

**ДНІПРОВСЬКИЙ НАЦІОНАЛЬНИЙ УНІВЕРСИТЕТ ІМЕНІ ОЛЕСЯ ГОНЧАРА**  
**Фізико-технічний факультет**  
**Кафедра проектування конструкцій ЛА**

**В.І. Ліповський**

**Навчальний посібник з курсу «Розрахунки на міцність ЛА»**

**«НАВАНТАЖЕННЯ»**

Дніпро  
2020

## **АННОТАЦІЯ**

В даному посібнику розглянуті основні види навантажень, що діють на літальний апарат. Розглянуті зовнішні навантаження та визначення внутрішніх навантажень, які виникають під дією зовнішніх. Приведені приклади розрахунків в умовах наземної експлуатації та у польоті. Описані особливості динамічного навантаження літального апарата. Розглянуті розрахункові випадки та обґрунтовані коефіцієнти безпеки до кожного розрахункового випадку та коефіцієнти запасу міцності конструктивних елементів літальних апаратів.

Навчальний посібник є важливою частиною курсу «Розрахунки на міцність ЛА».

# НАВАНТАЖЕННЯ, ЩО ДІЮТЬ НА ЛІТАЛЬНИЙ АПАРАТ

## 1. ЗОВНІШНІ НАВАНТАЖЕННЯ

Конструкцію ЛА варто проектувати так, щоб вона не руйнувалася при дії навантажень на всіх режимах експлуатації протягом заданого періоду її експлуатації.

Режими навантаження підрозділяють на дві групи: наземні і польотні.

До наземних режимів відносяться транспортування, установка в стартове положення, стоянка на пусковому пристрої. До польотних режимів – старт, політ на активній ділянці траєкторії, процес поділу ступенів.

Розрахунковими для корпусу носія є польотні навантаження. Розрахунок на міцність при наземній експлуатації РН, як правило, є перевірочним для виключення надмірних навантажень на елементи конструкцій РН за допомогою спеціальних пристроїв, передбачених в агрегатах наземного устаткування.

При експлуатації на корпус РН діє складна система різних зовнішніх навантажень. За характером розподілу уздовж корпусу навантаження поділяються на поверхневі і масові.

Поверхневі сили розподілені по поверхні конструкції; до них відносяться аеродинамічні навантаження і сили тиску газу чи рідини у внутрішніх порожнинах корпусу. Якщо поверхневі сили розподілені по відносно малій поверхні, їх вважають зосередженими, тобто прикладеними в точці. До них відносять, наприклад, силу тяги, прикладену в місцях кріплення двигуна до корпусу, сили реакції в місцях кріплення до корпусу зосереджених вантажів.

Масові (об'ємні) сили діють по всьому об'єму конструкції і пропорційні розподілу маси по об'єму тіла. До масових відносяться гравітаційні й інерційні сили. За характером зміни в часі зовнішні навантаження умовно поділяються на статичні і динамічні. До першого класу відносяться сили, що повільно змінюються, до другого – сили, час дії або зміни яких порівняний з періодом нижчого тону власних коливань конструкції. При впливі динамічних навантажень у корпусі РН виникають пружні коливання. Прикладом динамічних сил є зміна тяги в момент запуску і вимикання двигуна. Тягу на маршовому режимі роботи двигунної установки, що повільно змінюється в часі, можна віднести до статичних сил.

Сили, що діють на ЛА в різних умовах експлуатації, можна умовно поділити на програмні і випадкові. Програмні навантаження відповідають руху ЛА по номінальній траєкторії. У результаті розбіжності параметрів руху ЛА в реальних умовах із програмними параметрами руху через дію вітру, випадкову зміну параметрів атмосфери тощо виникають випадкові збу-

рювальні сили, що являють собою відхилення дійсних значень зовнішніх сил від програмних. У розрахунках на міцність найбільш істотними випадковими навантаженнями є поперечні навантаження від дії бокового вітру.

Розглянемо більш детально навантаження, що діють на ЛА в польоті на активній ділянці траєкторії.

На корпус ЛА діють: тяга одного чи декількох двигунів, аеродинамічні, інерційні і гравітаційні сили, керуючі зусилля, надлишковий тиск у баках тощо. Ці сили в загальному випадку залежать від характеристик ЛА, висоти, швидкості і траєкторії польоту, змінюються по довжині корпусу і за час польоту.

У першому наближенні будемо розглядати ЛА як балку з вільними кінцями. Задачу розв'язуємо в статичній постановці. Використовуємо декартову систему координат  $xuz$  з початком у носку корпусу, жорстко зв'язану з корпусом (вісь  $Ox$  є віссю симетрії).

Для аналізу навантаження конструкції і розрахунку міцності необхідно проаналізувати характер розподілу навантажень по довжині корпусу в довільний момент часу.

**Сила тяги.** Будемо вважати, що сила  $P$  тяги РРД, прикладена до стінок камери згоряння, через вузли її кріплення передається на раму і далі на корпус через шпангоут у перетині з координатою  $x_R$ . Тяга РДТП прикладена до переднього днища камери згоряння і передається на корпус у місці з'єднання днища з корпусом. Іноді приймають, що так передається більша частина тяги, а інша – у з'єднанні нижнього днища з корпусом.

**Керуюче зусилля.** Вибір способу керування і потрібного керуючого зусилля розглянуто раніше. При аналізі навантаження корпусу будемо припускати, що на ЛА діє поперечне зусилля  $R$ , прикладене до корпусу в перетині з координатою  $x_R$ .

**Аеродинамічні навантаження.** У зв'язаній системі координат проекції вектора аеродинамічної сили, прикладеної в центрі тиску ( $x=x_T$ ), будуть

$$X=C_x q S_m, \quad Y=C_y q S_m, \quad Z=C_z q S_m,$$

де  $X$  – подовжня аеродинамічна сила,  
 $Y$  – нормальна аеродинамічна сила,  
 $Z$  – поперечна аеродинамічна сила.

Коефіцієнти  $C_x$ ,  $C_y$ ,  $C_z$  для визначеної конфігурації ЛА залежать від кута атаки  $\alpha$  і числа Маху  $M$ . Надалі розглядаємо ЛА з осесиметричними обводами. У цьому випадку  $C_y=C_z$ . Максимальні значення цих коефіцієнтів відповідають числам  $M=1,0\dots 1,5$ . При малих кутах атаки  $\alpha$  можна вважати, що  $C_x$  не залежить від  $\alpha$ ,  $C_y$  пропорційний  $\alpha$ , тобто  $C_y = C_y^\alpha \alpha$ , де  $C_y^\alpha$  – похідна від  $C_y$  по  $\alpha$  при  $\alpha=0$ .

Для елементів корпусу інтенсивність розподілу аеродинамічного навантаження буде

$$q_{ax}(x) = \frac{\partial C_x}{\partial x} q S_m ,$$

$$q_{ay}(x) = \frac{\partial C_y^\alpha}{\partial x} q \alpha S_m .$$

Знаючи інтенсивність розподілу коефіцієнтів  $\frac{\partial C_x}{\partial x}$  і  $\frac{\partial C_y^\alpha}{\partial x}$  по довжині корпусу, можна знайти значення подовжньої  $X(x)$  і поперечної  $Y(x)$  аеродинамічних сил, що діють на частину корпусу:

$$X(x) = q S_m \int_0^x \frac{\partial C_x}{\partial x} dx ,$$

$$Y(x) = q \alpha S_m \int_0^x \frac{\partial C_y^\alpha}{\partial x} dx ,$$

де  $x$  – координата розрахункового перетину .

**Масові навантаження.** До масових навантажень відносяться сила ваги і сила інерції. При розрахунку навантажень зручно інерційну силу розглядати разом із силою ваги, характеризуючи їхню спільну дію вектором перевантаження. Перевантаження є найважливішою характеристикою навантаженості. У зв'язаній системі координат по напрямку осі  $Ox$  діятиме подовжнє (осьове) перевантаження  $n_x$ , по напрямку осі  $Oy$  – нормальне (поперечне) перевантаження  $n_y$ .

Розглядаючи рівновагу ЛА на основі принципу Даламбера (див., наприклад, [ 2, 3]), можна показати, що проекцією перевантаження в центрі мас ЛА ( $x=x_m$ ) у заданому напрямку є відношення проекції всіх поверхневих сил на цей напрямок до сили ваги . Тоді

$$n_x^0 = \frac{P - X}{M_{\text{ЕЛ}} g_0} ,$$

$$n_y^0 = \frac{Y + R}{M_{\text{ЕЛ}} g_0} ,$$

де  $M_{\text{ЛА}}$  – маса ЛА.

При визначенні перевантаження в будь-якому перетині корпусу ЛА необхідно враховувати лінійні прискорення в обертальному русі навколо центра мас. Обертальний рух ЛА навколо центра мас характеризується кутовою швидкістю  $\omega_z$  і кутовим прискоренням  $\varepsilon_z$ . Розглядаючи обертання ЛА в площині тангажа, можна записати, що в довільному перетині з коор-

динатою  $x$  у напрямку осі  $Oy$  виникає лінійне прискорення  $\varepsilon_z (x_M - x)$ . Тоді додаткове перевантаження по осі  $Oy$  від обертання

$$\Delta n_y(x) = \frac{\varepsilon_z(x_i - x)}{g_0}$$

і сумарне нормальне перевантаження

$$n_y(x) = n_y^0 + \Delta n_y(x).$$

Величина кутового прискорення  $\varepsilon_z$  визначається з рівняння обертального руху

$$I_z \varepsilon_z = R(x_R - x_i) - Y(x_i - x_d),$$

звідки:

$$\varepsilon_z = \frac{R(x_R - x_i) - Y(x_i - x_d)}{I_z},$$

де  $I_z$  –момент інерції ЛА щодо осі, що проходить через центр мас ЛА перпендикулярно площині  $Oxy$ .

Остаточно:

$$n_x(x) = \frac{Y + R}{M_{\text{ЛА}} g_0} + \frac{R(x_R - x_i) - Y(x_i - x_d)}{I_z g_0} (x - x_i).$$

Подовжнє перевантаження  $n_x(x)$  у будь-якому перетині ЛА, якщо не враховувати лінійне прискорення  $\omega_z^2(x_i - x)$  в напрямку осі  $Ox$ , буде

$$n_x(x) \approx n_x^0 = \frac{P - X}{M_{\text{ЛА}} g_0}.$$

Для визначення масового навантаження (сили ваги разом з інерційними силами), що діє у подовжньому чи поперечному напрямках, необхідно силу ваги відсіченої частини корпусу ЛА помножити на відповідне перевантаження.

Розподіл маси по довжині корпусу визначається компонованням і конструктивно-силовою схемою ЛА. При цьому маса оболонки корпусу вважається розподіленою по довжині. Невеликі маси розташованих у корпусі вантажів так само можуть вважатися рівномірно розподіленими, наприклад, прилади в приладовому відсіку; великі вантажі, наприклад, вантаж у головній частині, навісне устаткування, рама двигунної установки з закріпленою на ній камерою згоряння, підвісні баки і т. д. розглядаються як зосереджені, прикладені в місцях кріплення цих вантажів до корпусу. Варто мати на увазі, що розташування центра мас вантажу може не збігатися з перетином його підвісу. Для закріплених агрегатів, таких, наприклад, як двигун РРД, при дії поперечного перевантаження в місцях кріплення необхідно враховувати не тільки зосереджене зусилля, а і зосереджений момент.

Сили ваги палива в подовжньому напрямку сприймаються днищами і передаються на корпус у місцях кріплення днищ. У поперечному напрямку паливо сприймається обичайкою бака і включається в розподілену силу ваги частини обичайки бака. При цьому передбачається, що дзеркало рідини перпендикулярне осі корпусу, тому що подовжнє перевантаження істотно більше поперечного на всій ділянці активного польоту.

Епюри навантажень на стінки камери згорання РДГП повинні враховувати характер розподілу маси заряду по довжині двигуна.

## 2. ВНУТРІШНІ СИЛОВІ ФАКТОРИ

Аналіз зовнішніх навантажень, що діють на ЛА, дозволить перейти до визначення внутрішніх зусиль у поперечних перетинах корпусу, які, у свою чергу, виступають як зовнішні навантаження стосовно окремих елементів корпусу (відсіків).

До основних внутрішніх силових факторів, що визначають навантаження конструкції, відносяться: подовжня і поперечна сили  $T$  і  $Q$ , згинальний момент  $M$ .

Розглянемо коротко підхід до визначення  $T$ ,  $Q$ ,  $M$ , достатній для розуміння характеру навантаження конструкції ЛА і його вплив на вибір конструктивно-силової схеми того чи іншого відсіку.

### 2.1. Побудова епюр подовжніх сил

На ЛА в подовжньому напрямку діють поверхневі сили: розподілене подовжнє аеродинамічне навантаження  $q_{ax} = qS_m \frac{\partial C_x}{\partial x}$ , тяга двигуна  $P$ , подовжні сили, обумовлені тиском наддування паливних баків  $p_n$ . У кожен момент часу поверхневі сили врівноважуються масовими, котрі включають подовжнє масове навантаження  $n_x g_0 m_x$ , розподілене по корпусу, і масове подовжнє навантаження від зосереджених мас  $\sum_i n_x g_0 m_i$ .

Для розрахунку на міцність елементів корпусу необхідно знати, яка подовжня сила діє в кожному перетині. Цю задачу можна розв'язати, якщо розглянути рівновагу частини корпусу, відсічену площиною, нормальною до її осі, у довільному перетині  $x$ . При цьому дію відкинутої частини замінимо відповідними подовжніми силами (рис. 3.1).

На відсічену частину в подовжньому напрямку діють наступні зовнішні сили: аеродинамічна подовжня сила  $X^{\text{відс}}$ , масова сила  $n_x g_0 m^{\text{відс}}$ , сила, обумовлена тиском наддування в па-

ливному баці  $p_n \pi D^2/4$ .

$T_x$  – подовжня сила, що характеризує результат впливу відкинутої частини корпусу.

Умова рівноваги зовнішніх і внутрішніх сил, що діють у подовжньому напрямку, має вигляд:

$$T_x = -X^{\text{відс}} - n_x g_0 m^{\text{відс}} + p_n \pi D^2/4. \quad (3.1)$$

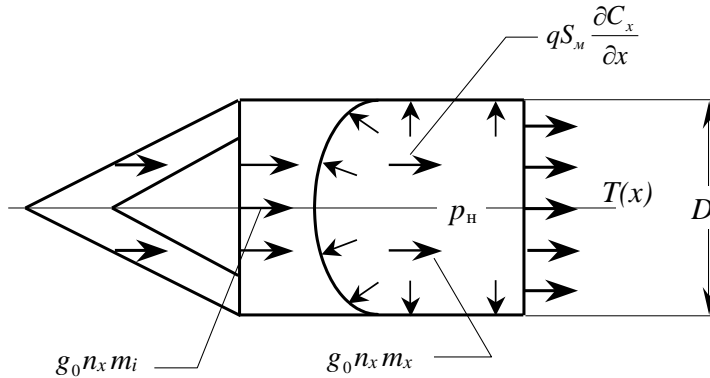


Рис. 3.1. Сили, що діють на відсічену частину корпусу

У перетинах корпусу нижче місця прикладення сили тяги  $P$  при  $x \geq x_p$  подовжня сила  $T_x$  дорівнює:

У перетинах корпусу нижче місця прикладення сили тяги  $P$  при  $x \geq x_p$  подовжня сила  $T_x$  дорівнює:

$$T_x = -X^{\text{відс}} - n_x g_0 m^{\text{відс}} + P. \quad (3.2)$$

Побудуємо спочатку епюру

$T$  без урахування тиску в баках. З

огляду на розподіл аеродинамічного і масового навантажень по довжині корпусу, запишемо формули (3.1) і (3.2) у вигляді:

$$T_x = -q S_m \int_0^x \frac{\partial C_x}{\partial x} dx - n_x g_0 \int_0^x m_x dx - n_x g_0 \sum_i m_i \quad \text{при } x < x_p, \quad (3.3)$$

$$T_x = -q S_m \int_0^x \frac{\partial C_x}{\partial x} dx - n_x g_0 \int_0^x m_x dx - n_x g_0 \sum_i m_i + P \quad \text{при } x \geq x_p. \quad (3.4)$$

Знак суми у формулах (3.3) і (3.4) припускає підсумовування в межах відсіченої частини.

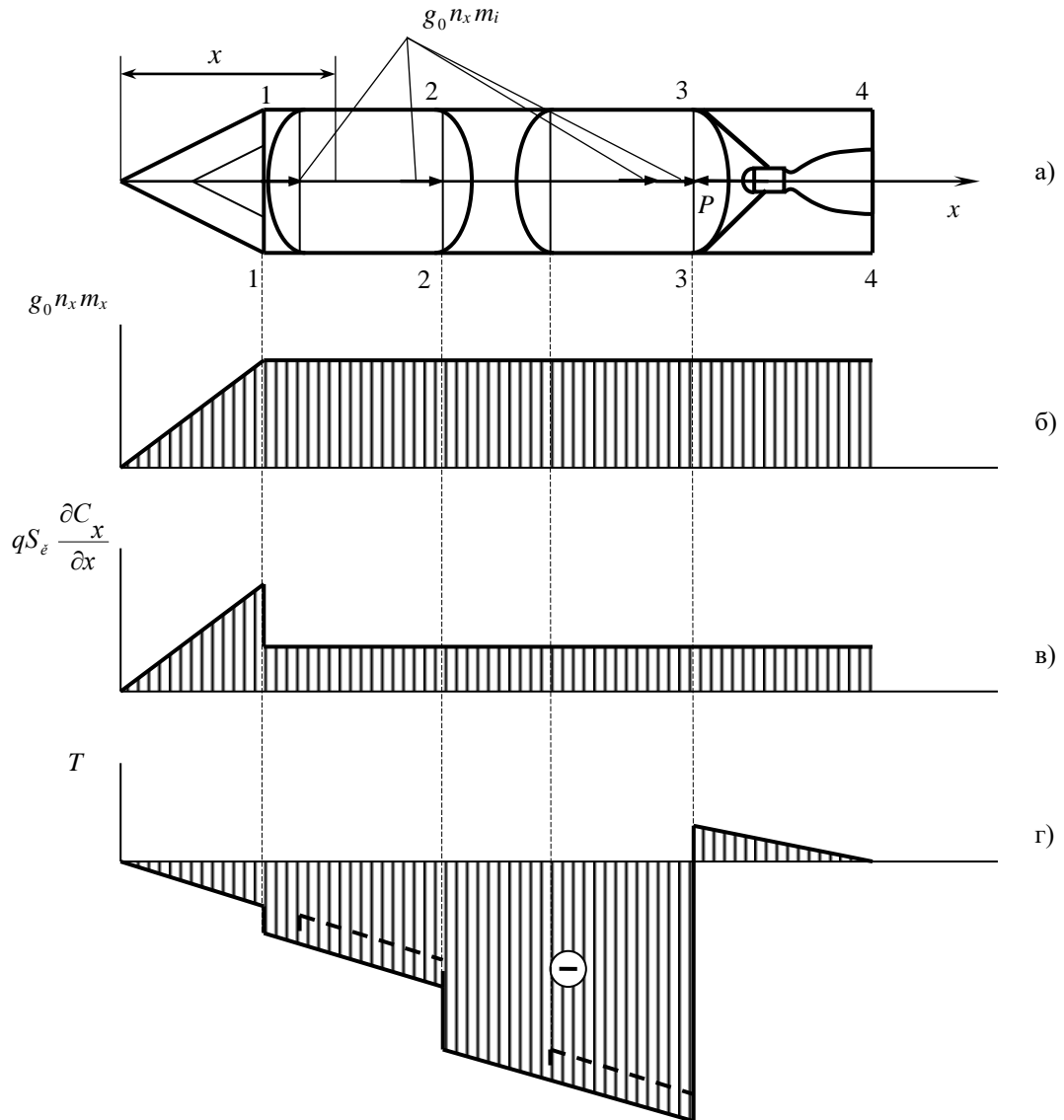
Залежності  $m_x(x)$  і  $\frac{\partial C_x}{\partial x}(x)$ , що стоять під інтегралами в рівняннях (3.3) і (3.4), звичайно задаються у виді графіків чи таблиць, тому одержати аналітичний вираз для  $T(x)$  не вдається. Доводиться вдаватись до чисельного інтегрування. На початку розрахунку корпус розбивають по довжині на визначену кількість ділянок нерівної довжини  $n=20 \div 50$ . При цьому варто враховувати злами корпусу, конкретний спосіб прикладання зовнішніх масових зусиль до корпусу, характер розподілу аеродинамічного навантаження.

Більш докладний і строгий виклад матеріалу, зокрема, використання  $\delta$ -функцій і одиничних функцій для урахування дискретного характеру навантажень, що дозволяє поєднати



аналітичні рішення з чисельним підходом і автоматизувати процес побудови епюр внутрішніх силових факторів, можна знайти в підручниках [1, 2, 3].

На рис. 3.2 показана типова еюра подовжніх зусиль  $T(x)$  для ракети з РРД із несучими паливними баками. Пунктиром показана еюра з урахуванням розвантаження баків за рахунок тиску наддування ( $\Delta T = p_n \pi D^2/4$ ).



**Рис. 3.2. Еюра подовжніх сил для ЛА з РРД:**

а – компоувальна схема і подовжнє навантаження від зосереджених мас; б – розподілене подовжнє масове навантаження (умовно прийнято  $m_x = const$ ); в – розподілене подовжнє аеродинамічне навантаження; г – еюра подовжніх зусиль.

Аналіз наведених формул і вид еюри  $T$  показують, що корпус ЛА від вершини до перетину прикладення сили тяги зазнає стиску, що зростає від носка до хвостової частини; від перетину прикладення тяги до хвостового перетину корпус розтягнутий.

Стрибки на епюрі подовжніх сил відповідають: місцям прикладення зосереджених сил у перетинах кріплення корисного вантажу і двигуна (пер. 1-1 і 3-3), перетинам кріплення нижніх днищ баків від дії мас палива (пер. 2-2 і 3-3), перетину дії тяги на корпус (пер. 3-3). Рівність подовжньої сили нулю в пер. 4-4 підтверджує правильність побудови епюрі.

Тиск наддування в баках створює на ділянці бака подовжнє розтягувальне зусилля  $F_p = p_{\text{нп}} D^2 / 4$ , так зване розвантаження, що зменшує дію стискального навантаження (див. пунктирні лінії на епюрі  $T$ ). При значному тиску наддування сумарна подовжня сила (з урахуванням розвантаження) на ділянці бака може бути і розтягувальною, що може мати місце для баків верхнього ступеня при невеликій масі відсіків, розташованих вище.

Істотно впливає на подовжнє навантаження більшої частини корпусу подовжнє переважання  $n_x$ , що досягає у кінці польоту ступеня значень  $n_{x \text{ max}} = 5 \div 8$ . Цим обумовлений вибір одного з основних випадків навантаження конструкції в польоті на активній ділянці траєкторії – випадок максимального подовжнього навантаження, що і спостерігається в околі кінця польоту окремого ступеня.

На великих висотах значення подовжніх навантажень визначаються переважно масовими навантаженнями, і стискальну силу, що діє в деякому перетині, приблизно можна оцінити в такий спосіб:

$$T \approx n_x g_0 m,$$

де  $m$  – маса частини ЛА, розташованої вище розглянутого перетину.

## 2.2. Побудова епюр поперечних сил і згинальних моментів

Для побудови цих епюр необхідно знати: нормальну аеродинамічну силу  $Y$  і закон її розподілу  $q_{ay}$  по довжині корпусу; масу ЛА і закон її розподілу по довжині  $m_x(x)$ ; значення нормального (поперечного) переважання  $n_y(x) = n_y^0 + \Delta n_y(x)$ , значення керуючої сили  $R$  і перетин її прикладення.

Поперечну силу в будь-якому перетині корпусу  $x$  можна визначити з залежності

$$Q = \int_0^x q_{ay}(x) dx - \int_0^x n_y(x) g_0 m_x dx - \sum_i n_y(x_i) g_0 m_i, \quad (3.5)$$

де  $n_y(x_i)$  – поперечне переважання в центрі мас  $i$ -го вантажу. Співвідношення (3.5) справедливе від 0 до  $x_R$ , де прикладене керуюче зусилля. При  $x \geq x_R$  поперечна сила буде:

$$Q = \int_0^x q_{ay}(x) dx - \int_0^x n_y(x) g_0 m_x dx - \sum_i n_y(x_i) g_0 m_i + R. \quad (3.6)$$

Величину згинального моменту визначимо з диференціальної залежності між  $M$  і  $Q$ :

$$\frac{dM}{dx} = Q.$$

Звідси:

$$M = \int_0^x Q(x) dx. \quad (3.7)$$

При наявності зосереджених моментів, наприклад, для консольно закріплених елементів у місцях їх кріплення необхідно враховувати не тільки зусилля, а і зосереджений момент. У цьому випадку:

$$M = \int_0^x Q(x) dx + \sum_i M_i. \quad (3.8)$$

При правильному виконанні розрахунків у кінцевому перетині корпусу повинна виконуватися умова

$$Q(l) = M(l) = 0.$$

Розрахунок  $Q$  та  $M$  за виразами (3.5) – (3.8) так само, як і (3.3), (3.4) проводиться чисельним інтегруванням.

На рис. 3.3 показані типові епюри поперечних сил і згинальних моментів для ЛА з РРД і несучими паливними баками. (Для простоти розрахунків зосереджені моменти не враховані).

Відзначимо, що стрибки в епюрі  $Q$  відповідають місцям прикладення масових зосереджених сил і місцевій дії на корпус поперечного керуючого зусилля  $R$ . Згинальний момент у перетині, де  $Q = 0$ , має максимум.

Для поперечного навантаження корпусу ЛА найбільший інтерес становлять випадки, коли максимальних значень досягає поперечне перевантаження  $n_y$ . Поперечне перевантаження, що визначає величину поперечної сили і згинального моменту в перетині корпусу, складається з двох частин: програмного поперечного перевантаження і перевантаження від збуреного руху. Друга частина перевантаження, що залежить, в основному, від вітрового збурення, як правило, значно більша програмної. Поперечне перевантаження при польоті на АДТ досягає максимальних значень на ділянці траєкторії, де швидкісний напір  $q$  близький до  $q_{max}$ .

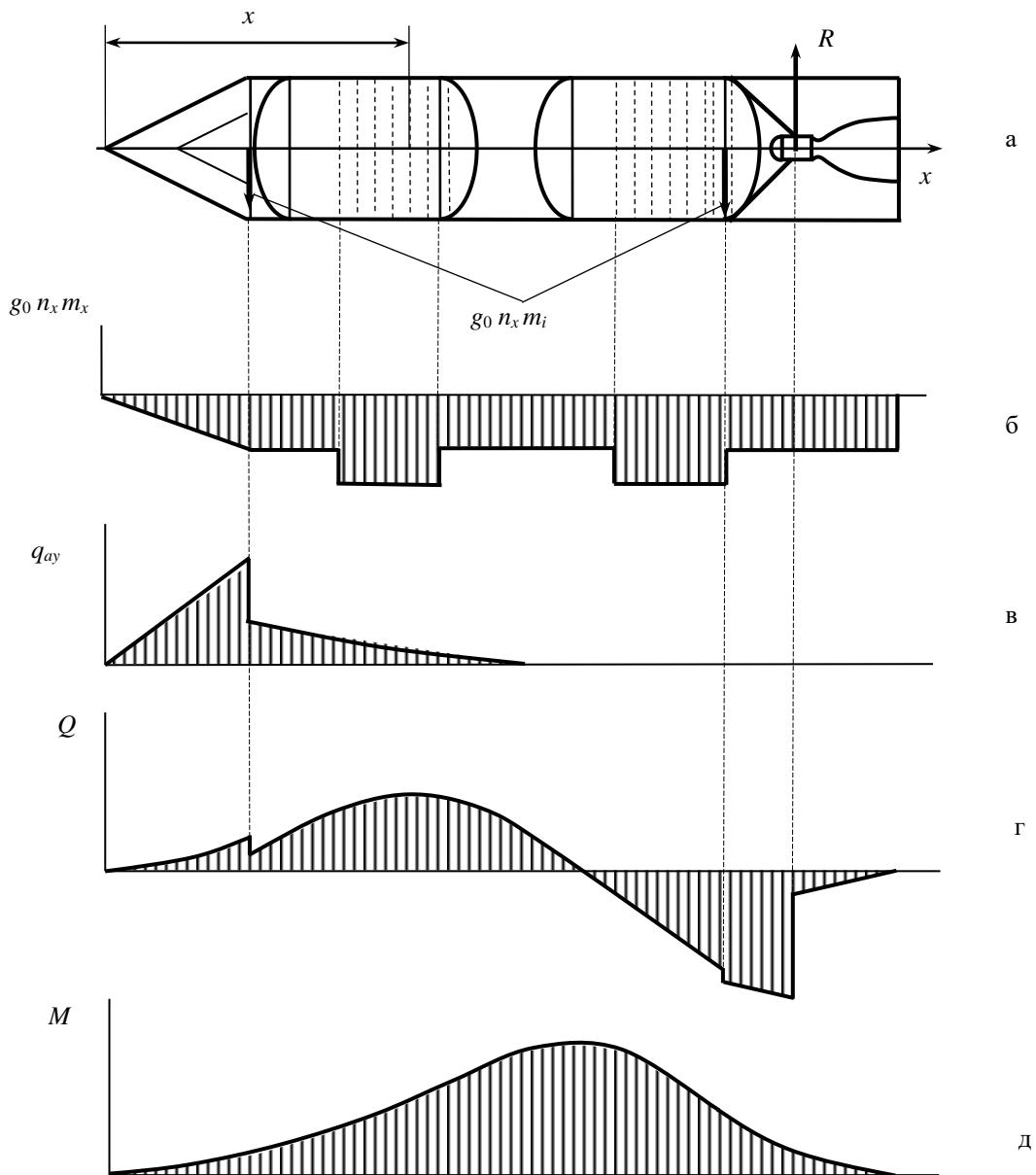
Питання впливу вітрових збурень на поперечне навантаження корпусу ЛА докладно розглянуті у підручниках [1, 2, 3]. Дослідимо якісний бік явищ, що відбуваються при впливі бокового вітру на ЛА.

Розглянемо випадок, коли напрямок швидкості вітру перпендикулярний площині стрільби. При програмному куті  $\alpha_{np} \approx 0$  й осесиметричних обводах ЛА цей напрямок найбільш неспри-

ятливий для навантаження корпусу. Горизонтальна складова швидкості вітру  $w$  векторно складається зі швидкістю набіжного потоку  $v$ , з'являється кут атаки (ковзання)  $\beta$  і виникає поперечне аеродинамічне навантаження  $q_{az}$ . Його рівнодійна при малих кутах  $\beta$  дорівнює

$$Z_B = C_Z^\beta \beta q S_m \quad (3.9)$$

і прикладена в центрі тиску.



**Рис. 3.3. Епюри поперечних сил і згинальних моментів для ЛА з РРД:**

а – компонентувальна схема і поперечні навантаження від зосереджених мас; б – розподілене поперечне масове навантаження; в – розподілене поперечне аеродинамічне навантаження; г – епюра поперечних сил; д – епюра згинальних моментів.

Напрямок  $Z_B$  лежить у площині дії вітру. Сила  $Z_B$  прагне розгорнути статично нестійкий ЛА ( $x_1 > x_0$ ) навколо центра мас. Установлена на ЛА система керування реагує на зазначений розворот і створює керуюче зусилля  $R$ . Значення керуючого зусилля  $R$  і відповідно поперечного навантаження  $n_y$  досить точно можна визначити за результатами розрахунку керованості ЛА. Однак для проведення попередніх розрахунків навантажень у момент часу, коли  $\beta = \beta_{max}$ , можна скористатися наближеними залежностями [2]

$$\beta \approx \frac{w_{max}}{v}, \quad (3.10)$$

$$Z_B = C_Z^\beta \frac{w_{max}}{v} q S_m, \quad (3.11)$$

$$R \approx K_R \frac{Z_B (x_1 - \tilde{\delta}_0)}{x_R - x_1}; \quad (3.12)$$

де  $w_{max}$  – швидкість вітру, що відповідає максимальній швидкості вітру на висоті у розглянутий момент часу польоту. Коефіцієнт  $K_R$  коливається в межах від 1,0 до 1,2.

Момент часу, коли сума  $(Z_B + R)$  досягає максимуму (максимальне поперечне перевантаження), становить найбільший інтерес для розрахунку поперечних навантажень.

Навантаження конструкції ЛА максимальними поперечними навантаженнями має місце на ділянці, коли число  $M_\infty \sim 1$ , до моменту, коли швидкісний напір  $q = q_{max}$  (у зоні струминних плинів атмосфери). Цей випадок навантаження, поряд з випадком навантаження конструкції максимальною подовжньою силою, є обов'язковим при аналізі навантаження і міцності конструкції ЛА.

На ділянці траєкторії при польоті у верхніх шарах атмосфери поперечне перевантаження дуже мале, його величина визначається переважно силами від керуючих органів.

Вище розглянуто особливості визначення внутрішніх зусиль у корпусі ЛА схеми «тандем». Побудові епюр  $T(x)$ ,  $Q(x)$  і  $M(x)$  для ЛА пакетної схеми повинні передувати розрахунки для визначення реакцій у зв'язках ступенів.

### 3. НАВАНТАЖЕННЯ, ЩО ДІЮТЬ НА ЛА В УМОВАХ НАЗЕМНОЇ ЕКСПЛУАТАЦІЇ

ЛА при наземній експлуатації може навантажуватися різного роду навантаженнями, що виникають при транспортуванні, при установці в стартове положення, при стоянні на стартовій позиції тощо. Як правило, розміри перетинів усіх основних силових елементів конструкції

ЛА слід вибирати з умов навантаження в польоті. У наземних випадках навантаження необхідно проводити перевірочні розрахунки міцності найбільш навантажених елементів конструкції з метою визначення припустимих величин навантажень і встановлення режимів експлуатації.

Розглянемо коротко характер наземного навантаження конструкції ЛА.

Для перевезення ЛА в цілому і частинами з місця виготовлення чи збереження до стартової позиції використовують різні види транспорту: залізничний, автомобільний, повітряний і водний.

Оскільки кожен вид транспорту має свої специфічні особливості, умови навантаження конструкції ЛА в цих випадках теж різні.

У процесі транспортування конструкція ЛА навантажується силою ваги й інерційним навантаженням, викликаним коливаннями опор. Значення інерційних навантажень визначаються видом використовуваного транспорту, конструкцією транспортного засобу і режимом транспортування.

У випадку перевезення залізницею джерелом інерційних сил є вібрація вагона унаслідок хвилястості колії, поштовхів коліс на стиках тощо. Режим вібрації залежить від швидкості руху потяга, стану різних ділянок колії й особливо від виду амортизації і ступеня завантаження вагона. Максимальне сумарне нормальне перевантаження, що виникає при русі, дорівнює 1,5–2,0. Порівняно великі подовжні перевантаження можуть спостерігатися тільки при різкому порушенні чи гальмуванні.

При транспортуванні ЛА чи його частин літаком значення складових перевантаження регламентуються нормами міцності для літака, зокрема нормальне перевантаження не перевищує 4. При транспортуванні літаками варто враховувати і випадки аварійних посадок.

При транспортуванні по воді ЛА навантажується в основному інерційними силами, викликаними хитами корабля при хвилюванні моря. Перевантаження виникають у напрямку трьох осей і в штормову погоду досягають великих значень.

При транспортуванні шосейними, ґрунтовими дорогами і по бездоріжжю наземними засобами коливання обрешотених транспортних засобів майже не загасають. При цьому вібраційні складові нормального і бічного перевантажень у такому «сталому» режимі коливань за величиною не перевищують одиниці незалежно від типу дороги. Крім цього, спостерігаються короткочасні коливання з великими нормальними перевантаженнями, що викликаються різного роду випадковими поштовхами. Величини зазначених перевантажень головним чином залежать від стану дороги і швидкості руху, а також від типу амортизації транспортного засобу. Визначення навантажень, які пов'язані із транспортуванням автодорожнім і залізничним ви-

дами транспорту, зводиться до розгляду коливань системи ЛА – транспортний засіб. Це складна динамічна задача, що вимагає точного знання масових і жорсткісних характеристик системи, урахування випадкового характеру навантаження.

На початкових етапах проектування можливий наступний наближений підхід. З урахуванням розподілу маси по довжині корпусу та розташування і характеру опор будуються епюри подовжньої, поперечної сил і згинальних моментів при припущенні, що  $n_x = n_y = 1$ . На основі статистичних даних щодо транспортування літальних апаратів подібного типу приймаються значення перевантажень  $n_{x\ max}$  і  $n_{y\ max}$  і робиться перерахування внутрішніх силових факторів і напружень. Надалі результати розрахунків уточнюються теоретичним і експериментальним шляхами.

На рис. 3.4 показаний приблизний вигляд епюр подовжніх, поперечних сил та згинальних моментів, які виникають у корпусі ЛА, вкладеного на лонжерони платформи та навантаженого масовим розподіленим навантаженням і реакціями опор (при дії перевантажень  $n_x = n_y = 1$ ). Для спрощення прийнято, що маса ЛА рівномірно розподілена по довжині корпусу  $L$ .

За результатами оцінки згинальних моментів і поперечних сил, що виникають при транспортуванні, необхідно перевірити загальну міцність корпусу. Необхідно також перевірити місцеву міцність елементів конструкції, що стикаються з ложементами.

У процесі тривалого транспортування і багаторазового повторно-статичного навантаження може мати місце поступове нагромадження ушкоджень, залишкових деформацій, втомних тріщин. Для того, щоб знизити рівень циклічних напружень, що виникають у конструкції, рекомендується знижувати максимальні поперечні перевантаження, що у першу чергу пов'язано з якістю поверхні шляху, швидкістю транспортування, якістю амортизаційних пристроїв транспортного засобу. Збільшення числа опор також приводить до більш рівномірного розподілу поперечного масового навантаження по опорах, внаслідок чого зменшуються згинальні моменти в прольотах. Оскільки навантаження конструкції під час транспортування являє собою випадковий процес, при точному розв'язанні задачі необхідно використовувати ймовірно-статистичні методи розрахунку.

Установка ЛА в стартове положення на пускову систему виконується за допомогою спеціальних установників. Коефіцієнт поперечного перевантаження при установці визначається величиною граничного значення кутового прискорення повороту стріли піднімального пристрою при обертанні. Граничні значення кутового прискорення  $\varepsilon = 0,15 \dots 0,3 \text{ 1/c}^2$ , що відповідає максимально припустимим значенням перевантаження  $n_y \approx 2$ .

На ЛА, установлений на стартовій позиції, діють сила ваги, вітрове навантаження і реакції опор. При стоянці найбільш навантаженими є хвостовий відсік і вузли кріплення корпусу ЛА до стартового пристрою. Згинальний момент у кінцевому перетині корпусу ЛА при  $x=L$  приблизно може бути обчислений як добуток

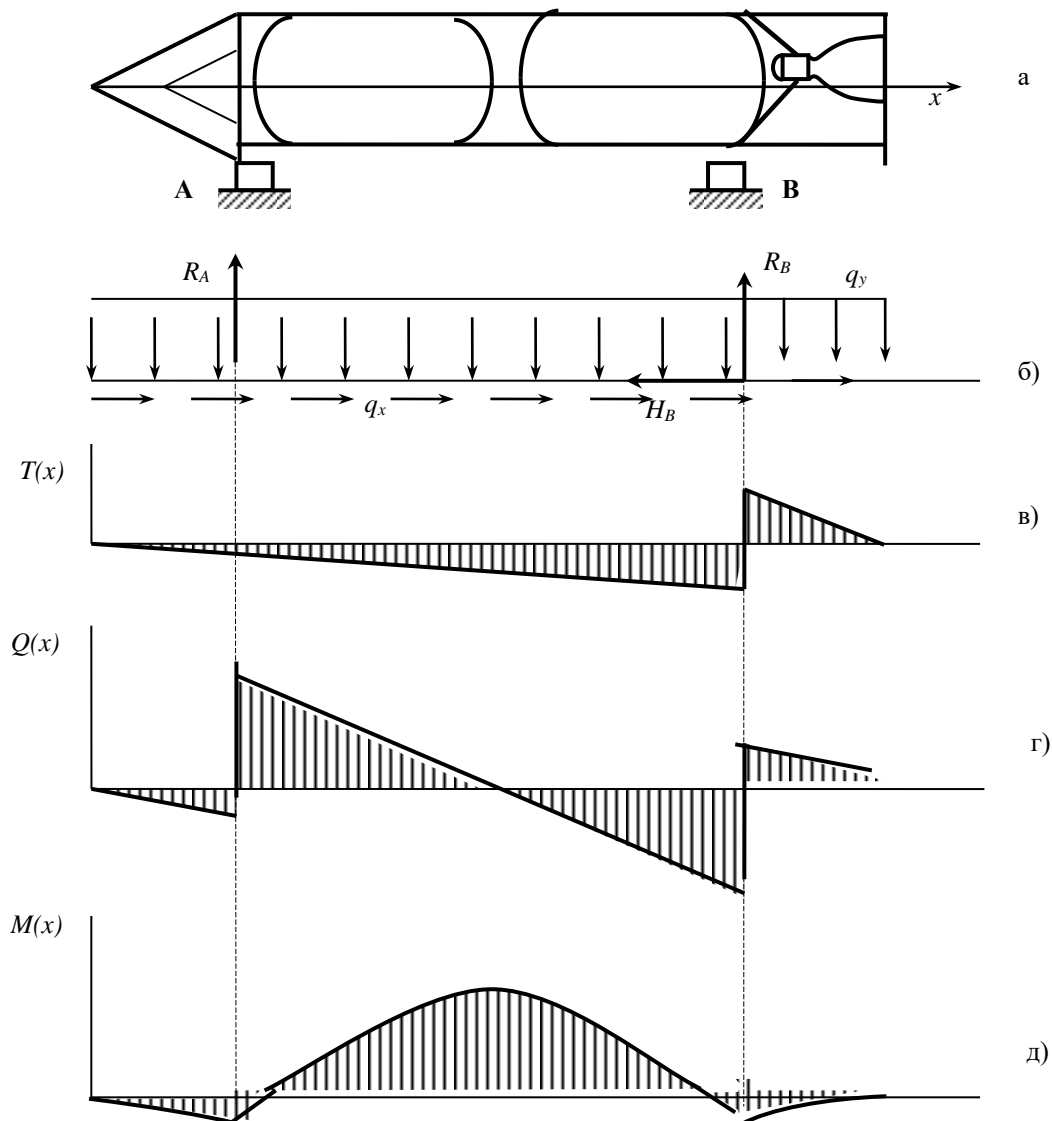
$$M_{max} = Y(L - x_0),$$

де  $Y$  – рівнодійна поперечного вітрового навантаження:

$$Y = C_y \rho \frac{w^2}{2} F_K,$$

$C_y \approx 0,75 \dots 0,90$  – аеродинамічний коефіцієнт при обтіканні корпусу вітровим потоком зі швидкістю  $w$ ,  $\rho$  – щільність повітря,  $F_K$  – площа поздовжнього перетину корпусу.

**Рис. 3.4. Епюри поперечних сил і згинальних моментів для ЛА,**



**Рис. 3.4. Епюри поперечних сил і згинальних моментів для ЛА, який розміщено на лонжеронах**

а – схема розміщення корпусу на лонжеронах; б – система зрівноважувальних поверхневих сил (реакцій) та масових розподілених навантажень  $q_x = g_0 n_x \frac{M_{\text{ЕА}}}{L}$ ,  $q_y = g_0 n_y \frac{M_{\text{ЕА}}}{L}$ ; в, г, д – епюри подовжніх, поперечних сил та згинальних моментів.



Вплив вітру на ЛА звичайно викликає пружні коливання корпусу, що дають динамічну складову згинального моменту.

#### 4. ОСОБЛИВОСТІ ДИНАМІЧНОГО НАВАНТАЖЕННЯ КОНСТРУКЦІЇ ЛА

При дії динамічних навантажень на ЛА в його корпусі виникають коливальні процеси, що при несприятливому сполученні факторів можуть виявитися визначальними для міцності і надійності елемента конструкції ЛА.

Найголовнішими динамічними характеристиками пружної конструкції є власні частоти чи періоди вільних коливань. Якщо навантаження наростає чи взагалі зазнає змін протягом часу, що не перевищує два – три періоди вільних коливань, таке навантаження стосовно конструкції може вважатися динамічним.

Якщо ж тривалість зміни навантаження велика й перевищує три – п'ять періодів вільних коливань, то вплив такого навантаження близький до статичного.

Динамічні розрахунки пружної конструкції ЛА вимагають залучення складного математичного апарата, урахування випадкової природи значної частини збурювальних навантажень. Питання коливань ракетних конструкцій докладно висвітлені в роботах [1, 2, 3, 5, 6, 7]. Зупинимось коротко на основних моментах, не вдаючись до математичних викладок.

Конструкція ЛА являє собою складну коливальну систему. Як пружний стрижень вона може здійснювати подовжні, згинальні і крутильні коливання, причому в кожному випадку корпус ЛА має спектр власних частот.

Подовжні коливання викликаються швидкими змінами осьового навантаження, такими, наприклад, як наростання чи спад тяги, осьові сили при поділі ступенів тощо.

Велика довжина при відносно малій згинальній жорсткості робить конструкцію ЛА надзвичайно чутливою до згинальних коливань. У польоті згинальні коливання корпусу можуть бути викликані атмосферною турбулентністю, поривами вітру, поштовхами при поділі ступенів, особливо для ЛА пакетної схеми. При наземній експлуатації згинальні коливання можуть виникати при транспортуванні і такелажних роботах, при впливі вітру на ЛА, що стоїть на старті.

Для ЛА пакетної схеми істотними можуть виявитися крутильні коливання щодо подовжньої осі, викликані розкидом значень поперечних сил протилежно розташованих рульових органів чи аеродинамічними моментами, обумовленими несиметричністю корпусу.

Розрахункова схема у вигляді пружного неоднорідного стрижня в багатьох випадках виявляється занадто спрощеною, щоб виявити особливості динамічних явищ, які виникають у конструкції. Наприклад, при подовжніх коливаннях, крім розтягання – стиску корпусу, додатковий прогин одержують днища баків. Щодо стінок корпусу велика маса палива виявляється ніби пружно підвішеною і тому може мати додаткові переміщення. Аналогічно, двигун, підвішений до корпусу на пружній рамі, щодо корпусу також може мати додаткові переміщення. При поперечних (згинальних) коливаннях корпусу можуть виявитися істотними коливання рідкого палива в баках, згинальні коливання трубопроводів і т. д. Усередині корпусу до панелей, днищ баків, стрингерів і шпангоутів підвішуються прилади, різні системи, ємності, арматура. Підвіску таких мас у багатьох випадках варто вважати пружною, тому що основи, до яких кріпляться вантажі, є нежорсткими.

Такі пружно підвішені маси утворюють низку порівняльно простих коливальних систем з одним або кількома ступенями свободи. Тому з точки зору теорії коливань корпус ЛА можна вважати складною пружною системою, в якій є великий набір різноманітно орієнтованих коливальних підсистем.

Причиною вібрації елементів конструкції в польоті можуть бути атмосферна турбулентність, акустичний вплив реактивного струменя двигуна.

Окрім нестационарних коливань, викликаних розглянутими вище причинами, в корпусі можуть виникати коливання особливого типу – подовжні та згинальні автоколивання. Це сталі періодичні коливання, які відбуваються у замкнутих системах за рахунок джерела енергії, що не має коливальних властивостей.

Розглянемо механізм виникнення подовжніх автоколивань. Припустимо, що з якоїсь причини виникли подовжні коливання корпусу. Разом з корпусом у напрямку подовжньої осі здійснюють коливання і днища баків, внаслідок чого виникають коливання палива у трубопроводі, який з'єднує бак з камерою двигуна. Виникає пульсація палива при вприскуванні в камеру та як наслідок – пульсація тяги двигуна. Коливання сили тяги залежно від фазових співвідношень можуть підтримати або ослабити подовжні коливання корпусу. Замкнута система “пружний корпус – пружна паливна магістраль – двигунна установка” має могутнє джерело енергії – двигун.

Якщо частота власних коливань палива у трубопроводі виявиться близькою до однієї з нижчих частот подовжніх коливань корпусу, то номінальний режим системи може стати нестійким, у системі виникнуть наростаючі коливання, які можуть перейти у автоколивальний режим. Подовжні автоколивання являють собою небажане явище, тому що призводять до різкого наростання подовжніх навантажень у корпусі та зростання навантажень на місця кріп-

лення підвісного обладнання. При розробці ЛА, якщо це необхідно, вдаються до заходів, які виключають автоколивання у польоті, наприклад, шляхом установки у системі живлення різного роду пристроїв для демпфірування. У цьому випадку при проектуванні корпусу ЛА навантаження від автоколиваний не враховують.

Аналогічним чином на частотах, близьких до власної частоти згинальних коливань корпусу, виникають згинальні автоколивання у замкнутій системі „рульовий привід – пружний корпус – автомат стабілізації”, згинальні автоколивання на частотах, близьких до частот коливань рідини у баках. Згинальні автоколивання – небажане явище, яке викликає ріст внутрішніх зусиль у корпусі. Установка демпферів у паливних баках зменшує амплітуди коливань рідини, знижує динамічні навантаження на конструкцію, поліпшує роботу системи керування ЛА у польоті.

Проте повністю вилучити згинальні автоколивання не завжди вдається. Тому звичайно на самому початку проектування допускають деякі амплітуди згинальних коливань, які в наступному уточнюють при лабораторному моделюванні та у процесі польотних випробувань.

При виникненні пружних коливань корпусу виникають додаткові динамічні навантаження на елементи конструкції. Так, при запуску двигуна необхідно враховувати зростання стискальних зусиль. Це зростання буде тим більшим, чим менше відношення часу росту тяги до періоду власних подовжніх коливань корпусу. Зокрема, осьова сила, що діє на ферму кріплення двигуна, визначається з урахуванням цього додаткового стискання.

При вимиканні двигуна динамічне навантаження не перевищує статичних стискальних зусиль и не становить небезпеки для елементів, які працюють на стискання. Проте динамічні зусилля, що діють на розтягування, можуть виявитися розрахунковими для болтових з'єднань, які використовуються у стикувальних вузлах корпусу ЛА.

Згинальні коливання при транспортуванні можуть призвести до значних додаткових згинальних напружень, які носять циклічний характер; згинальні коливання корпусу, що виникають при поривах вітру у польоті і на які можуть накластися згинальні автоколивання, коливання корпусу від дії вітру при стоянні на старті дають додаткову складову згинального моменту.

Для зручності урахування динамічних навантажень у розрахунковій практиці використовується поняття коефіцієнта динамічності  $K_d$ . Коефіцієнт динамічності показує, у скільки разів сумарне навантаження (статичне плюс динамічне), що діє на даний конструктивний елемент у випадку навантаження, який розглядається, більше за статичне, визначене без урахування коливань

$$K_d = \frac{N_c + N_d}{N_c};$$

у межах пружних переміщень:

$$K_d = \frac{U_c + U_d}{U_c},$$

де  $U_c$  – пружне переміщення розрахункового перетину під дією статичної сили без урахування коливань,  $U_d$  – максимальне переміщення розрахункового перетину під дією динамічної сили. Якщо визначено статичне навантаження  $N_c$  та відомий коефіцієнт динамічності  $K_d$ , то максимальне навантаження буде

$$N_c + N_d = K_d N_c.$$

Так можуть бути приблизно оцінені навантаження з урахуванням динамічних явищ на початковій стадії проектування, коефіцієнти динамічності  $K_d$  можуть бути прийняті виходячи з досвіду проектування ЛА близького типу.

Пружні коливання ЛА, які виникають внаслідок дії зовнішніх сил та моментів, що швидко змінюються, або у процесі автоколивань, небажані не тільки з точки зору міцності самого корпусу. Вони є причиною динамічного навантаження різних агрегатів, вузлів, приладів, які кріпляться до корпусу. При цьому динамічний вплив на елементи, що розглядаються, спричиняється переміщенням опорних вузлів.

Якщо навантаження носить циклічний характер, можливе поступове нагромадження ушкоджень, яке призводить до утворення та розвитку тріщин під впливом напружень, що за рівнем дії не перевищують допустимих, але діють циклічно протягом тривалого часу. Це в першу чергу стосується місць концентрації напружень (кронштейни, тримачі, місця кріплення деталей тощо). Тривалі вібрації можуть призвести до руйнування ТЗП, руйнування твердопаливного заряду, розкриття стиків, порушення герметичності і т. п.

Виникають питання віброміцності – забезпечення неруйнування конструкції під впливом коливань, і вібростійкості – забезпечення нормального функціонування апаратури, різних пристроїв, клапанів в умовах вібрацій. Вихід із ладу апаратури при вібраціях може відбуватися як з причини руйнування, викликаного стомленістю конструктивних елементів приладів, так і через відхилення основних параметрів за межі норм, що характеризують нормальне функціонування.

При оцінці працездатності елементів конструкції та приладів, підвішених до корпусу, у розрахунковій практиці за аналогією з коефіцієнтами статичного перевантаження іноді вводять поняття коефіцієнта динамічного перевантаження, яке вказує, у скільки разів прискорен-

ня, що виникає при коливаннях пружної конструкції, перевищує прискорення вільного падіння  $g_0$ .

Відзначимо, що додаткове динамічне навантаження виникає не завжди. Оскільки динамічні навантаження залежать, головним чином, від співвідношень частоти зміни діючих сил та власних частот системи, то у проєктанта та конструктора у процесі розробки та доводки конструкції ЛА з'являється можливість у деяких випадках змінити характер навантаження та знизити рівень динамічного навантаження.

Там, де це можливо, конструктор повинен так підбирати жорсткості та розподіляти маси, щоб власні частоти системи та частоти збудження були по можливості різними, тобто максимально відстроїти спектр власних частот від заданого спектра. Так, зміна певним чином характеристик рами, на якій кріпляться прилади (матеріалу, форми поперечного перетину тощо), може виключити попадання у недопустимий для приладів діапазон, співпадання частот коливань рами з частотами балкових коливань корпусу, тобто виникнення резонансного режиму.

Деякі заходи щодо зниження динамічних навантажень при транспортуванні ЛА розглянуті вище.

Акустичні вібрації можуть бути зменшені шляхом збільшення товщини обшивки, при використанні конструкцій з заповнювачем, особливо стільниковим, при використанні композиційних матеріалів, демпферувальні властивості яких вищі, ніж у інших конструкційних матеріалів.

У деяких випадках характер навантажень та їх величину можна змінити шляхом різного роду амортизуючих пристроїв, використання демпферувальних властивостей системи керування, спеціальною компоновкою ЛА тощо. Але, з огляду на те, що вібрації діють у широкому діапазоні частот від нуля до кількох тисяч герц, повністю усунути вібраційний режим неможливо. Якщо напруження, що виникають, носять знакозмінний характер, потрібне урахування зниження механічних властивостей матеріалу за рахунок явищ стомленості.

Таким чином, при аналізі навантаження конструкції ЛА виникають динамічні задачі, пов'язані з визначенням динамічних властивостей конструкції як складної коливальної системи, з оцінкою динамічних навантажень, розробкою заходів щодо зниження рівня динамічного навантаження та забезпечення динамічної стійкості ЛА в цілому та окремих його елементів. Ці задачі розв'язуються, як правило, на заключному етапі проєктування у перевірочному плані при встановленні допустимих режимів навантаження.

## 5. РОЗРАХУНКОВІ ВИПАДКИ НАВАНТАЖЕННЯ, КОЕФІЦІЄНТИ БЕЗПЕКИ І ЗАПАСУ МІЦНОСТІ

У польоті і при наземній експлуатації ЛА піддається впливу певної комбінації зовнішніх сил і аеродинамічного нагрівання. Внутрішні зусилля і деформації, що виникають внаслідок цього навантаження, змінюються по довжині корпусу і за часом. Для кожного перетину корпусу й окремих силових елементів конструкції необхідно знайти той момент часу польоту чи наземної експлуатації, при якому виникають максимальні внутрішні зусилля чи деформації. Цей характерний для розглянутого перетину момент називається розрахунковим випадком навантаження. Для різних перетинів корпусу (чи окремих відсіків) розрахункові випадки навантаження визначаються в результаті докладних розрахунків на міцність. При встановленні розрахункових випадків навантаження необхідно знайти ту комбінацію внутрішніх силових факторів, що визначає граничний навантажений стан, при якому конструкція руйнується чи в ній виникають великі залишкові деформації.

Для багатьох частин конструкції ЛА можна на основі накопиченого досвіду виділити деяке обмежене число випадків навантаження, що містять шуканий розрахунковий випадок. Тим самим можна значно зберегти обсяг проектних розрахунків. До числа основних розрахункових випадків на АДТ відносяться наступні: старт ЛА; максимум подовжнього навантаження корпусу; максимум внутрішнього тиску в ємностях, максимум поперечного навантаження корпусу і т. д.

Конструкція ЛА зазнає навантаження не тільки в польоті, а й у процесі виготовлення, при транспортуванні. Причому за інтенсивністю воно може бути порівняне з навантаженням у польоті. При виборі розрахункових випадків аналізуються всі ситуації навантаження, але при цьому необхідно мати на увазі, що навантаження в польоті має визначати вигляд конструкції. Етапи наземної експлуатації варто аналізувати на предмет визначення припустимих величин навантажень, схеми навантаження, установа режимів експлуатації.

Розрахункові випадки визначають максимальні навантаження, що діють на елементи конструкції ЛА в якийсь момент польоту чи часу при наземній експлуатації. Ці навантаження називають експлуатаційними.

Фактичні значення експлуатаційних навантажень і несуча здатність відсіків ЛА є випадковими функціями чи випадковими величинами. Тому питання оцінки міцності слід розглядати з імовірнісної точки зору. Оцінка міцності повинна зводитися до одержання гарантії того, що за час експлуатації ЛА граничний стан жодного разу не буде перевищений. У детермінованих розрахунках така гарантія забезпечується введенням коефіцієнта безпеки  $f$ . Під коефіцієн-

том безпеки розуміють число, більше одиниці, на яке треба помножити величину експлуатаційного навантаження  $T^e$ , щоб одержати розрахункове навантаження  $T^p$ :

$$T^p = T^e \cdot f.$$

Експлуатаційне навантаження визначають за результатами балістичних, аеродинамічних і інших розрахунків.

Розрахункові навантаження використовуються надалі для проведення розрахунків міцності.

Таким чином, конструкція розраховується на дію збільшених навантажень. Це свідоме збільшення навантажень за рахунок уведення коефіцієнта безпеки зводиться в основному до компенсації:

- невідповідності між детермінованою формою надання результатів розрахунків на міцність і випадковим характером фактичних значень внутрішніх зусиль і несучої здатності конструкції;
- відхилення розрахункової схеми й умов навантаження ЛА від дійсних.

Коефіцієнт безпеки встановлюється на підставі досвіду експлуатації. При установленні величини (нормуванні) коефіцієнтів безпеки береться до уваги не тільки залежність навантажень і несучої здатності конструкції від випадкових відхилень багатьох параметрів: відхилення термодинамічних параметрів атмосфери, відхилення розмірів силових елементів і механічних характеристик матеріалів від номінальних значень, випадковий вплив вітру тощо, враховуються також призначення конструкції, умови її роботи, необхідний рівень надійності, безпека експлуатації.

Перелік основних розрахункових випадків і коефіцієнти безпеки, як правило, призначають за нормами міцності, прийнятими у галузі. Для РН в умовах польоту  $f = 1,25 - 1,5$ , в умовах наземної експлуатації  $f = 1,5 - 2,0$  [2].

При проектувальному розрахунку на міцність вибирається найбільш раціональна конструктивно-силова схема і визначаються розміри і форми перетинів основних силових елементів при дії розрахункових руйнівних навантажень. Потім здійснюється докладна конструктивна розробка прийнятої силової схеми. На етапі детальної розробки креслярської конструкторської документації проводяться перевірочні розрахунки на міцність, де враховуються: розміри, задані кресленням; механічні властивості матеріалів, регламентовані технічними умовами (ТУ); всі істотні для міцності технічні вимоги на виготовлення, випробування і експлуатацію. Завершується розрахунок на міцність визначенням коефіцієнта запасу міцності чи стійкості:

$$\eta = \frac{T_{\text{ад}}}{T^{\text{р}}} = \frac{T_{\text{ад}}}{T^{\text{а}} \cdot f} \quad \text{чи} \quad \eta = \frac{\sigma_{\text{гр}}}{\sigma^{\text{р}}},$$

де  $T_{\text{гр}}$  – несуча здатність, визначена методом, рекомендованим нормами міцності чи шляхом випробувань,  $\sigma_{\text{гр}}$  – граничне напруження для елемента: границя міцності  $\sigma_{\text{в}}$ , границя плинності  $\sigma_{\text{т}}$  або критичне напруження  $\sigma_{\text{кр}}$  залежно від матеріалу і характеру навантаження елемента,  $\sigma^{\text{р}}$  – розрахункове напруження від дії розрахункового навантаження.

Міцність елемента в розрахунковому випадку вважається достатньою, якщо  $\eta \geq 1$ . Правильно спроектована конструкція повинна мати запас міцності, близький до  $\eta = 1$ .

Розглянемо докладніше розрахункові випадки для основних частин корпусу. Корпус ЛА розраховується на міцність, як правило, по відсіках. У межах кожного відсіку вибирається кілька розрахункових перетинів, кількість і місце розташування яких залежить від конструктивних особливостей відсіку.

Доцільно вибирати перетини на початку і наприкінці відсіку, у місцях передачі на корпус яких-небудь зосереджених сил і моментів, наприклад, у місцях кріплення днищ несучих баків, рами двигуна, підвісних баків і т. п. Кількість перетинів по довжині відсіку повинна бути такою, щоб можна було з достатньою точністю побудувати епюри подовжніх і поперечних сил і згинальних моментів для кожного розрахункового випадку. При цьому варто пам'ятати, що в принципі кожен перетин може мати свій розрахунковий випадок.

Строге визначення розрахункових випадків навантаження – трудомістка операція. Однак на підставі якісного аналізу і досвіду проектування для основних відсіків ЛА можна вказати деяке обмежене число випадків навантаження чи моментів польоту, що в основному охоплюють усі розрахункові випадки, і виділити навантаження, від величини якого в першу чергу залежать силова схема і конструктивні особливості відсіку.

Різні частини корпусу ЛА мають свою специфіку навантаження в польоті, що відбивається на виборі польотних розрахункових випадків.

Сухий відсік циліндричної форми (перехідний, приладовий, міжбаковий, корпус паливного відсіку, що має підвісні баки) навантажено осьовим стискальним зусиллям  $T$ , згинальним моментом  $M$  і поперечною силою  $Q$ . Зусилля зсуву незначні і є другорядним чинником. Конструкцію такого відсіку, в основному, визначають стиск і згин, причому, як відзначено в п. 3.2, стискальне зусилля  $T$  досягає максимального значення, як правило, у кінці роботи ступеня, коли максимальне подовжнє перевантаження  $n_{x_{\text{max}}}$ . Згинальний момент  $M$  у цей час звичайно малий, а його максимальне значення, обумовлене максимальним поперечним перевантаженням  $n_{y_{\text{max}}}$ , має місце в околі  $q_{\text{max}}$ .



Ефект спільної дії подовжнього зусилля і згинального моменту можна приблизно оцінити величиною еквівалентного зусилля

$$T_{\text{екв}} = T \pm \frac{2M}{R},$$

де  $T$  – осьова сила в даному перетині;  $M$  – згинальний момент;  $R$  – радіус корпусу ЛА.

Еквівалентне зусилля характерне тим, що напруження стиску в перетинах корпусу від нього дорівнюють сумарним напруженням стиску від дії осевого зусилля і згинального моменту.

Вихідною для розрахунку сухого відсіку є розрахункова еквівалентна стискальна сила

$$T_{\text{аеа}}^{\delta} = T^e f_{\delta} + \frac{2M^e f_M}{R}.$$

Працездатність конічного сухого відсіку перевіряється також на дію зовнішнього надлишкового тиску. Для конічного перехідного відсіку визначальними навантаженнями будуть  $T_{\text{екв}}^p$  і зовнішній аеродинамічний тиск (при  $q = q_{\text{max}}$ ).

Несучі паливні баки навантажені осьовою силою  $T$ , згинальним моментом  $M$  і внутрішнім тиском  $p$ , що складається з тиску наддування  $p_n$  і тиску стовпа рідини  $p_a = n_x \rho g H$ . Тут  $\rho$  – щільність рідини,  $H$  – висота стовпа рідини від дзеркала до розглянутого перетину. Еквівалентна розрахункова стискальна сила  $T_{\text{аеа}}^{\delta'}$ , визначена з урахуванням розвантаження від мінімального тиску наддування  $p_{n \text{ min}}$ , на момент дії сили, є визначальною для розрахунку стінки бака на стійкість

$$T_{\text{аеа}}^{\delta'} = T^p + \frac{2M^{\delta}}{R} - p_{\text{min}}^e \pi R^2.$$

Розрахунок  $T_{\text{аеа}}^{\delta'}$  проводиться в декількох розрахункових випадках для відповідних комбінацій  $T^p$ ,  $M^p$  і  $p_{\text{min}}^e$ .

Максимальний розрахунковий надлишковий тиск  $p_{\text{max}}^p$  ураховується при розрахунку стінки на міцність.

Днища баків розраховуються на міцність для найбільшого внутрішнього тиску. Ділянки бака, що містяться над дзеркалом рідини, можуть зазнавати інтенсивного нагрівання, і розрахунок на міцність і стійкість варто проводити з урахуванням впливу температури на механічні характеристики матеріалів.

Схема навантаження хвостового (двигунного) відсіку залежить від його компонування, способів передачі сили тяги  $P$  на корпус ЛА на пусковому пристрої. Якщо хвостовий відсік є

опорним на пусковому пристрої, то до розрахункового випадку відноситься насамперед навантаження відсіку силою ваги заправленого ЛА і згинальним моментом при максимальних поривах вітру, обумовлених технічним завданням.

Вузли кріплення двигуна розраховуються, насамперед, на випадок запуску при дії максимального динамічного перевантаження, у польоті розрахунковим випадком є дія найбільшого поперечного перевантаження.

Вузли кріплення агрегатів усередині корпусу розраховуються на випадок дії максимальних перевантажень.

Конструктивно-силова схема аеродинамічного обтічника визначається обраною схемою відділення і навантаженнями, що діють у процесі польоту ЛА, а саме: аеродинамічним тиском, значення якого залежить при великих швидкостях польоту від форми поверхні, кута атаки і числа Маха  $M$ . При відомих значеннях тиску в кожній точці поверхні й масових навантажень можна побудувати по довжині АО епюри осьових сил і згинальних моментів.

Розрахункові випадки для корпусу АО визначаються моментами польоту, коли досягають максимуму значення швидкісного напору  $q$  і швидкість польоту  $M_{кр}$ .

Для ступок обтічника й окремих його вузлів розрахунковим випадком є відділення АО.

Розрахункові випадки в польоті звичайно є визначальними при розрахунку корпусу на міцність. Разом з тим необхідно перевіряти міцність ЛА і при наземній експлуатації, тобто при транспортуванні, перевантаженнях із транспортних засобів і перебуванні ЛА на стартовій позиції. Це особливо важливо, щоб правильно призначити місця установки і кріплення ЛА до різних перевантажувальних і транспортних засобів і установити режими наземної експлуатації.

## СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ

1. Проектування і конструкція ракет-носіїв /В.В. Близниченко, Є.О. Джур, Р.Д. Краснікова, Л.Д.Кучма, А.К. Линник та інш. - Д.: Вид-во ДНУ, 2007. – 504 с.
2. Основы строительной механики ракет / Л. И. Балабух, К. С. Колесников, В. С. Зарубин и др. М.:Высшая школа, 1969, –496 с.
3. Прочность ракетных конструкций /В.И. Моссаковский, А.Г. Макаренков, П.И. Никитин и др.: Под ред. В. И. Моссаковского. М.: Высшая школа, 1990, –359 с.
4. Оболенский Е. П., Сахаров Б. И., Сибиряков В. А. Прочность летательных аппаратов и их агрегатов. М.: Машиностроение, 1995, –504 с.
5. Авдонин А. С., Фигуровский В. И. Расчет на прочность летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1985, –440 с.
6. Гладкий В. Ф. Динамика конструкции летательного аппарата. М.: Наука, 1969, –495 с.
7. Колесников К. С. Продольные колебания ракеты с жидкостным ракетным двигателем. М.: Машиностроение, 1971, –260 с.
8. Колесников К. С. Жидкостная ракета как объект регулирования. М.:Машиностроение, 1969, –298 с.