $T \leq 150$ °С, короткочасно – до $T \leq 250$ °С.

5.2.3. Титанові сплави

Титанові сплави відрізняються високою міцністю, низькою щільністю, добре обробляються різанням, штампуванням, добре ллються. Сплави титану мають високу корозійну стійкість, навіть у морській воді та агресивних середовищах. Зберігають високі характеристики у широкому діапазоні температур: від наднизьких до $T = 500 \dots 600$ °С.

До недоліків титанових сплавів належать їх висока вартість і підвищена чутливість до концентраторів напруг.

Зниження вартості деталей з титанових сплавів досягається в основному завдяки застосуванню прогресивних високопродуктивних технологічних процесів (зварювання, зокрема дифузійного, надпластичного деформування, лиття, ізотермічного штампування та прокатки, порошкової металургії та ін.).

Характеристики деяких титанових сплавів

ОТ4-1. Титановий сплав, що деформується, підвищеної пластичності. Термооброблення – загартування плюс старіння. Термообробленням не зміцнюється. Щільність $\rho = 4550$ кг/м³; межа міцності при розтягуванні сплаву $\sigma_{\epsilon} = 700$ МПа; модуль пружності $E = 105$ ГПа. Сплав має хорошу пластичність, зварюється. Його застосовують у вигляді листів і труб для деталей обшивок та каркасу, що працюють при $T \leq 350$ °С.

ВТ14. Високоміцний титановий сплав підвищеної пластичності, що деформується. Термооброблення – загартування плюс старіння. Щільність $\rho = 4520$ кг/м³; межа міцності при розтягуванні $\sigma_{\epsilon} = 1000$ МПа; модуль пружності $E = 125$ ГПа. Сплав має хорошу пластичність, задовільно деформується в гарячому стані, обробляється різанням, зварюється аргонодуговим зварюванням. Його застосовують для силових деталей із поковок, листів, що працюють при $T \leq 400$ °С.

ВТЛ-1. Ливарний титановий сплав. Термооброблення не застосовується, оскільки воно знижує пластичність. Межа міцності при розтягуванні $\sigma_e = 1000$ МПа; щільність $\rho = 4430$ кг/м³; модуль пружності $E = 115$ ГПа.

5.2.4. Сталі

У конструкціях літальних апаратів застосовують леговані та жароміцні сталі, що мають високі механічні характеристики та технологічність.

Для захисту сталей від корозії використовують металеві покриття (цинкові, хромові, кадмієві, нікелеві), фосфатування, вороніння, азотування, лакофарбові покриття та мастила.

Термооброблення більшості сталей буває двох видів:

- попереднє – відпал та нормалізація;
- остаточне – загартування плюс відпуск.

Характеристики деяких сталей

30ХГСА. Найбільш поширена конструкційна сталь. Термооброблення – загартування в мастилi та відпуск. Щільність $\rho = 7850$ кг/м³; межа міцності при розтягуванні $\sigma_e = 1200$ МПа; модуль пружності $E = 200$ ГПа. Має задовільну пластичність у відпаленому стані, добре зварюється дуговим та задовільно – усіма іншими видами зварювання, погано обробляється різанням. Покриття: цинкування, пасивування, кадмування, вороніння, хромування, ґрунтування та фарбування.

Сталь цієї марки застосовують для навантажених деталей (корпусу двигуна, цапф крил, повітряних акумуляторів тиску, поясів лонжеронів, шпангоутів та силових нервюр, стикових вузлів) до $T \leq 500$ °С.

30ХГСНА. Щільність $\rho = 7770$ кг/м³; межа міцності при розтягуванні сплаву $\sigma_e = 1600$ МПа; модуль пружності $E = 200$ ГПа. Особливо чутлива до повторних навантажень та концентраторів напруг. Застосовується для сильно навантажених відповідальних деталей, що з'єднуються зварюванням до $T \leq 500$ °С.

1Х18Н9Т. Нержавіюча сталь. Термооброблення – загартування у воді. Щільність $\rho = 7900$ кг/м³; межа міцності при розтягуванні і модуль пружності відповідно $\sigma_e = 620$ МПа і $E = 188$ ГПа. Має хороші технологічні властивості. Витримує глибоку витяжку до 40 %. Задовільно обробляється різанням, добре зварюється. Застосовується для деталей із підвищеною корозійною стійкістю до $T \leq 500$ °С.

Сталь 20. Зміцнювальному термообробленню не піддається. Межа міцності при розтягуванні $\sigma_{\epsilon} = 410$ МПа. Антикоровозійні покриття: вороніння, цинкування, пасивування, кадмування, хромування, фарбування. Застосовується для зварних вузлів, кронштейнів, кріплень.

Сталь 45. Термооброблення – загартування плюс відпуск. Межа міцності при розтягуванні $\sigma_{\epsilon} = 600$ МПа. Антикоровозійні покриття: вороніння, цинкування, пасивування, хромування. Застосовується для вилок, вушок тяг, осей, валів, кронштейнів, штоків, кріплень.

5.2.5. Сплави, що працюють при високих температурах

Як конструкційні матеріали, призначені для роботи при температурах $t = 700 \dots 1000$ °С, застосовують сплави Fe, Co і Ni, при $t > 1000$ °С використовують сплави, температура плавлення яких перевищує 1800 °С, – це сплави на основі Ta, Nb, Mo і W. Типові залежності меж міцності таких сплавів від температури показано на рис. 5.9.

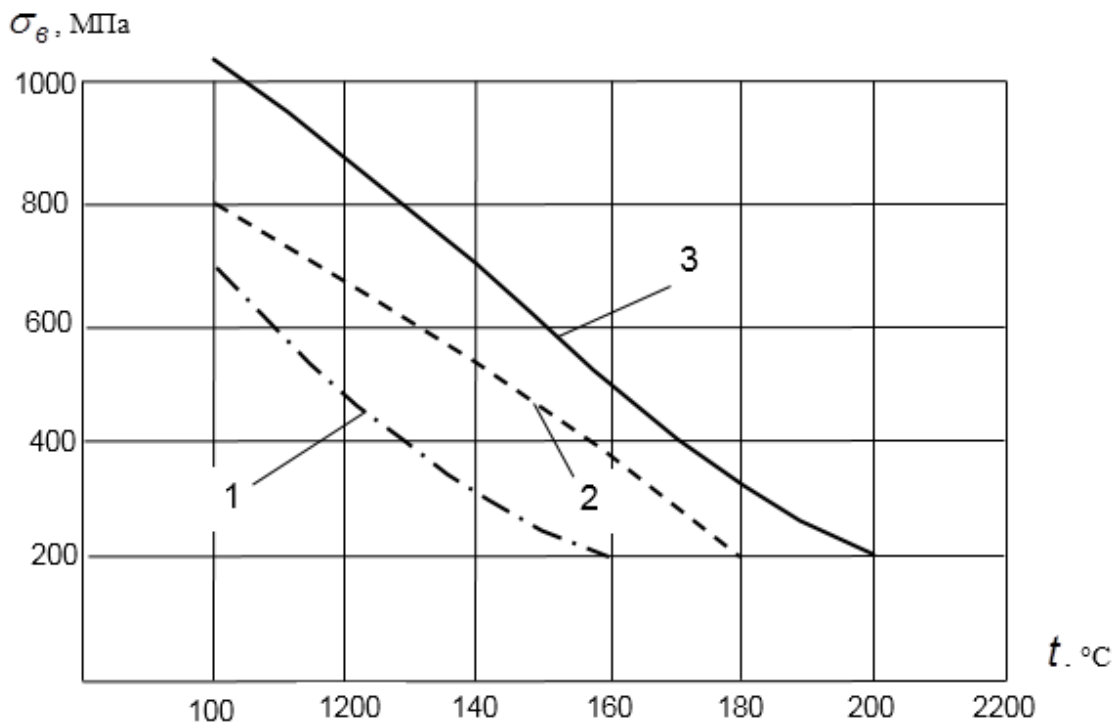


Рис. 5.9. Типові залежності меж міцності сплавів від температури:
1 – сплави Ta; 2 – сплави Mo; 3 – сплави W

Характеристики деяких тугоплавких металів

Вольфрам (W): щільність $\rho = 19,2$ г/см³, температура плавлення $t_{пл} = 3350$ °С, межа міцності $\sigma_{\epsilon} = 500$ МПа.

Вольфрам і його сплави є найбільш тугоплавкими серед металів. Однак вольфрам утворює на повітрі оксид, який при температурі вище

700 °С є дуже летким. Нанесення на поверхню деталі із вольфраму захисного шару з оксиду алюмінію підвищує робочу температуру до 2100 °С.

Молібден (Mo): щільність $\rho = 10,2 \text{ г/см}^3$, температура плавлення і межа міцності відповідно $t_{\text{пл}} = 2625 \text{ °С}$ і $\sigma_{\text{в}} = 670 \text{ МПа}$.

Молібден має найвищу питому міцність у діапазоні температур 1100...1300 °С, проте швидко окиснюється при температурі понад 750 °С. Для захисту від корозії його плакують ніхромом або хромом.

Тантал (Ta): щільність $\rho = 16,6 \text{ г/см}^3$, температура плавлення і межа міцності відповідно $t_{\text{пл}} = 2900 \text{ °С}$ і $\sigma_{\text{в}} = 500 \text{ МПа}$.

Тантал має високу стійкість проти корозії та ерозії, але окиснюється при високих температурах від водяної пари та окису вуглецю.

5.2.6. Конструкційні композиційні матеріали

Композити – це матеріали, які складаються з двох або більше компонентів, різних за своєю природою.

Основні компоненти композиційних матеріалів – волокнисті армувальні матеріали (наповнювач) і синтетичні зв'язувальні речовини. Тонкі високоміцні волокна забезпечують міцність і жорсткість конструкції, а зв'язувальна речовина надає матеріалу монолітність, сприяє рівномірному розподіленню зусиль між волокнами, а також бере участь у сприйнятті навантаження. Окрім того, зв'язувальні речовини дають можливість формувати матеріал, захищають волокна від впливу різноманітних зовнішніх факторів.

Використання композиційних матеріалів дає змогу значно зменшити масу, підвищити міцність, жорсткість та теплостійкість конструкції. За питомими характеристиками міцності та жорсткості композити у 2...3 рази переважають традиційні матеріали та сплави (див. табл. 5.1).

На сьогодні найбільшого поширення у аерокосмічній техніці набули композиційні матеріали на основі скловолокна, вугле- і бороволокна.

Характеристики армувальних матеріалів

Скловолокно: межа міцності може досягати 2500 МПа, щільність становить від 1800 до 2000 кг/м^3 , модуль пружності першого порядку – від 50 до 130 ГПа.

Скловолокно об'єднує у собі порівняно невелику щільність з високою теплостійкістю, хімічною стійкістю і міцністю, низькою теплопровідністю і коефіцієнтом теплового розширення. Цей матеріал є стійким до дії біологічних факторів, але має низьку стійкість до багаторазового згинання і тертя, невеликий модуль пружності, і його характеристики механічної міцності знижуються у водному середовищі.

Вуглеволокно поділяють на дві групи:

- високоміцні волокна з межею міцності 2450...3140 МПа та порівняно невеликим модулем пружності 175...215 ГПа;
- високомодульні волокна з межею міцності 770...2160 МПа і модулем пружності 345...350 ГПа.

Вуглеволокно має порівняно невелику щільність, високу статичну міцність і опір до втоми, жорсткість, корозійну стійкість, зносостійкість, невеликий коефіцієнт температурного розширення і електропровідність.

Матеріали на основі вуглеволокна мають виключно високу теплостійкість. В інертному середовищі їх міцність і модуль пружності не змінюються до температури 1500 °С, однак у повітрі температура довготривалої експлуатації становить 300...400 °С. Мають високу хімічну стійкість до більшості агресивних середовищ, однак при контакті з металами прискорюють корозію останніх.

Бороволокно: межа міцності може досягати 3500 МПа, щільність становить 2600 кг/м³, модуль пружності першого порядку – 300...400 ГПа.

Має високий опір стисненню, зсуву та зрізуванню; низьку повзучість, високу твердість і модуль пружності. Бороволокно стійке до дії проникальної радіації; довгострокова дія води, органічних розчинників і паливо-мастильних матеріалів не змінює його механічні властивості. Має достатньо високу ціну.

Боропластики використовують для виготовлення деталей, до питомої міцності і жорсткості яких ставлять високі вимоги. Їх також використовують для місцевого посилення металевих конструкцій.

6. ВПЛИВ ТЕХНОЛОГІЇ ВИГОТОВЛЕННЯ НА КОНСТРУКЦІЇ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ

6.1. Забезпечення якості поверхонь деталей

Працездатність та ефективність конструкцій багато в чому залежать від якості поверхонь деталей. Під якістю поверхні розуміють стан її поверхневого шару як результат впливу на нього одного або декількох послідовно застосовуваних технологічних процесів. Вона характеризується головним чином шорсткістю і фізико-механічними властивостями.

Параметри шорсткості вибирають з номенклатури параметрів, встановленої ДСТУ 2413-94, серед яких найважливіші:

- середньоарифметичне відхилення профілю рельєфу реальної поверхні від ідеальної (номінальної);
- висота нерівностей профілю по десяти точках, що вимірюється від довільної лінії, паралельної до середньої лінії профілю, і є сумою середніх

абсолютних значень висот точок п'яти найбільших виступів профілю і глибин п'яти найбільших западин профілю в межах базової довжини.

Шорсткість поверхонь деталей впливає, перш за все, на спрацювання сполучених третювих деталей. Але знижувати шорсткість доцільно до певної межі. На дуже чистих поверхнях погано утримується мастило, внаслідок чого можливе збільшення спрацювання та схоплювання сполучених деталей. Тому пришабрені поверхні краще притертих, оскільки на них є поглиблення («кишені»), що утримують мастило. Хороше утримання мастила забезпечується шаром пористого хрому. Спрацювання третювих з'єднань значно зменшується при термічному і хімікотермічному обробленні (поверхневому загартуванні, цементації, ціануванні, азотуванні, дифузійному хромуванні, боруванні, алітуванні, силіцуванні тощо), наплавленні та плазмовому напилюванні деталей твердими сплавами.

Шорсткість поверхні впливає на міцність деталей, що працюють в умовах циклічного, знакозмінного, а також ударного навантаження. Западини мікропрофілю є своєрідними надрізами на поверхні та спричиняють концентрацію напружень та утворення втомних тріщин. Так, коефіцієнт концентрації напруги для поверхонь, оброблених різанням, знаходиться в межах 1,5...2,5. Тому для відповідальних деталей часто призначають додаткове оброблення поверхонь.

Від якості поверхні залежить контактна жорсткість стиків деталей, що з'єднуються. Шорсткість поверхонь зменшує фактичну площу контакту. Несна поверхня контакту при висоті мікронерівностей від 2,5 до 8 мкм після розгортання та шліфування становить 10 %; при висоті мікронерівності від 0,8 до 2,5 мкм для тих же методів оброблення вона підвищується до 40 %; при алмазному точінні і звичайному притиранні вона досягає 63 %, а внаслідок тонкого шліфування, алмазного вигладжування, тонкого притирання і суперфінішування – 80...90 %.

Параметри шорсткості деталей конструктор призначає залежно від їх функціонального призначення, прагнучи не завищувати чистоту поверхні, оскільки це здорожує виробництво.

Високій точності оброблення завжди відповідає мала шорсткість поверхні. Таку відповідність зумовлено не тільки умовами роботи деталі, а й необхідністю отримання стійких та надійних результатів вимірювання її розмірів. Висота нерівностей знаходиться в межах 0,05...0,2 допуску на розмір. Для поверхонь з шорсткістю $R_a = 5,0...0,02$ мкм при пресових посадках висота нерівностей 0,10...0,12, при перехідних посадках 0,08...0,1, при посадках руху 0,05...0,07.

На кресленнях деталей для всіх поверхонь, незалежно від методу їх утворення (крім поверхонь, шорсткість яких не обумовлена вимогами конструкції), наносять умовний знак з позначенням параметра шорсткості

відповідно до ДСТУ 2413-94. У більшості випадків вказують один з параметрів – R_a або R_z .

Для різних випадків позначення шорсткості застосовують знаки: тільки для позначення шорсткості без встановлення виду оброблення; для поверхні, яка має бути оброблена з видаленням шару металу (струмлінням, фрезеруванням, свердлінням, шліфуванням, поліруванням, травленням тощо); для поверхні, яка має бути оброблена без видалення шару металу (литтям, куванням, об'ємним штампуванням, прокаткою, волочінням тощо), а також для поверхні, що не обробляється за цим кресленням, тобто зберігається в стані поставки. Над знаком проставляють допустиме значення параметрів R_a без символу. Для інших параметрів – після відповідного символу. Вид оброблення поверхні вказують на позначенні шорсткості тільки в тих випадках, коли він є єдино допустимим для отримання необхідної якості поверхні. Способи оброблення та відповідні параметри шорсткості поверхні наведено у довідковій літературі.

Якщо всі поверхні деталі мають однакову шорсткість, то її позначення наносять у правому верхньому куті креслення. Якщо частина поверхонь деталі має однакову шорсткість, її значення поміщають у правому верхньому куті креслення з умовним позначенням. Це означає, що всі поверхні, на зображенні яких не нанесено позначення шорсткості, повинні мати зазначену шорсткість. Якщо частину поверхні не обробляють за цим кресленням, то в правому верхньому куті креслення поміщають відповідний знак.

6.2. Урахування в конструкції деталей особливостей термічного оброблення

Деталі, що піддаються термічному обробленню, повинні мати просту форму і по можливості симетричну конфігурацію без гострих граней, тонких перемичок і різких переходів у перерізах. Небажано мати на таких деталях прорізи, отвори та канавки, в зоні яких можуть виникнути напруги та тріщини при нагріванні та охолодженні. Шорсткість поверхні деталей, що піддаються гартуванню, має бути не нижче $R_a = 10$ мкм. При більшій шорсткості можливе утворення тріщин.

У деталях, загартовуваних за допомогою струмів високої частоти, товщина загартованого шару має бути більша за глибину наявних кільцевих виточок, інакше деталі руйнуються за виточками. Різь на деталях, що піддаються термічному обробленню, рекомендується не розжарювати, бо тоді вони набувають підвищеної твердості та крихкості.

6.3. Особливості конструювання деталей, що виконуються литтям

На форми деталей, що виконуються литтям, крім власної силової схеми, впливають обраний спосіб лиття та технологічні властивості сплаву. Для найбільш повної реалізації переваг лиття кількість оброблюваних поверхонь слід зменшувати. Враховуючи те, що найкращі міцнісні властивості мають тонкі литі стінки, конструкцію литої деталі слід робити тонкостінною в межах мінімальних товщин для обраного способу лиття. Щоб полегшити видалення виливків з форми, деталі повинні мати відповідні ливарні ухили (за рахунок потовщення стінок), крім деталей, що відливаються за ливарними моделями. Ливарні ухили вибирають у межах від 30' до 7° залежно від способу лиття та ливарних характеристик сплаву.

При конструюванні виливків необхідно вибрати спосіб лиття, визначити положення вилівка у формі, вибрати площину розніму, призначити товщину стінок вилівка. Спосіб лиття вибирають з урахуванням матеріалу деталі, її конфігурації, необхідної точності, програми випуску, а також собівартості виготовлення виливків. Якщо взяти середню собівартість виготовлення виливків із вуглецевої сталі за одиницю, то для інших матеріалів це значення становитиме: 1...1,4 – для низьколегованої сталі; 1,7...3,3 – для кольорових сплавів; 3,3...4,4 – для високолегованих сталей. При конструюванні виливків слід спрощувати їх конфігурацію з метою зниження собівартості. Різкі зміни товщини стінки та гострі кути у виливку неприпустимі. Це особливо важливо у виливках з нержавіючих сталей та жароміцних сплавів. Переходи від одного перерізу до іншого мають бути плавними. З метою попередження утворення дефектів у виливках та полегшення виготовлення ливарних форм слід передбачати закруглення кутів. При цьому необхідно враховувати, що дуже малі радіуси закруглення призводять до концентрації напружень і виникнення тріщин, непомірно великі – до утворення масивів з дефектами усадки у вигляді дірчастості і раковин. Значення радіусів закруглень r встановлюють за нормальним рядом, мм: 0,25; 0,5; 1; 2; 3; 5; 8; 10; 15; 20; 25; 30; 40. Мінімальний радіус закруглення під час лиття: під тиском – 0,3 мм; по моделях, що виплавляються – 0,25 мм; у піщані, оболонкові форми та в кокіль – 3 мм.

Для вибору радіусів сполучення R стінок (або ребер) часто користуються правилом вписаних кіл (рис. 6.1, а), згідно з яким відношення D/d при заданій товщині стінок (ребер), що сполучаються, має бути не більше 1,3. При поєднанні стінок товщиною до 10 мм рекомендується брати $R = (a + b)/3$ (рис. 6.1, б), а при поєднанні стінок (ребер) товщиною до 6 мм з масивом $R = a$ (рис. 6.1, в).

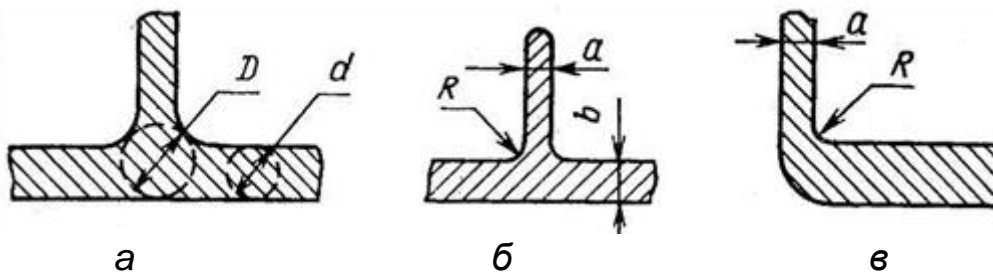


Рис. 6.1. До вибору радіусів сполучення стінок литих деталей:
 а – до правила вписаних кіл; б – до рекомендації $R = (a+b)/3$;
 в – до рекомендації $R = a$

6.4. Особливості конструювання деталей, що виконуються гарячим штампуванням

При конструюванні деталей, що виготовляються гарячим штампуванням, для отримання високих характеристик міцності форма деталі має забезпечувати найбільш сприятливі умови для правильного протікання матеріалу в порожнині штампу. Це досягається головним чином плавними переходами від одного перерізу деталі до іншого, а також вибором такої форми деталі, яка вимагає мінімальної глибини штампування. Слід забезпечити також витяг відштампованої деталі з порожнини штампу, що досягається правильним розташуванням площини розніму штампу і штампувальними ухилами на поверхні деталі. Величина штампувальних ухилів залежить від наявності або відсутності на штампувальному обладнанні спеціальних виштовхувальних пристроїв. У першому випадку штампувальні ухили $1^\circ \dots 3^\circ$ – для деталей зі сталі і титанових сплавів і $0,5^\circ \dots 2^\circ$ – для деталей з легких сплавів. У другому випадку – $5^\circ \dots 7^\circ$ і $3^\circ \dots 5^\circ$ відповідно.

Товщина основної стінки деталі, що штампується, в основному залежить від площі проекції деталі на площині розніму, форми перерізу і матеріалу. Товщина ребер, радіуси переходів та радіуси сполучення залежать від матеріалу деталі та висоти ребра. Так, для висот ребра від 16 до 25 мм ці значення становлять відповідно 6,8 і 10 мм для алюмінієвих та магнієвих сплавів та 4,6 і 10 мм – для сталі та титану.

При штампуванні бажано, щоб деталі мали просту симетричну форму. Слід уникати перетинів циліндричних елементів між собою та циліндричних елементів із призматичними, а також бобишок та виступів на основних поверхнях поковки. Деталі, конфігурація яких не піддається спрощенню, доцільно замінювати зварними конструкціями, що складаються з найпростіших елементів.

Переходи від однієї поверхні до іншої повинні здійснюватися із закругленнями. Гострі кути неприпустимі. Радіуси закруглень для внутрішніх кутів мають бути більшими, ніж для зовнішніх. Залежно від висоти та відношення висоти до ширини елемента радіуси закруглень беруть 1,5...12,5 мм – для зовнішніх та 4...45 мм – для внутрішніх кутів.

Слід уникати форм деталей, що викликають бічне зсунення штампів (рис. 6.2). Небажано перерізання волокон чи вигин під малим радіусом. Небажаний рознім штампів по ламаній і особливо по криволінійній поверхні. При ламаній поверхні розніму ділянки цієї поверхні не повинні мати кут нахилу до горизонтальної площини більше ніж 60° . У площині розніму повинні розташовуватись найбільші габаритні розміри деталі (рис. 6.3); в цьому випадку виходять мінімальні глибини порожнин штампів і забезпечується їх найкраще заповнення металом. Виняток становлять заготовки у вигляді тіл обертання при довжині менше трьох діаметрів, які простіше штампувати вздовж осі.

Велика різниця площ поперечних перерізів деталі на різних її ділянках не допускається, оскільки вона ускладнює штампування і пов'язана з підвищеним браком по затискачах і незаповненням порожнини штампа. Тонкі стінки штампованої деталі зменшують стійкість штампа внаслідок швидкого остигання і підвищення опору протіканню металу, спричиняють недоштампування і брак.

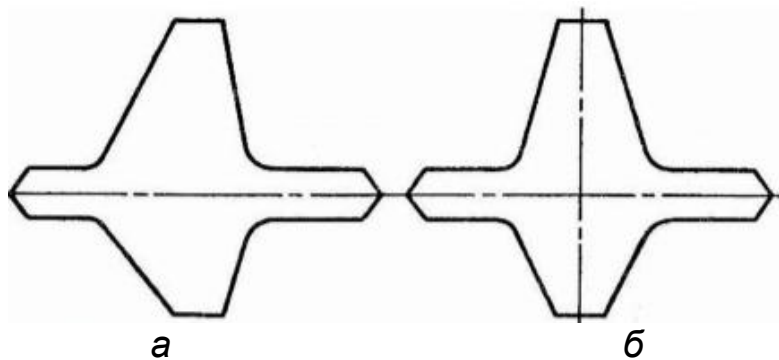


Рис. 6.2. До вибору раціональних форм перерізів штампованих деталей, що виключають бічне зсунення штампів:
а – нераціонально; *б* – раціонально

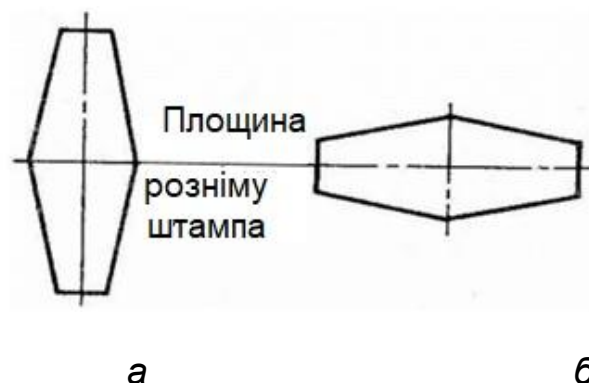


Рис. 6.3. До вибору раціонального розташування штампованої деталі відносно площини розніму штампа:
а – нераціонально; *б* – раціонально

Симетрична форма заготовки щодо площини розніму та симетричні ухили виступальних стінок спрощують виготовлення штампів та процес штампування, знижують витрату металу на напуски та брак, пов'язаний зі зміщенням штампів. Виступи та ребра не повинні бути розташовані близько один від одного, оскільки це ускладнює витікання металу та заповнення порожнин штампа.

Деталі цільної конструкції в деяких випадках можна замінювати звареними для економії металу та спрощення штампування (рис. 6.4).

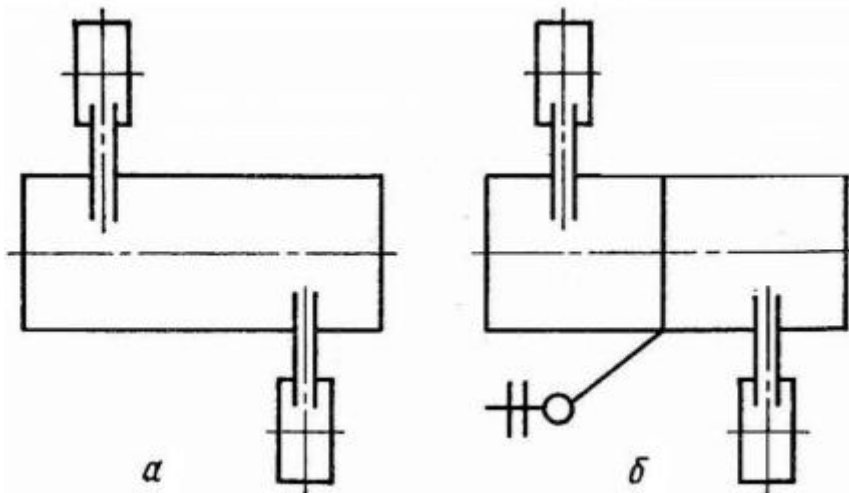


Рис. 6.4. Приклад раціонального поділу складної штампованої деталі (а) на простіші (б)

Площа штампованих панелей з кольорових сплавів, що виготовляються на сучасному обладнанні, досягає 3 м², проте для цього потрібні преси з тиском 100...300 МПа. Це є головною причиною, через яку штамповані панелі великих габаритних розмірів не виготовляють. Інший істотний недолік гарячештампованих панелей – більша товщина стінок (близько 4 мм) і порівняно низька точність розмірів. Наявність штампувальних ухилів неминуче створює додаткову (не силову) масу, тим більшу, чим вище щільність використовуваного матеріалу для панелі.

Гаряче штампування дає змогу отримувати монолітну конструкцію з довільним розташуванням ребер, змінною товщиною обшивки, але унеможлиблює отримання поясів у підкріплювальних елементах (відбортовки, бульби).

6.5. Особливості конструювання деталей, що виконуються згинанням (холодним штампуванням)

При згинанні деталей з листового матеріалу спостерігається пластична деформація внутрішніх та зовнішніх шарів, які відповідно коротшають і подовжуються. Середня поверхня заготівки залишається

постійною (рис. 6.5). Значення радіуса згину залежить від матеріалу, товщини листа та стану кромки. На кресленні завжди задають внутрішній радіус згину. При викреслюванні гнутої деталі необхідно, крім проєкцій деталі, дати розгортку (див. рис. 6.5).

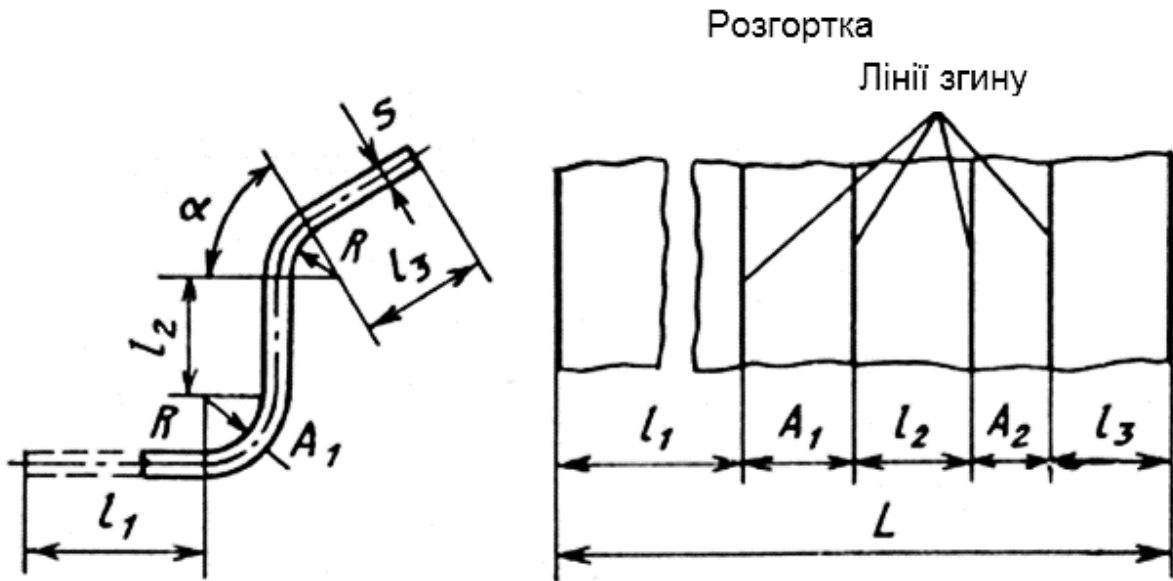


Рис. 6.5. До побудови розгортки гнутої деталі

Якщо вигнуті ділянки перетинаються між собою, то в місці перетину виникає подвійна кривизна поверхні та ускладнюється згинання. Щоб уникнути цього, місця таких перетинів виконують відповідно до нормалі 165СТ (рис. 6.6). Якщо з певних причин нормаль не може бути застосована, то ділянку подвійної кривизни видаляють висвердлюванням або зрізанням (рис. 6.7). Розміри 1,5 і R4 проставляють у робочих кресленнях.

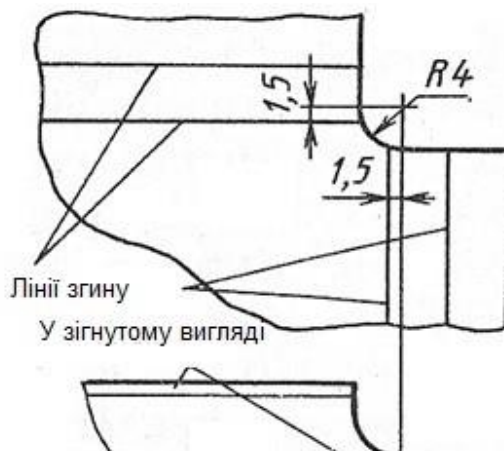


Рис. 6.6. Розташування ліній згину для вигнутих ділянок гнутої деталі, що перетинаються

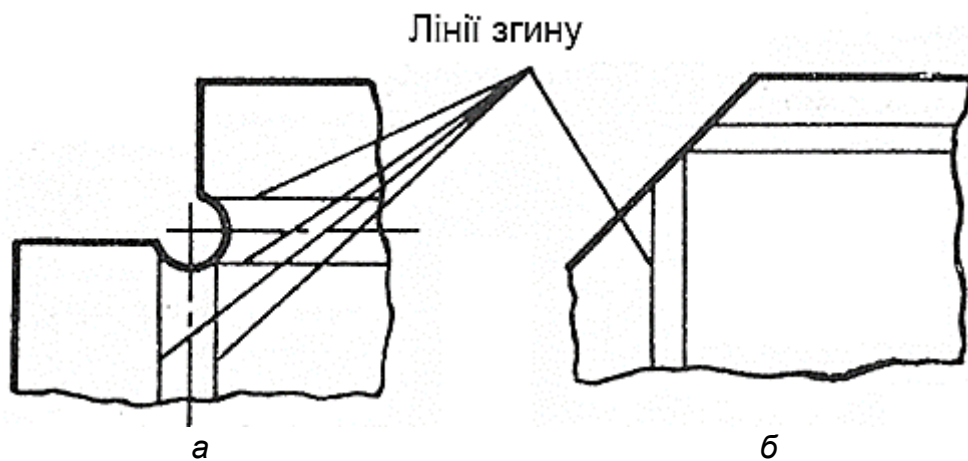


Рис. 6.7. Способи полегшення процесу згинання в зонах подвійної кривизни:
а – висвердлюванням; б – зрізанням кутів

Довжина розгортки складається з довжин прямолінійних ділянок та відстаней між лініями початку та кінця згинів. Так, наприклад (див. рис. 6.5),

$$L = l_1 + l_2 + l_3 + A_1 + A_2. \quad (6.1)$$

Значення A_i визначають за нормаллю 29АТ56 або за формулою

$$A_i = \frac{\pi \left(R_i + \frac{S}{2} \right) \alpha}{180}, \quad (6.2)$$

де R_i – радіус згинання по внутрішній поверхні;

S – товщина листа.

При місцевому згинанні (рис. 6.8) зону вигину обмежують місцевими вирізами, які повинні мати глибину після згинання $b \geq R + a/2$ і ширину $a \geq 2S$.

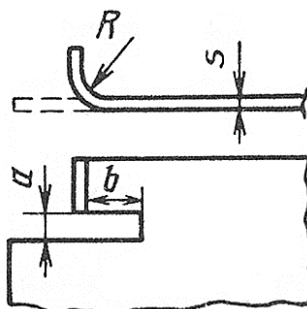


Рис. 6.8. Обмеження місцевої зони вигину місцевим вирізом

Підсікання на плоских деталях з листового матеріалу виконують відповідно до рис. 6.9.

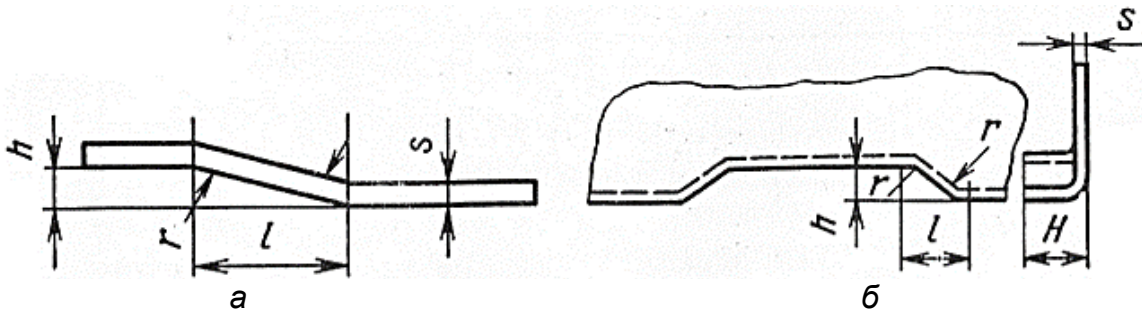


Рис. 6.9. Підсікання на деталях з листового матеріалу:
а – плоскі підсікання; б – бічні підсікання

Підсікання пресованих профілів виконують відповідно до рис. 6.10.

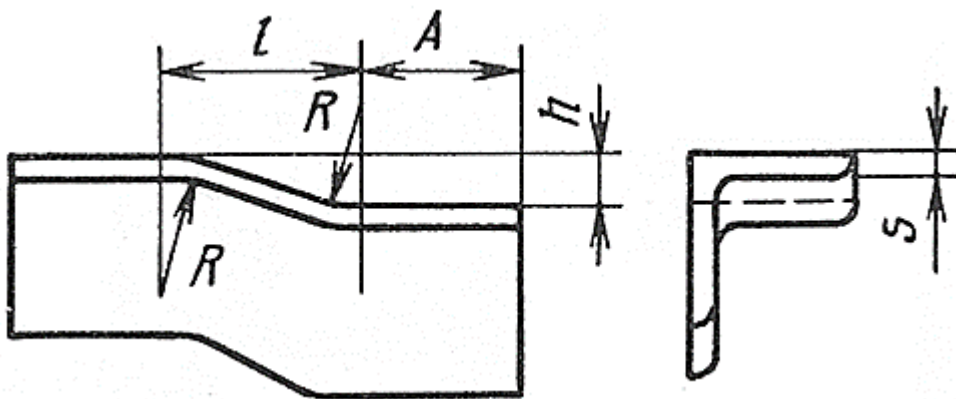


Рис. 6.10. Пресований профіль із підсіканням

При згинанні борти потрібно робити з відкритими або нульовими малками (рис. 6.11).



Рис. 6.11. Різновиди малок

Напрямки виштамування відбортовок і згинання бортів мають збігатися. При штампуванні потрібно враховувати обмеження на радіуси згинання (рис. 6.12).

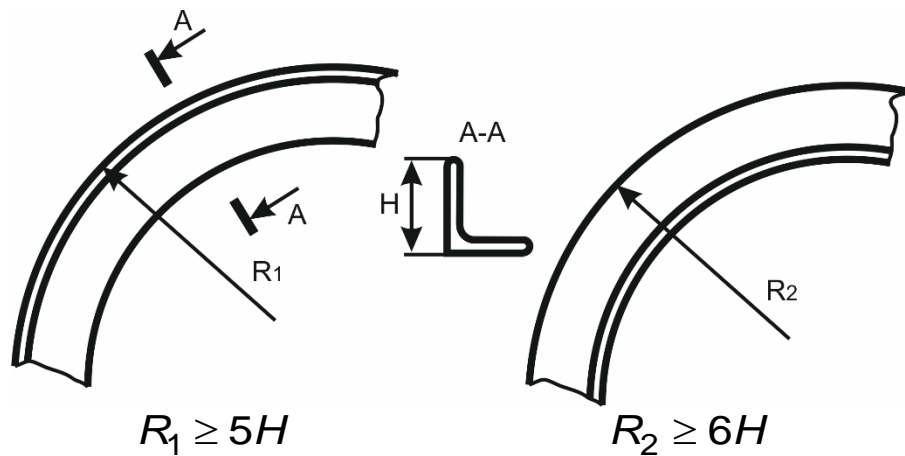


Рис. 6.12. Рекомендовані радіуси згинання

6.6. Особливості конструювання деталей, що виконуються пресуванням

Пресування дає змогу отримувати конструкції *тільки з паралельними ребрами, що мають відбортуння, бульби, розширення.*



Рис. 6.13. Види форм пресування

Метал, нагрітий до пластичного стану, продавлюється крізь отвори необхідної форми – фільєри (рис. 6.13).

6.7. Особливості конструювання деталей, що виконуються механічним обробленням

Основні вимоги до використання механічного оброблення при конструюванні є такими:

1. Обсяг механічного оброблення деталей повинен бути мінімально необхідним для досягнення необхідних функціональних, економічних та експлуатаційних характеристик конструкції. Для цього, наприклад, поверхні, що потребують механічного оброблення, повинні бути конструктивно рознесені з необроблюваними поверхнями (не менше 0,5 мм) таким чином, щоб різальний інструмент мав вільний захід та вихід при обробленні. Так, оброблювані сполучні поверхні елементів кріплення бортового обладнання ЛА повинні мати виступання над найближчими необроблюваними поверхнями.

2. Краще вирішувати конструкторські завдання на базі поверхонь обертання і площин, що виконуються найдешевшими видами механічного

оброблення на малих діаметрах. Приклад раціонального формування деталі різанням по найбільш технологічних поверхнях показано на рис. 6.14, де двовушкова вилка закінцівки тяги керування утворена сферичною, циліндричними та плоскими поверхнями. Таке конструкторське рішення забезпечується простими операціями точіння, свердління та фрезерування.

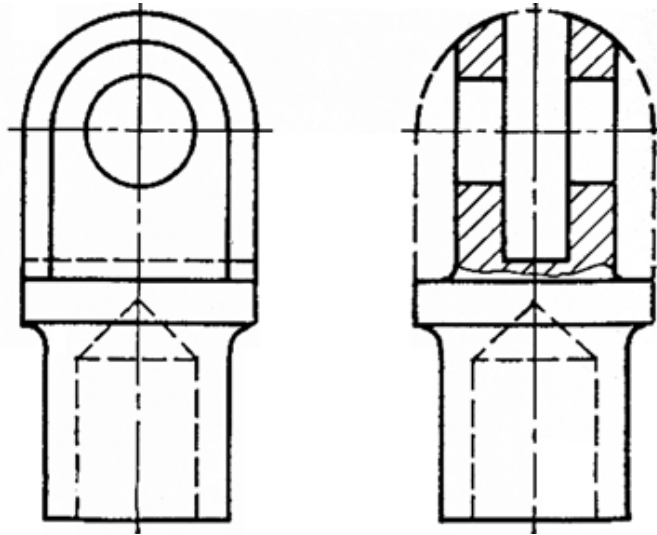


Рис. 6.14. Варіант конструкторського рішення закінцівки тяги, що виготовляється різанням

3. Конструкторські рішення повинні містити мінімальний обсяг механічного оброблення в напрямку малих товщин деталей, оскільки при одному і тому ж квалітеті допуск на малих товщинах зменшується, а це ускладнює оброблення. Крім того, тонкостінні елементи у напрямку малих товщин під час оброблення деформуються під дією сил різання, що також ускладнює досягнення необхідної точності оброблення. Тому доцільно оброблення у бік малих товщин замінювати обробленням у бік великих розмірів і більшої жорсткості деталі, якщо це прийнятно з конструктивних міркувань.

4. При свердлінні, щоб уникнути поломки свердел на вході та виході інструменту, поверхні повинні бути перпендикулярні до осей отворів. Для компактної групи отворів невеликого діаметру небажано непаралельне розташування осей; найбільш технологічним є паралельне розташування осей отворів. На деталях краще наскрізні отвори, тому що обробляти їх легше, ніж глухі. Вісь отвору повинна розташовуватися від вертикальної стінки деталі на відстані $A \geq D/2 + R$, а для отворів під сполучні болти – на відстані $A \geq D_e/2 + R$, де D – діаметр отвору; D_e – діаметр описаного кола гайки; R – радіус перехідної поверхні до поверхні фланця.

Класні отвори зазвичай необхідно робити нормалізованих діаметрів, щоб уникнути застосування спеціального різального та вимірювального

інструменту. У ступінчастих отворах не можна допускати посадки деталей, що сполучаються по кількох поверхнях, а слід використовувати тільки одну поверхню. У отворі, що нарізається, слід робити західну фаску. При нарізних отворах покращуються умови роботи різального інструменту. При нарізанні різі мітчиком у глухому отворі повинен передбачатися збіг різі. Слід уникати застосування різі малого діаметра (до 6 мм) у великих деталях через часту поломку мітчиків.

5. Для підвищення технологічності конструкцій при механічному обробленні поверхонь зазвичай необхідно передбачати вільний вихід інструменту. Найбільший ефект у цьому сенсі досягається, коли забезпечується оброблення на прохід. Якщо не вдається реалізувати оброблення на прохід, то слід передбачати спеціальні канавки, проточки тощо для виходу інструменту з поверхні, що обробляється.

6. Різні пази і гнізда в деталях, що виконуються механічним обробленням, також повинні, якщо це можливо з конструктивних міркувань, мати вихід інструменту. Якщо ж конструкція деталі не допускає виходу інструменту, це доводиться враховувати у конфігурації деталі. Радіуси закруглення біля гнізд та виїмок мають відповідати розмірам нормальних фрез. Слід пам'ятати, що з технологічної точки зору краще виконувати оброблення дисковими фрезами, а не кінцевими, оскільки в дискової фрези швидкість оброблення більша.

7. З'ЄДНАННЯ ЕЛЕМЕНТІВ КОНСТРУКЦІЇ РАКЕТИ

7.1. Типи з'єднань елементів конструкції ракети

Конструкції агрегатів літального апарата складаються з різних за формою, розмірами та технологією виготовлення деталей, вузлів і панелей, кількість яких сягає декількох десятків тисяч.

Окремі агрегати літального апарата та їх конструктивні елементи збирають із деталей, що з'єднуються між собою різними способами.

Наявність з'єднань, і в першу чергу рознімних, ускладнює конструкцію, збільшує її масу, а отже, підвищує її вартість та трудомісткість виготовлення. Впровадження в конструкцію монолітних вузлів, панелей і навіть секцій зменшує кількість з'єднань. При цьому вимоги до якості з'єднань не знижуються.

Доцільне розчленування конструкції на складові елементи є важливим чинником підвищення її технологічності. Питання про доцільність того чи іншого розчленування конструкції вирішують на підставі її аналізу з урахуванням типу та масштабу виробництва.

Якість з'єднання можна оцінити такими показниками: надійністю, міцністю, жорсткістю, герметичністю, стійкістю до корозії та ін.

Такі елементи з'єднання, як болти, гвинти, гайки, шайби, заклепки тощо, здебільшого є стандартизованими та нормалізованими.

Елементи кріплення для конструкцій літального апарата відрізняються від прийнятих у загальному машинобудуванні підвищеною міцністю матеріалу, вищою точністю виготовлення та чистотою оброблення поверхні.

Вимоги до з'єднань: мінімальне ослаблення основної конструкції, жорсткість у з'єднанні має змінюватися плавно, з'єднання повинно бути рівноміцним з основною конструкцією.

З'єднання можуть бути нерознімними і рознімними, крім того, залежно від ступеня рухливості елементів, що з'єднуються, розрізняють нерухомі, малорухливі і рухомі з'єднання.

Нерухомі з'єднання не допускають взаємних переміщень деталей, що сполучаються, забезпечуючи їх незмінне положення (стикові вузли крил, відсіків корпусу і т. д.). Для них граничні напруження змінання беруть рівними $(1...1,3)\sigma_{\text{г}}$.

Малорухомі з'єднання характеризуються відносними переміщеннями деталей, що рідко повторюються. Граничні напруження змінання для них беруть рівними $0,65\sigma_{\text{г}}$.

Рухомі з'єднання характеризуються переміщенням деталей, що часто повторюються. Граничні напруження змінання для них беруть рівними $(0,2...0,3)\sigma_{\text{г}}$.

Нерознімні з'єднання застосовуються для зв'язку конструктивних елементів крил, корпусу, оперення тощо.

Найбільш широко поширені п'ять типів нерознімних з'єднань – заклепувальні, нарізні, зварні, клейові та паяні.

Заклепувальні з'єднання виконують у вигляді міцних швів для передання зусилля з одного елемента на інший і щільноміцних швів, які поряд з переданням зусилля забезпечують герметичність шва від проникнення крізь нього повітря, газів або рідини. Герметичність забезпечують за допомогою вулканізувальних паст і замазок (рис. 7.1, а) або застосуванням спеціальних прокладок (герметиків) між елементами, що з'єднуються (рис. 7.1, б).



Рис. 7.1. Герметизація заклепувальних з'єднань:
а – за допомогою паст та замазок; б – прокладками

Нарізні з'єднання незамінні в місцях конструкції, де немає двостороннього підходу. Для кріплення обшивки до каркаса, виконаного з

кольорових металів, часто застосовують сталеві гвинти, що самонарізаються. При цьому товщина полиці каркаса, в яку вкручують гвинт, утворюючи різь, має бути не менше 3...4 мм. З'єднання за допомогою плавальних анкерних гайок зручне для кришок, люків та панелей. Гайка на профілі може вільно переміщатися в усіх напрямках не більше 1,5...2,0 мм. При кріпленні панелі або обшивки гайка «ловиться» гвинтом у процесі загвинчування. Гайки в цих з'єднаннях мають бути самоконтрівними.

Зварні з'єднання порівняно із заклепувальними мають низку переваг. При зварюванні більш раціонально використовується робочий переріз елементів, що з'єднуються (немає отворів під заклепки), здешевлюється технологічний процес, забезпечується герметичність шва (при зварюванні плавленням і роликовому зварюванні), зменшується маса конструкції. Зварювання як більш прогресивний процес поступово витісняє склепування. Але цей спосіб з'єднання елементів також має недолік: не всі метали піддаються зварюванню. Через активну корозію погано зварюються, наприклад, алюмінієві та магнієві сплави. Найчастіше не можна зварювати різнотипні сплави. Дуже важко виключити короблення деталей при зварюванні та залишкові напруження у готовому виробі.

Клейові з'єднання набули поширення завдяки високій технологічності, а також тому, що вони забезпечують достатню герметичність і хорошу якість зовнішніх поверхонь елементів, що склеюються. Клейовий шар є ізолювальним прошарком, тому допускається склеювання один з одним як однорідних матеріалів, так і різнорідних (зокрема з різними електрохімічними потенціалами).

Значному поширенню клейових з'єднань перешкоджають відсутність надійних засобів контролю за їх якістю, а також деякі загальні властивості клеїв (нестабільність властивостей міцності, мала пружність клейової плівки і т. ін.). Клейові з'єднання задовільно працюють на зсув та чистий відрив і дуже погано – на несиметричний відрив.

Останнім часом застосовують клеєзварні з'єднання елементів з алюмінієвих сплавів, коли клейове з'єднання посилюють точковим зварюванням. Такі з'єднання міцніші, ніж клейові; а на відміну від зварних, вони забезпечують герметичність та високу антикорозійну стійкість.

7.2. Заклепувальні з'єднання

Заклепувальні з'єднання виконують у вигляді міцних швів, призначених для передання зусиль з одного елемента на інший, і щільноміцних швів, які поряд з переданням зусиль забезпечують герметичність шва.

Заклепки, що застосовуються, нормалізовані і мають певний шифр, що вказує на марку матеріалу, форму заставної головки, діаметр і довжину стрижня.

Під час вибору заклепок слід керуватися ДСТУ, всіляко скорочуючи номенклатуру заклепок, що застосовуються в конструкції, шляхом уніфікації їх за типами головок, матеріалу і діаметрів. У тих випадках, коли використання наявних заклепок неможливе або не вигідне, допускається використання нових, спеціально сконструйованих заклепок – заклепок з головками, що виступають. Застосування з'єднань з потайними головками зменшує лобовий опір ракети, але знижує міцність з'єднання і збільшує трудомісткість клепаально-складальних робіт.

Заклепки з високим опором зрізу використовують у з'єднаннях, що сприймають великі зрізувальні зусилля. Вони складаються з двох частин: стрижня з головкою зі сталі та кільця з легкого сплаву. Стрижень заклепки на одному своєму кінці має заставну головку, а на іншому – спеціальну кільцеву виточку.

Заклепки для одностороннього клепаання застосовують у тих місцях, де доступ до замикальної головки заклепки відсутній. У таких з'єднаннях використовують вибухові, пістонні заклепки та заклепки із сердечником.

Потайні заклепки підбирають таким чином, щоб висота h заставної головки дорівнювала товщині обшивки δ або була трохи менше неї ($h \leq \delta$).

З умов міцності при товщині обшивки $h > \delta$ можна застосовувати заклепки з кутом конуса головки $\alpha = 90^\circ$ або $\alpha = 120^\circ$. При товщині обшивки $h < \delta$ слід використовувати заклепки з кутом конуса головок $\alpha = 120^\circ$.

У заклепкових швах замикальні головки потрібно розташовувати з боку матеріалу більшої товщини і міцнішого матеріалу в з'єднаннях елементів різних матеріалів.

Залежно від поєднання елементів, що з'єднуються, характеру передання зусиль з одного елемента на інший і вимог, що ставлять до заклепувального шва, застосовують різні види з'єднання.

З'єднання внапуск використовують переважно для слабо навантажених елементів конструкції, що не перебувають у повітряному потоці.

Це пов'язано з тим, що у з'єднанні через піввісне прикладання сил крім розтягувальної сили P виникає згинальний момент, рівний $P\delta$, де δ – товщини листів, що з'єднуються. Внаслідок цього нормальні напруження, що виникають у з'єднаних деталях, у сім разів перевищують напруження від чистого розтягування.

З'єднання встик з однією накладкою, що не виходить у потік, характерне для з'єднання обшивок. При жорсткій накладці виключається вигин та забезпечується гарна якість зовнішньої поверхні.

З'єднання встик із двома накладками застосовують для з'єднання сильно навантажених деталей, що не виходять у потік. Вигин у такому з'єднанні повністю виключено.

Для з'єднань, що виходять у потік, западання заставної головки не допускається, виступ не повинен бути більше 0,2 мм.

Проектувальний розрахунок заклепувального шва

Розглянемо однорядний заклепувальний шов (рис. 7.2).

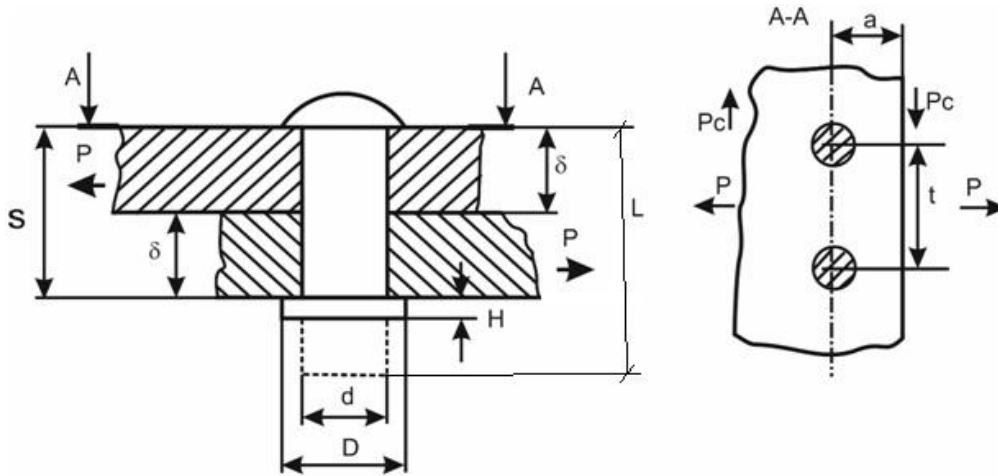


Рис. 7.2. Заклепувальний шов

При проектувальному розрахунку враховується вимога рівномірності з'єднання з основною конструкцією.

Зусилля зрізу заклепки

$$P_{з.зр} = \pi \frac{d^2}{4} \tau_{\sigma_{з.зр}}, \quad (7.1)$$

де $\tau_{\sigma_{з.зр}}$ – межа міцності матеріалу заклепки на зріз.

Зусилля зминання листа

$$P_{л.зМ} = d\delta\sigma_{\sigma_{л.зМ}}, \quad (7.2)$$

де $\sigma_{\sigma_{л.зМ}}$ – межа міцності матеріалу листа на зминання.

З умови рівномірності $P_{з.зр} = P_{л.зМ}$ отримаємо

$$d = \frac{4\delta\sigma_{\sigma_{л.зМ}}}{\pi\tau_{\sigma_{з.зр}}}. \quad (7.3)$$

Зусилля зрізу листа крайньою заклепкою

$$P_{л.зр} = 2 \left(a - \frac{d}{2} \right) \delta \tau_{\sigma_{л.зр}}, \quad (7.4)$$

де $\tau_{\sigma_{л.зр}}$ – межа міцності матеріалу листа на зріз.

З умови рівномірності $P_{л.зр} = P_{л.зм}$ отримаємо

$$a = \frac{d}{2} \left(1 + \frac{\sigma_{\sigma_{л.зм}}}{\tau_{\sigma_{л.зр}}} \right). \quad (7.5)$$

При визначенні кроку заклепок t розглянемо три випадки.

1. Сили діють поперек лінії шва, розтягуючи лист.

Зусилля, що розриває лист,

$$P_{л} = \frac{\sigma_{\sigma_{л}}}{k} (t - d) \delta, \quad (7.6)$$

де $\sigma_{\sigma_{л}}$ – межа міцності матеріалу листа;

$k = 1,1$ – коефіцієнт концентрації напруження.

З умови рівномірності $P_{л} = P_{л.зм}$ отримаємо

$$t = d \left(1 + k \frac{\sigma_{\sigma_{л.зм}}}{\sigma_{\sigma_{л}}} \right). \quad (7.7)$$

2. Сили діють уздовж шва, зрізуючи лист.

Сила, що зрізає лист,

$$P_{л.зр} = (t - d) \delta \tau_{\sigma_{л.зр}}. \quad (7.8)$$

З умови рівномірності $P_{л.зр} = P_{л.зм}$ отримаємо

$$t = d \left(1 + \frac{\sigma_{\sigma_{л.зм}}}{\tau_{\sigma_{л.зр}}} \right). \quad (7.9)$$

3. Сили діють упоперек шва, стискаючи лист.

Сила стиснення на довжині кроку заклепок

$$P_{л.см} = t\delta\sigma_{кр_n}, \quad (7.10)$$

де $\sigma_{кр_n}$ – критичні напруження стисненого листа.

З умови рівномірності $P_{л.см} = P_{л.зм}$ отримаємо

$$t = d \frac{\sigma_{е_{л.зм}}}{\sigma_{кр_n}}. \quad (7.11)$$

При дворядному шві відстань між швами h можна знайти за формулою

$$h \approx \sqrt{3t}. \quad (7.12)$$

Параметри шва:

- діаметр отвору під заклепку $d_0 = d + 0,1$ мм;
- розміри замикальної головки: $D = 1,6d$, $H = 0,4d$;
- товщина пакета $S = 2\delta$;
- довжина заклепки $L = d + \left(\frac{d_0}{d}\right)^2 S$;
- відстань до краю листа $a \approx 2d + 2$ мм;
- крок заклепок при однорядному шві $t \approx 3d$, при дворядному $t \approx 5d$;
- з умови відсутності втрати стійкості листа між заклепками $t \leq 25\delta$.

7.3. Нарізні з'єднання

Коли потрібні діаметри заклепок стають більше 10 мм, замість них у нерознімних з'єднаннях застосовують гвинти або болти. Більшість рухомих рознімних з'єднань виконують за допомогою болтів, що працюють як на зріз від сили $P_{зр}$, так і на розрив від сили $P_{роз}$. Основними параметрами болтового з'єднання є діаметр та довжина болта (рис. 7.3), яка визначається виразом

$$L = S + S_{ш} + H_г + h, \quad (7.13)$$

де L – довжина болта;

S – товщина деталей пакета, що з'єднується;

$S_{ш}$ – товщина шайби;

$H_г$ – висота гайки;

$h = (1,2 \dots 2)$ кроку різі – запас нарізної частини болта.

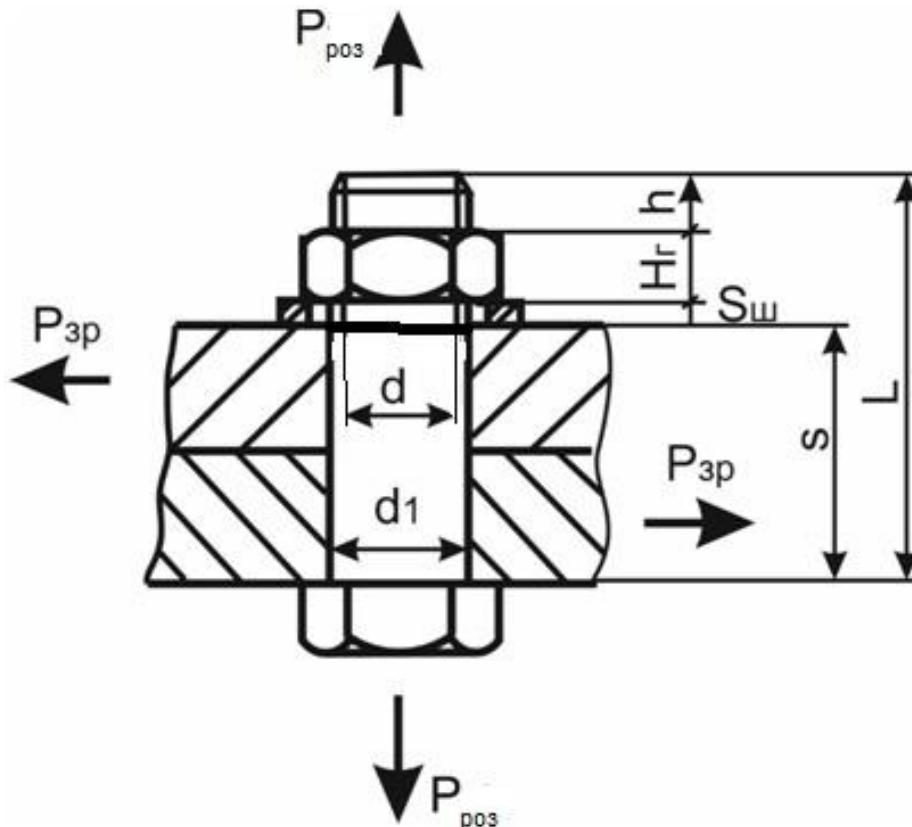


Рис. 7.3. Болтове з'єднання

Довжина загвинчування болта (шпильки) в корпус $H_{загв} = 8z \approx 1,5d_1$, де z – крок різі.

Під час проектування болтового або гвинтового з'єднання слід враховувати таке:

1. Конусні болти варто застосовувати лише у випадках, коли використовують натяг. Виробництво таких болтів та елементів з'єднань дуже складне та трудомістке.

2. Болти підвищених класів точності рекомендується застосовувати лише в тому випадку, якщо така точність технічно та економічно обґрунтована.

3. Гвинти слід ставити тільки в тих випадках, коли немає можливості закрутити гайку на болті. З'єднання деталей гвинтами, що працюють на зріз та зминання, не рекомендується.

4. Характеристики міцності матеріалу гайки повинні бути нижче характеристик міцності болта або рівні їм.

5. Пустотілі болти рекомендується застосовувати тоді, коли вони в основному працюють на зминання.

У місцях конструкції, де до болтового з'єднання немає підходу з двох боків для встановлення болтів, елементи кріплять за допомогою гвинтів та

анкерних гайок (рис. 7.4) Для зменшення необхідної точності встановлення анкерних гайок зараз широко застосовують так звані плавальні гайки.

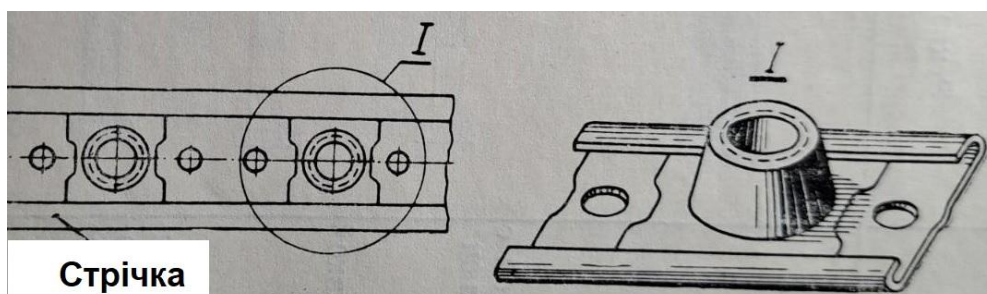
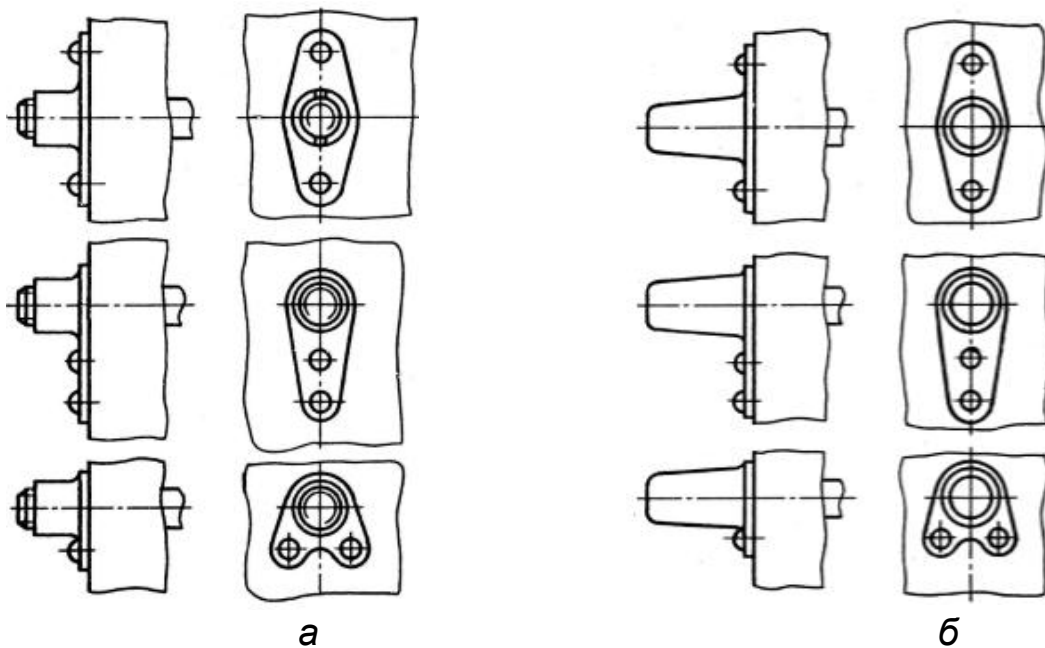
Проектувальний розрахунок нарізного з'єднання

Якщо $P_{роз} = 0$, $P_{зр} \neq 0$, тобто болт працює на зріз, діаметр циліндричної частини болта d_1 визначається з умови роботи болта на зріз

$$d_1 = \sqrt{\frac{4P_{зр}}{\pi\tau_{\sigma_{б.зр}}}}, \quad (7.14)$$

де $\tau_{\sigma_{б.зр}}$ – межа міцності болта на зріз.

У цьому випадку болт ставиться по посадці та застосовуються низькі гайки. Різь закінчується під шайбою.



в

Рис. 7.4. Анкерні гайки:
а – негерметичні; б – герметичні; в – плавальні

Якщо $P_{роз} \neq 0$, $P_{зр} = 0$, тобто болт працює на розрив, внутрішній діаметр різі d визначається з умови роботи болта на розрив

$$d = \sqrt{\frac{4P_{роз}}{\pi k \sigma_{\epsilon_6}}}, \quad (7.15)$$

де σ_{ϵ_6} – межа міцності матеріалу болта;

$k = 0,6 \dots 0,7$ – коефіцієнт концентрації напруження.

У цьому випадку встановлюються високі гайки. Висота гайки визначається за формулою

$$H_2 = \frac{P_{роз}}{\pi d \beta k_m \tau_{\epsilon_6}}, \quad (7.16)$$

де $\beta \approx 0,8$ – коефіцієнт повноти різі;

$k_m \approx 0,56$ – коефіцієнт, що враховує нерівномірний розподіл навантаження по витках.

Якщо $P_{роз} \neq 0$ і $P_{зр} \neq 0$, то міцність болта оцінюється за таким критерієм:

$$\sqrt{\sigma^2 + 4\tau^2} \leq \sigma_t, \quad (7.17)$$

$$\text{де } \sigma = \frac{4P_{роз}}{\pi d^2 k}; \quad \tau = \frac{4P_{зр}}{\pi d_1^2};$$

σ_t – межа плинності матеріалу болта; k – коефіцієнт концентрації напруження.

Болти, що працюють на зріз, встановлюються за посадкою H9/h8 або H8/h8 для нерухомих з'єднань і H8/f7 для рухомих з'єднань.

Болти, що працюють на розрив, встановлюються за посадкою H12/h12.

Контрування нерознімних нарізних з'єднань здійснюється керненням або розклепуванням торця стрижня.

Контрування рознімних з'єднань (рис. 7.5) проводиться шплінтами, контргайками, самоконтрівними гайками, спеціальними стопорними шайбами, дротом (для агрегатів).

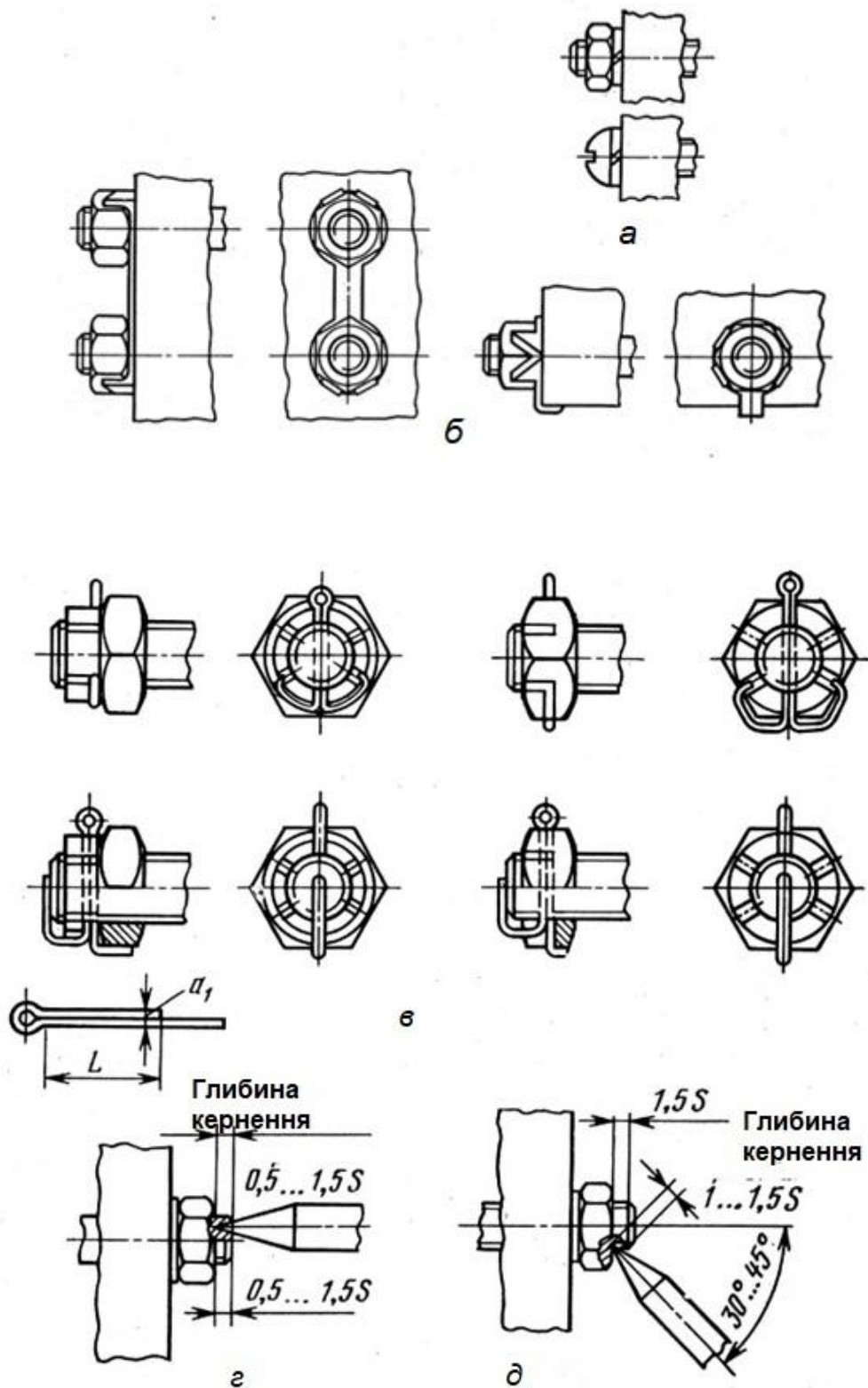


Рис. 7.5. Можливі пристрої контрування нарізних з'єднань:
 а – із пружинними шайбами (шайби Гровера); б – із загинальними шайбами;
 в – зі шплінтами; г – кернення з торця; д – бічне кернення

7.4. Зварні з'єднання

Вони займають одне з провідних місць у конструкціях літальних апаратів. Залежно від призначення виробу та застосовуваних матеріалів використовують різні типи зварювання – дугове, контактне, дифузійне, газове, лазерне, плазмове, тертя, вибух та ін.

Переваги зварних з'єднань:

1. Зменшення маси конструкції на 1...5 % унаслідок відсутності її ослаблення отворами.

2. Отримання герметичних з'єднань без герметиків та ущільнень.

3. Найменша трудомісткість та кращі умови праці.

4. Вища якість поверхні виробу.

Особливістю зварних з'єднань є можливість появи короблення елементів конструкції через залишкові температурні напруження, які необхідно знімати термообробленням.

Для зменшення короблення та зручності виконання з'єднань необхідно:

1. У симетричних зварних конструкціях наскільки можна використовувати симетричне розташування зварних швів.

2. Уникати з'єднання трьох і більше деталей зварним швом.

3. Передбачати технологічні зазори та компенсатори на розширення матеріалу (рис. 7.6, 7.7).

4. При зварюванні встик вживати заходів щодо запобігання протіканню металу при проплавах (кільця, центрувальні буртики) (рис. 7.8, 7.9).

5. Збільшувати товщину перерізу в області шва за допомогою місцевого потовщення матеріалу.

6. Враховувати можливість підходу до виконання зварювання (рис. 7.10).

7. Застосовувати співвідношення товщин елементів, що з'єднуються, від 1:1 до 1:2, у крайньому разі до 1:3.

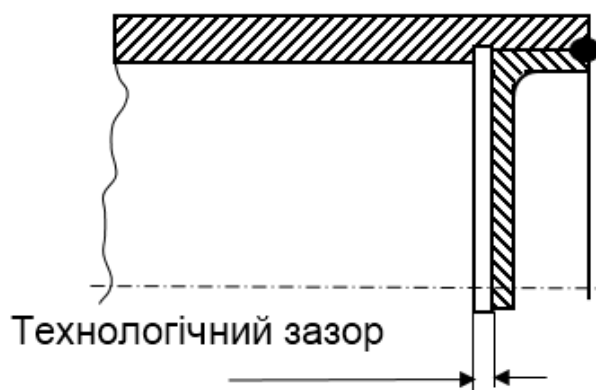


Рис. 7.6. Приклад створення технологічного зазору

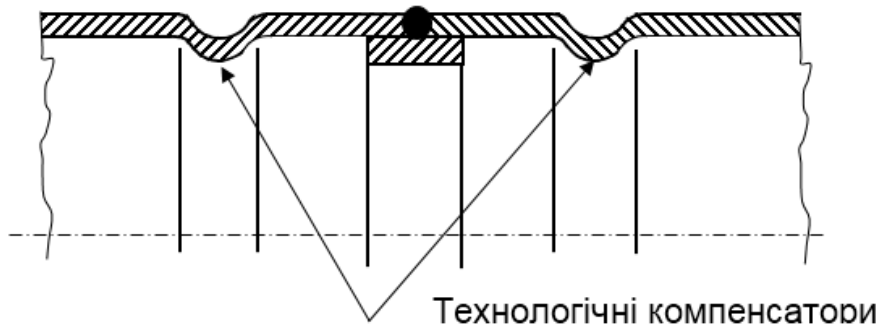


Рис. 7.7. Приклад створення технологічного компенсатора

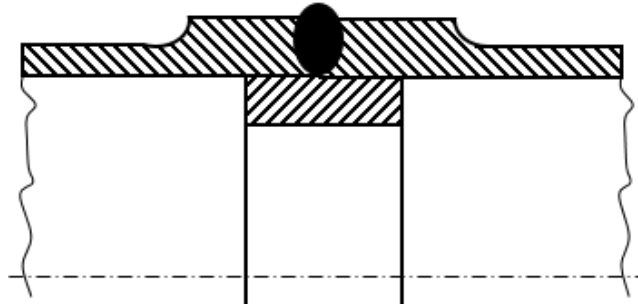


Рис. 7.8. Схема встановлення технологічного кільця для запобігання протіканню металу при проплавах

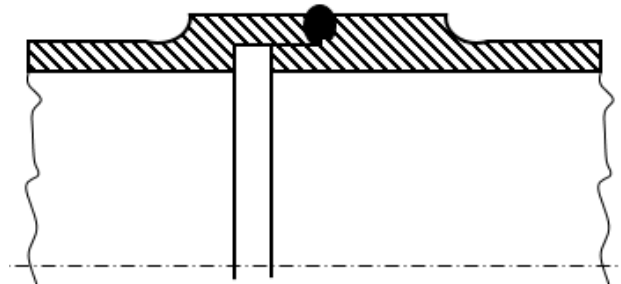


Рис. 7.9. Використання центрального буртика для запобігання протіканню металу при проплавах

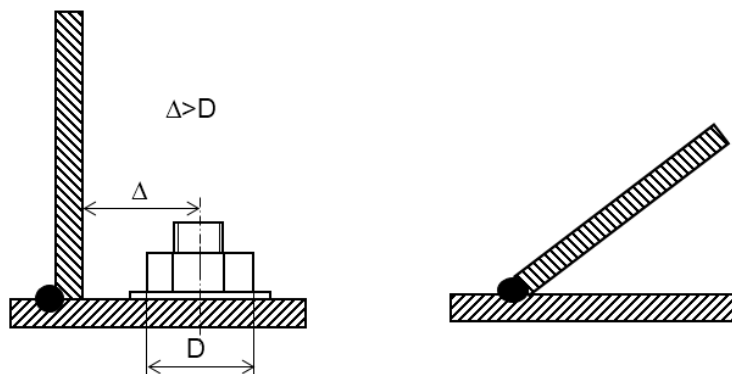


Рис. 7.10. До врахування можливості підходу для виконання зварювання

Руйнівне навантаження для *стикового* зварного шва (рис. 7.11) $P = b\delta\sigma_{зв}$, де $\sigma_{зв}$ – межа міцності матеріалу зварного шва на розтягання (можна прийняти рівним 0,7...0,8 межі міцності матеріалу елементів, що з'єднуються на розтягання).

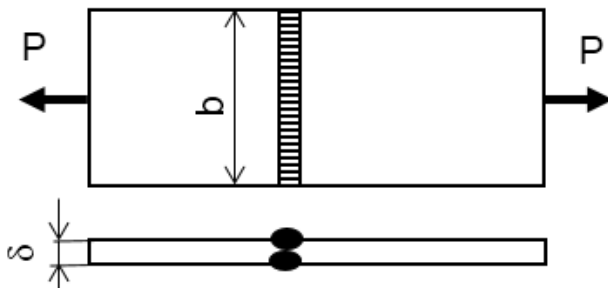


Рис. 7.11. До розрахунку стикового зварного шва

Руйнівне навантаження для *лобового внапуск* зварного шва (рис. 7.12) $P = 0,7bK\tau_{зв}$, де $\tau_{зв}$ – межа міцності матеріалу зварного шва на зсув (можна прийняти рівним 0,42...0,54 межі міцності матеріалу елементів, що з'єднуються на розтяг); K – розмір катета шва.

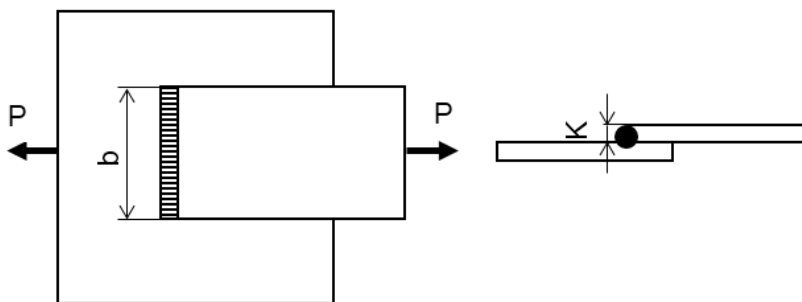


Рис. 7.12. До розрахунку лобового внапуск зварного шва

Руйнівне навантаження для *флангового внапуск* зварного шва (рис. 7.14) $P = 1,4l_1K\tau_{св}$, де l_1 – довжина шва.

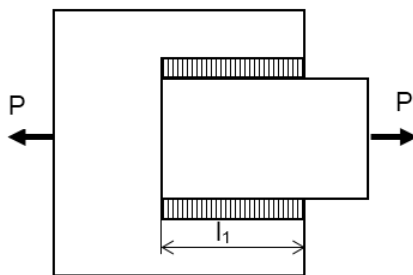


Рис. 7.13. До розрахунку флангового внапуск зварного шва

Паяні з'єднання доцільно використовувати для деталей з різномірних матеріалів, що працюють при невеликих навантаженнях. Вони незамінні, коли потрібна висока електропровідність. Їх перевагою є низька температура нагрівання, здатність з'єднувати різномірні матеріали. Їх недоліками є низька міцність шва, складність контролю якості. Розрахунок паяних з'єднань аналогічний розрахунку зварних з'єднань. Як руйнівні напруження беруться руйнівні напруження для припою.

7.5. Клейові з'єднання

В основу процесу склеювання покладено явище адгезії, тобто здатності деяких речовин (органічних та неорганічних) прилипати до поверхні інших матеріалів (металевих та неметалевих).

Склеювання відбувається за визначених для певного клею температури, тиску та часу витримки.

Переваги клейових з'єднань:

- забезпечення герметичності;
- менша маса порівняно з іншими видами з'єднань;
- висока корозійна стійкість, менша небезпека гальванічної корозії (клей зазвичай є ізолятором);
- зниження трудомісткості та вартості з'єднань на 30...40 % вартості заклепувальних з'єднань;
- можливість з'єднання різномірних матеріалів.

Недоліки клейових з'єднань:

- проблеми контролю якості;
- низькі фізико-механічні характеристики наявних клеїв, їх нестабільність;
- низька міцність з'єднань при нерівномірному відриві.

Механічні характеристики деяких клеїв наведено у табл. 7.1.

Таблиця 7.1

Механічні властивості деяких клеїв

Марка клею	Температура склеювання, °С	Тиск склеювання, МПа	Межа міцності на зсув при 20 °С, МПа	Межа міцності на нерівномірний відрив при 20 °С, МПа
БФ-2	140	0,5...2	20	2
ВК-32-200	180	0,8...3	20	3
ВК-1	150	0,05...0,3	16	2,2

Розрахунок клейового шва

Зусилля зрізу клейової плівки (рис. 7.14)

$$P = \tau_{\text{вкл}} l b, \quad (7.18)$$

де $\tau_{\text{вкл}}$ – межа міцності клею на зріз.

Зусилля розриву матеріалу

$$P = \sigma_{\text{в}} \delta b, \quad (7.19)$$

де $\sigma_{\text{в}}$ – межа міцності матеріалу на розтяг.

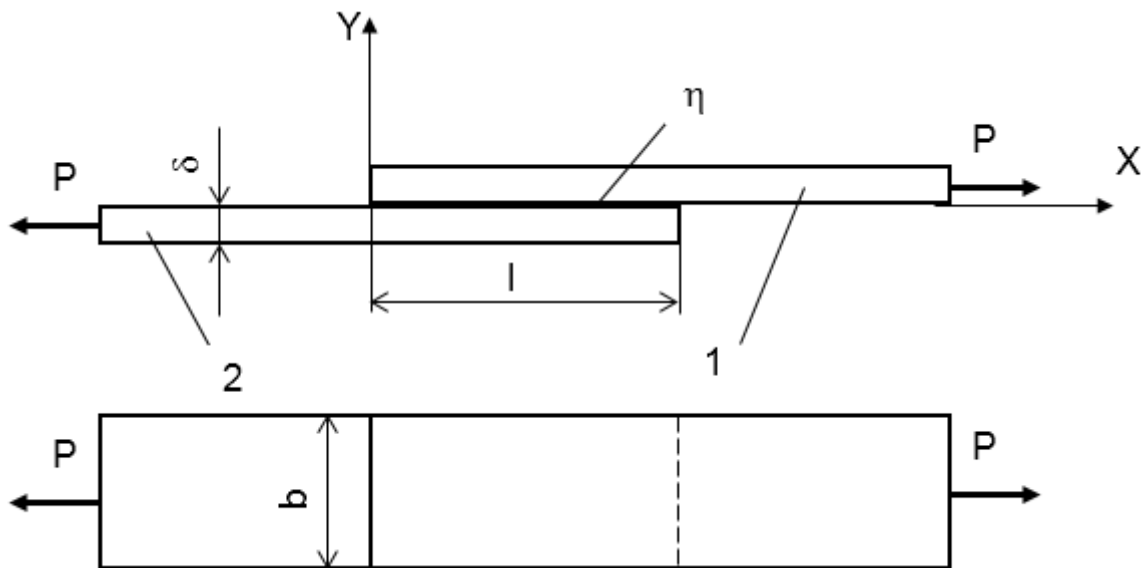


Рис. 7.14. До розрахунку клейового з'єднання

З умови рівномірності

$$\tau_{\text{вкл}} l b = \sigma_{\text{в}} \delta b \quad (7.20)$$

знаходиться потрібна довжина клейового з'єднання

$$\tau_{\text{вкл}} l b = \sigma_{\text{в}} \delta b. \quad (7.21)$$

Закон розподілу зсувних напружень по довжині клейового з'єднання може бути встановлений із розгляду рівноваги елементів з'єднання одиничної ширини (рис. 7.15).

Рівняння рівноваги елементів, що з'єднуються:

$$-\tau dx + dN_1 = 0; \quad \tau dx + dN_2 = 0. \quad (7.22)$$

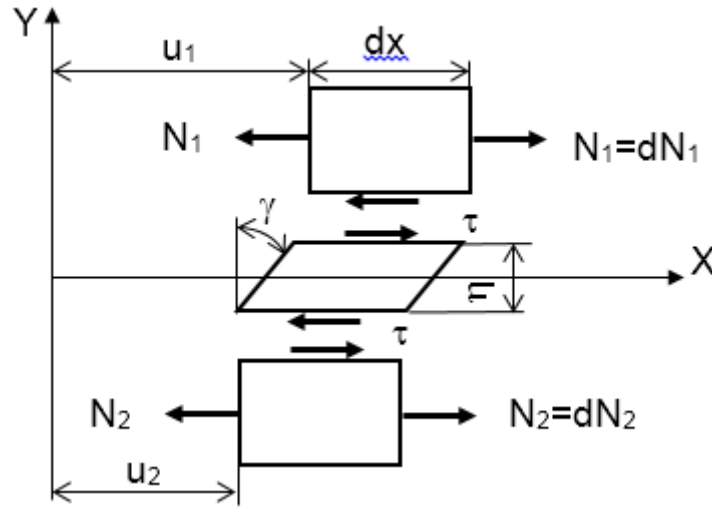


Рис. 7.15. Елементи клеювого з'єднання

Звідси

$$\tau = \frac{dN_1}{dx}; \quad \tau = -\frac{dN_2}{dx}; \quad \tau = \frac{1}{2} \frac{d}{dx} (N_1 - N_2). \quad (7.23)$$

Кут зсуву клеювого шару

$$\gamma \cong \operatorname{tg} \gamma = \frac{u_1 - u_2}{\eta}; \quad \frac{d\gamma}{dx} = \frac{\varepsilon_1 - \varepsilon_2}{\eta}. \quad (7.24)$$

З урахуванням того, що $N_1 = \delta E \varepsilon_1$, $N_2 = \delta E \varepsilon_2$,

$$\frac{d\gamma}{dx} = \frac{N_1 - N_2}{\eta E \delta} = \frac{1}{G_{кл}} \frac{d\tau}{dx}. \quad (7.25)$$

Звідси

$$N_1 - N_2 = \frac{\eta E \delta}{G_{кл}} \frac{d\tau}{dx} \quad ; \quad \tau = \frac{\eta E \delta}{2G_{кл}} \frac{d^2\tau}{dx^2}. \quad (7.26)$$

Це диференціальне рівняння другого порядку щодо τ :

$$\tau'' - k^2\tau = 0, \quad (7.27)$$

де $k^2 = \frac{2G_{кл}}{\eta E \delta}$.

Загальний розв'язок рівняння

$$\tau = C_1 \operatorname{sh} kx + C_2 \operatorname{ch} kx. \quad (7.28)$$

Граничні умови

$$N_1 = 0 \text{ при } x = 0; N_1 = \frac{P}{b} \text{ при } x = l. \quad (7.29)$$

З урахуванням цього

$$C_1 = -\frac{Pk}{2b}; C_2 = -\frac{Pk \cdot \operatorname{ch} \frac{kl}{2}}{2b \cdot \operatorname{sh} \frac{kl}{2}}. \quad (7.30)$$

Тоді

$$\tau = -\frac{Pk}{2b} \cdot \operatorname{sh} kx + \frac{Pk \cdot \operatorname{ch} \frac{kl}{2}}{2b \cdot \operatorname{sh} \frac{kl}{2}} \cdot \operatorname{ch} kx = \frac{Pk}{2b \operatorname{sh} \frac{kl}{2}} \cdot \operatorname{ch} \left(x - \frac{l}{2} \right). \quad (7.31)$$

Характер розподілу дотичних напружень у клейовому з'єднанні показано на рис. 7.16.

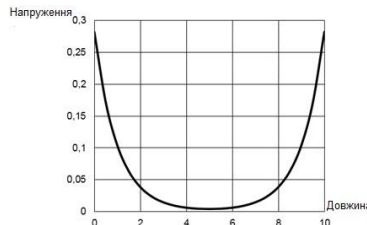


Рис. 7.16. Характер розподілу дотичних напружень по довжині клейового з'єднання

Як видно із рис. 7.16, найбільш навантаженими є периферійні частини з'єднання, а середина з'єднання істотно недовантажена.

БІБЛІОГРАФІЧНИЙ СПИСОК

1. Wasiutyncki, Z. On the congruency of the forming according to the minimum potential energy with that according to the equal strength / Z. Wasiutyncki // Bull. Acad. Polon. Sci., Ser. sci. tech. – 1960. – Vol. VIII. – № 6. – P. 37–45.
2. Шэнли, Ф. Р. Анализ веса и прочности самолетных конструкций / Ф. Р. Шэнли – М. : Оборонгиз, 1957. – 408 с.
3. Ракети-носії і космічні ступені ракет як об'єкти керування / Й. М. Ігдалов, Л. Д. Кучма, М. В. Поляков, Ю. Д. Шептун. – Дніпро : Дніпропетров. нац. ун-т, 2000. – 500 с.
4. Кривцов, В. С. Інженерні основи функціонування і загальна будова аерокосмічної техніки : підруч. для студ. вищ. навч. закл. (напряма «Авіація і космонавтика»). Ч. 1 / В. С. Кривцов, Я. С. Карпов, М. М. Федотов. – Харків : Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «Харк. авіац. ін-т», 2002. – 468 с.
5. Федотов, М. Н. Основы конструирования элементов аэрокосмической техники. Ч. 1 / М. Н. Федотов. – Харьков : Нац. аерокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьков. авиац. ин-т», 2014. – 704 с.

ЗМІСТ

1. ВИМОГИ ДО КОНСТРУКЦІЇ РАКЕТ	3
2. МЕТОДИ ПРОЄКТУВАННЯ РАЦІОНАЛЬНИХ СИЛОВИХ КОНСТРУКЦІЙ	7
2.1. Методи вибору раціональних КСС	7
2.1.1. Поняття про силову вагу конструкції	8
2.1.2. Вибір КСС на основі порівняльних досліджень різних варіантів	8
2.1.3. Вибір КСС шляхом розв'язання задачі у постановці математичного програмування	9
2.1.4. Вибір КСС щодо раціонального розподілу конструкційного матеріалу в континуальній моделі	11
2.2. Методи раціонального розподілу конструкційного матеріалу	17
2.2.1. Алгоритм пошуку рівномірної конструкції	17
2.2.2. Використання принципу мінімуму потенційної енергії деформації	18
2.2.3. Співвідношення між рівномірними конструкціями та конструкціями мінімальної маси	24
2.3. Методи раціонального проектування елементів силових конструкцій	25
2.4. Багаторівневий метод раціонального розподілу матеріалу	28
2.5. Оцінювання маси силової конструкції	29
2.6. Принципи проектування раціональних конструкцій	30
3. ДЕЯКІ РЕКОМЕНДАЦІЇ З УРАХУВАННЯ УМОВ ЕКСПЛУАТАЦІЇ ПІД ЧАС ПРОЄКТУВАННЯ КОНСТРУКЦІЙ РАКЕТИ	31
4. КОНСТРУКЦІЯ, МІЦНІСТЬ ТА ЇХ ВЗАЄМНИЙ ЗВ'ЯЗОК	38
4.1. Навантаження, що діють на конструкцію	38
4.2. Величини руйнівних напружень	41
4.3. Запаси міцності елементів конструкції	47
5. КОНСТРУКЦІЙНІ МАТЕРІАЛИ ДЛЯ ЕЛЕМЕНТІВ КОНСТРУКЦІЙ РАКЕТ	47
5.1. Вибір матеріалу конструкції	47
5.2. Коротка характеристика основних конструкційних матеріалів	53
5.2.1. Алюмінієві сплави	53
5.2.2. Магнієві сплави	55
5.2.3. Титанові сплави	56
5.2.4. Сталі	57
5.2.5. Сплави, що працюють при високих температурах	58
5.2.6 Конструкційні композиційні матеріали	59
6. ВПЛИВ ТЕХНОЛОГІЇ ВИГОТОВЛЕННЯ НА КОНСТРУКЦІЇ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ	60
6.1. Забезпечення якості поверхонь деталей	60
6.2. Урахування в конструкції деталей особливостей	

термічного оброблення.....	62
6.3. Особливості конструювання деталей, що виконуються литтям.....	63
6.4. Особливості конструювання деталей, що виконуються гарячим штампуванням.....	64
6.5. Особливості конструювання деталей, що виконуються згинанням (холодним штампуванням).....	66
6.6. Особливості конструювання деталей, що виконуються пресуванням.....	70
6.7. Особливості конструювання деталей, що виконуються механічним обробленням.....	70
7. З'ЄДНАННЯ ЕЛЕМЕНТІВ КОНСТРУКЦІЇ РАКЕТИ.....	72
7.1. Типи з'єднань елементів конструкції ракети.....	72
7.2. Заклепувальні з'єднання.....	74
7.3. Нарізні з'єднання.....	78
7.4. Зварні з'єднання.....	83
7.5. Клейові з'єднання.....	86
БІБЛІОГРАФІЧНИЙ СПИСОК.....	90

Навчальне видання

**Цирюк Олександр Анатолійович
Колоскова Ганна Миколаївна**

КОНСТРУКЦІЯ РАКЕТ І ЇХ СИСТЕМ

Частина 1

Редактор Н. В. Мазепа

Зв. план, 2024

Підписано до видання 11.12.2024

Ум. друк. арк. 5,2. Обл.-вид. арк. 5,81. Електронний ресурс

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 сер. ДК № 391 від 30.03.2001