

*О.Г. ПРИЙМАКОВ, к.т.н., доц., с.н.с., Харків, ХІ ВПС ім.
І.Кожедуба, О.І. МОЛЯВКО, старший викладач, Харків, ХДПУ ім. Г.
Сковороди*

ВИТРИВАЛІСТЬ АВІАЦІЙНИХ КОНСТРУКЦІЙ ТА ЇЇ ПРОГНОЗУВАННЯ НА ПРИКЛАДІ ЗУБЧАСТИХ ПЕРЕДАЧ

Formulated peculiarities of endurance aviation materials and constructions of flying machines. Founded and analyzed model of ensuring fatigue strength in spite of non-stationary load, typical for aviation constructions and drives.

Втомленість матеріалів авіаційних конструкцій – основний вид руйнування деталей літальних апаратів, зокрема, зубчастих передач, причому виникає несподівано і, як правило, призводить до тяжких наслідків.

Експериментальні дослідження [1, 5, 6, 7] показали, що характер руйнування конструкційних матеріалів залежить від числа циклів навантажень.

Розглянемо типи руйнувань авіаційних конструкцій, зокрема, зубчастих передач в залежності від числа циклів.

При малій кількості циклів навантажень у дослідних зразках із пластичних матеріалів утворюється шийка і руйнування здійснюється по мінімальному перерізу – статичне руйнування. При числі циклів 10^2 - 10^4 з'являється сітка тріщин та помітні пластичні деформації – настає руйнування від малоциклової втомленості. Нарешті, при числі циклів $N > 10^5$ має місце типове втомлюване руйнування без помітних слідів пластичних деформацій.

При зменшенні знакозмінного (руйнуючого) напруження σ число циклів навантажень N збільшується. Число циклів до руйнування має статичний розкид і під час N розуміють середнє число циклів до руйнування [1, 5].

Для легких кольорових металів, жаростійких сплавів у визначеному

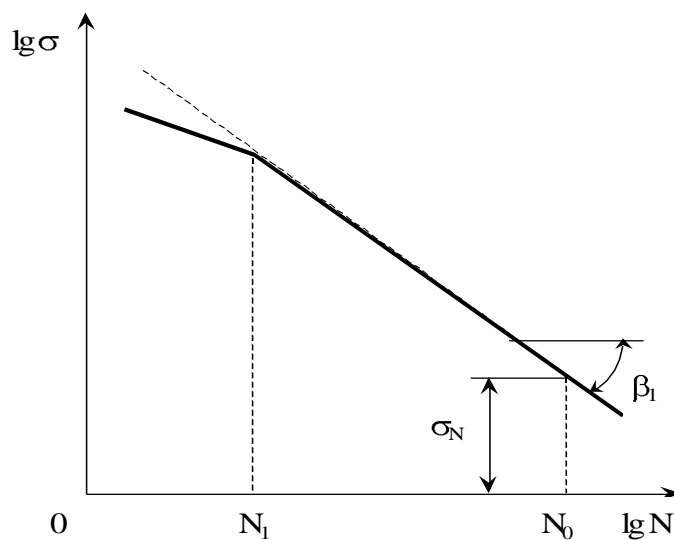
інтервалі температур, тобто типових авіаційних матеріалів для приводних систем, полігональна крива зв'язку між знакозмінним руйнуючим напруженням σ на циклом навантажень N у логарифмічній системі координат $\lg \sigma - \lg N$ має вигляд (див. рис. 1):

N_1 – малоциклова кількість циклів навантажень,

$$N_1 \approx 10^3 - 10^4;$$

N_0 – база випробувань на витривалість;

σ_N – межа витривалості (теоретична).



Р

и
с
·
1
·

Графік залежності $\lg \sigma = f(\lg N)$ для авіаційних матеріалів

Як видно із рисунку 1, для авіаційних матеріалів, з яких виготовляються зубчасті передачі, нахил полігональної кривої зберігається аж до мінімального рівня напружень

В загальному випадку межею витривалості є найбільше напруження циклу, яке може витримати деталь чи експериментальний зразок без руйнування при базовому числі циклів (база випробувань) N_6 . Базове число циклів зміни напружень N_6 може бути більше чи менше від величини N_0 , проте, практика випробувань на втомленість авіаційних конструкційних матеріалів [6] доводить, що точка перелому кривих втомленості в

логарифмічних координатах відповідає числу циклів $N_0=10^6 \dots 10^7$; базу випробувань при згині чи крученні рекомендується приймати $N_{6F}=4 \cdot 10^6$, базу випробувань для контактних задач $N_{6H}=2 \cdot 10^7$, базу випробувань при комбінованому навантаженні – $2,5 \cdot 10^6$ циклів.

При числі циклів $N < N_1$ ($N_1 \approx 10^3 \dots 10^4$) криві втомленості мають ще один перелом, пов'язаний з переходом в область малоциклової втомленості, де зростає роль пластичного деформування.

Величини напруження σ та числа циклів N зв'язує досить точна і водночас проста залежність, [1, 2, 3]:

$$\sigma^m N = C \quad (N_1 < N < N_0), \quad (1)$$

де: m та C – постійні, які залежать від фізико-механічних та технологічних властивостей матеріалу.

В логарифмічних координатах рівняння (1) відповідає прямій лінії:

$$\lg \sigma = -\frac{1}{m} \lg N + \frac{1}{m} \lg C, \quad (2)$$

Тангенс кута нахилу прямої β_1 по модулю дорівнює:

$$|\operatorname{tg} \beta_1| = \frac{1}{m}, \quad (3)$$

При збільшенні m нахил зменшується, а при $m \rightarrow \infty$ пряма стає горизонталлю. Як відомо, [1,9], значення m знаходяться в межах $m=4 \dots 10$, а при наявності концентраторів напружень $m=4 \dots 5$.

Іноді, для зручності, рівняння (1) переписують у вигляді:

$$\left(\frac{\sigma}{\sigma_0} \right)^m = \frac{N_0}{N}, \quad (4)$$

На межу витривалості впливають наступні параметри, як це показано в роботах [2, 4]

- зміни σ_a та постійні σ_m значення напружень циклу;
- вид циклу зміни напружень (пульсуючий або від нульовий,

симетричний, загальний знакозмінний та ін.);

- наявність концентраторів напружень;
- абсолютні розміри деталі (масштабний фактор);
- стан робочої поверхні та наявність фізико-технічної чи механічної термообробки.

Тепер перейдемо до розгляду умов втомлюваної міцності на прикладах простого (однокомпонентного) та складного (багатокомпонентного) напружених станів.

Для випадку простого напруженого стану розглянемо згин елемента авіаційної конструкції під дією змінних та постійних нормальних напружень. Нехай в небезпечній точці найбільш навантаженого поперечного перерізу діють змінне σ_a та постійне σ_m напруження. Доведено, [3, 4, 5], що ці компоненти напружень пов'язує лінійна залежність; тоді умова втомлюваної міцності приймає вигляд:

$$K_\sigma \sigma_a + \psi_\sigma \sigma_m = \sigma_{-1}, \quad (5)$$

де: K_σ - коефіцієнт концентрації напружень, [7, 8]

ψ_σ - коефіцієнт впливу постійних нормальних напружень на змінні.

Як показує практика, для авіаційних матеріалів $\psi_\sigma = 0,15 \dots 0,25$; σ_{-1} – межа витривалості при симетричному циклі напружень.

Якщо ввести поняття еквівалентного змінного напруження

$$K_\sigma \sigma_a + \psi_\sigma \sigma_m = \sigma_{\text{екв.}}, \quad (6)$$

то умова втомлюваної міцності прийме вигляд:

$$\sigma_{\text{екв.}} = \sigma_{-1}. \quad (7)$$

Згідно [7, 8] коефіцієнт концентрації напружень має визначитись так:

$$K_\sigma = 0,8 \frac{2\mu + 1}{\mu + 1}, \quad (8)$$

де: μ - коефіцієнт відношення абсолютних розмірів небезпечного

перерізу деталі з урахуванням абсолютних розмірів концентратора напружень до абсолютних розмірів власне концентратора напружень, [9].

Як показали експериментальні дослідження витривалості довгих та коротких конструктивно-ортотронних оболонок, [7-9], концентрація напружень, масштабний фактор та коефіцієнт стану поверхні впливають лише на змінну складову напружень циклу, тому відповідні коефіцієнти мають коригувати лише величину σ_a .

Вводячи коефіцієнт концентрації напружень K_σ , масштабний фактор ε_σ , коефіцієнт стану поверхні β_σ , надамо виразу (5) такий вигляд:

$$\frac{K_\sigma}{\varepsilon_\sigma \beta_\sigma} \cdot \sigma_a + \psi_\sigma \sigma_m = \sigma_{-1} \quad (9)$$

Еквівалентне змінне напруження при цьому

$$\sigma_{\text{екв.}} = \frac{K_\sigma}{\varepsilon_\sigma \beta_\sigma} \cdot \sigma_a + \psi_\sigma \sigma_m. \quad (10)$$

Для визначення значень постійних σ_m та змінних σ_a напружень слід скористатись залежностями:

$$\begin{cases} \sigma_m = 0,5 \sigma_{\max} + |\sigma|_{\min} \\ \sigma_a = 0,5 \sigma_{\max} - |\sigma|_{\min} \end{cases} \quad (11)$$

де: σ_{\max} та σ_{\min} – екстремальні напруження в небезпечному перерізі деталі.

$$\beta_\sigma = \frac{\sigma_{-1}^D}{\sigma_{-1}^3}, \quad (12)$$

$$\varepsilon_\sigma = \frac{\sigma_{-1}^3}{\sigma_{-1}}, \quad (13)$$

де: $(\sigma_{-1})^D$ – межа витривалості деталі в небезпечному перерізі;

$(\sigma_{-1})^3$ – межа витривалості дослідного зразка, виготовленого із того

ж матеріалу;

σ_{-1} – межа витривалості самого матеріалу.

При дії дотичних напружень умова втомлюваної міцності приймає вигляд:

$$K_{\tau} \tau_a + \psi_{\tau} \tau_m = \tau_{-1}, \quad (14)$$

де: τ_{-1} – межа витривалості при крученні для симетричного циклу зміни дотичних напружень;

K_{τ} - ψ_{τ}

З урахуванням концентрації напружень, стану поверхні та масштабного фактору вираз (14) приймає вигляд:

$$\frac{K_{\tau}}{\varepsilon_{\tau} \beta_{\tau}} \tau_a + \psi_{\tau} \tau_m = \tau_{-1}. \quad (15)$$

Величини τ_a τ_m знаходять аналогічно (11).

Залежність між межами витривалості σ_{-1} та τ_{-1} знайдемо, посилаючись на результати [3, 6]:

$$\tau_{-1} = \frac{1}{\sqrt{3}} \sigma_{-1} = 0,57 \sigma_{-1}. \quad (16)$$

Визначення коефіцієнтів $K_{\tau}, \varepsilon_{\tau}$ та β_{τ} - аналогічне тому, що було дано для коефіцієнтів $K_{\sigma}, \varepsilon_{\sigma}$ та β_{σ} .

Для складного (багатокомпонентного) напруженого стану, умова втомлюваної міцності визначається згідно IV гіпотези міцності С.П.Тимошенка, [3]:

$$\sqrt{\sigma_a^2 + 3\tau_a^2} = \sigma_{-1}. \quad (17)$$

Підводячи підсумок щодо формул (5)-(17), автори рекомендують наступну методику аналітичного прогнозування витривалості деталей із авіаційних конструкційних матеріалів:

- визначається небезпечний переріз деталі, вид деформації та вид

- напруженого стану;
- обчислюються екстремальні, постійні та змінні напруження циклу згідно (11);
 - обчислюються відповідні значення коригуючих коефіцієнтів K , ϵ , β ;
 - обчислюється еквівалентне напруження $\sigma_{\text{екв}}$ згідно (10), (15) або (17) та порівнюється із табличним значенням межі витривалості при симетричному циклі зміни напружень σ_{-1} або τ_{-1} ;
 - якщо різниця не перевершує 3...8%, то можна стверджувати про відсутність загрози втомленості матеріалу принаймні для небезпечного перерізу, [9];
 - якщо небезпечних перерізів декілька, то обчислення виконують для кожного перерізу, не змінюючи бази випробувань N_6 ;
 - якщо різниця перевищує 8%, то слід здійснити ряд конструкторсько-технологічних заходів, направлених на коригування коефіцієнтів K , ϵ , β або замінити авіаційний конструкційний матеріал на матеріал з більшим значенням межі витривалості σ_{-1} , оскільки є реальна загроза втрати витривалості при вибраній базі випробувань N_6 .

Найкращим підтвердженням правильності аналітичного прогнозу витривалості є випробування втомленості згідно ДержСт 25502-79 “Випробування матеріалів на витривалість”.

Випробування на витривалість дозволяє експериментально визначити межу витривалості матеріалу з заданою імовірністю неруйнування, а також визначити граничні навантаження в конкретних умовах експлуатації.

Випробування на витривалість найзручніше виконувати на експериментальних стендах замкнутого контуру методом низхідних навантажень (“драбина”), використовуючи натурні зразки та реальні умови їх експлуатації, [8, 9].

У випадку руйнування дослідного зразка зовнішнє навантаження зменшується на 10...15%; для побудови однієї кривої Велера ДержСт 25502-79 регламентує дослідження не менше 15 дослідних зразків, причому 3 з них – при напруженнях, близьких до межі витривалості.

Статистична обробка результатів випробувань на втомленість має виконуватись для імовірностей неруйнування $P=20, 50, 70, 95\%$, причому найбільш придатна для цього, на думку авторів, методика Митропольського-Шашина, [7].

Згідно цієї методики, дисперсія та основне відхилення приймаються незалежними від рівня навантаження, тому для системи координат $\lg N - \lg \sigma$ кореляційне рівняння має вигляд:

$$\lg N = r \frac{S_N}{S_\sigma} \lg \sigma - \lg \bar{\sigma} + \lg \bar{N} + S_{Nr} \cdot K_B, \quad (18)$$

де: $\lg N$ – імовірне значення логарифму числа циклів (довговічності);

S_N, S_σ - основні відхилення логарифмів довговічності та навантаженості;

$\lg \bar{N}, \lg \bar{\sigma}$ - середньоарифметичні значення логарифмів довговічності та навантаженості;

S_{Nr} – міра індивідуального розсіювання ;

K_B – коефіцієнт, відповідний певній імовірності неруйнування;

r – коефіцієнт кореляції.

З досвіду випробувань втомленості авіаційних матеріалів, [7-9], автори рекомендують такі значення K_B (див. таблицю 1):

Таблиця 1

P, %	50%	20%	70%	95%
K_B	0	0,85	-0,53	-1,64

Порядок визначення параметрів кореляційного рівняння такий:

$$\begin{cases} r = \frac{\Delta \lg N_i \cdot \Delta \lg \sigma_i}{S_\sigma \cdot S_N}; \\ S_\sigma = \sqrt{\Delta \lg \sigma_i^2}; \\ S_N = \sqrt{\Delta \lg N_i^2}; \\ S_{Nr} = S_N \sqrt{1 - r^2}. \end{cases} \quad (19)$$

Після кореляційної обробки результатів експериментального дослідження втомленості матеріалу, можна перейти до побудови полігонального варіанту кривої Велера у координатах $\lg N - \lg \sigma$ для рекомендованих імовірностей неруйнування $P=20, 50, 70, 95\%$. Зрозуміло, що точка перелому полігону має відповідати межі витривалості досліджуваного конструкційного матеріалу.

На основі кількох серій випробувань на витривалість коротких та довгих оболонок із авіаційних матеріалів, автори рекомендують такі значення бази випробувань N_0 :

- для контактних задач: $N_{OH} \approx 2 \cdot 10^7 \div 2,4 \cdot 10^7$ циклів;
- для згинно-крутильних задач: $N_{OF} \approx 4 \cdot 10^6 \div 5 \cdot 10^6$ циклів.

Емпірична формула для визначення бази випробувань в загальному вигляді рекомендується авторами у такому вигляді:

$$N_0 \approx 30 HB^{2,4}, \quad (20)$$

де HB – твердість по Брінеллю несучого елемента авіаційної конструкції.

Особливий інтерес викликає розрахунок втомлюваної міцності при нестационарному навантаженні, характерному для експлуатації літальних апаратів.

Цей розрахунок базується на принципі лінійного сумування пошкоджень.

Припустимо, що пошкодження від втомленості характеризується додатньою величиною Π (міра пошкодження від втомленості). В початковий

момент $\Pi=0$, в момент руйнування $\Pi=1$. Із збільшенням кількості циклів в процесі нестационарного навантаження величина Π монотонно збільшується:

$$\frac{d \Pi}{d N} \geq 0. \quad (21)$$

Швидкість пошкодження залежить від діючих напружень та температури:

$$\frac{d \Pi}{d N} = F(\sigma_a(N), \sigma_m(N), T(N)) \quad (22)$$

де $\sigma_a(N)$, $\sigma_m(N)$ та $T(N)$ - змінне, постійне напруження та температура відповідно в момент навантаження N .

Час t , відповідний N , залежить від частоти навантаження f :

$$t = \frac{N}{f}. \quad (23)$$

Нехай при нестационарному навантаженні літального апарата нам відомі σ_a , σ_m , T та кількість циклів до руйнування N_0 .

Тоді із (22) отримаємо:

$$\Pi(N_0) = \int_0^{N_0} F(\sigma_a, \sigma_m, T) dN = F(\sigma_a, \sigma_m, T) N_0 = 1. \quad (24)$$

Із (24) витікає:

$$F(\sigma_a, \sigma_m, T) = \frac{1}{N_0}. \quad (25)$$

Величина N_0 також залежить від σ_a , σ_m , T . Вносячи значення функціоналу F в рівність (24), знаходимо міру пошкодження при нестационарному навантаженні:

$$\Pi(N_{0\Sigma}) = \int_0^{N_{0\Sigma}} \frac{dN}{N_0 F(\sigma_a(N), \sigma_m(N), T(N))} = 1, \quad (26)$$

де $N_{0\Sigma}$ - загальна кількість циклів до руйнування.

Рівність

$$\int_0^{N_{0\Sigma}} \frac{dN}{N_0 \phi_a(N), \sigma_m(N), T(N)} = 1 \quad (27)$$

виражає принцип лінійного сумування пошкоджень.

Проте експериментальні результати свідчать про те, що в правій частині рівності (27) має стояти найбільш імовірний довірчий інтервал $a=0,95$.

В кінцевому підсумку модель забезпечення втомлюваної міцності зводиться до рівності:

$$\int_0^{N_{0\Sigma}} \frac{dN}{N_0 \phi_a(N), \sigma_m(N), T(N)} = 0,95. \quad (28)$$

Число циклів до руйнування N_0 при постійних напруженнях та температурі має істотне розсіювання (в 3...5 раз), пов'язане зі статичною природою втомлюваної міцності. Тому в рівності (28) під N_0 слід приймати середнє число циклів до руйнування \bar{N}_0 .

ВИСНОВОК: Розроблена авторами модель руйнування від втомленості, аналітичний спосіб прогнозування втомленості та методика проведення експериментальних випробувань на витривалість у прискореному режимі може стати основою майбутньої керівної методики по дослідженню таі прогнозуванню витривалості основних конструкційних матеріалів для авіаційної техніки.

Список літератури 1. *Биргер И.А.* Об одном критерии разрушения и пластичности. - *Механика твердого тела*, 1977, №4, с. 17-19.
2. *Конструкция и прочность самолетов / Под. ред. С. Кана.* – М.: Машгиз, 1959. – 369 с. 3. *Приймаков А.Г., Рудницкий В.И.* Напряженно-деформированное состояние и усталостная прочность силовых трехволновых передач с металлополимерными гибкими колесами. – М.: Вестник

машиностроения, 1984, № 6. – с. 25-27. 4. *Приймаков А.Г.* Усталостные испытания силовых трехволновых зубчатых передач с металлополимерными гибкими колесами. – К.: Проблемы трения и изнашивания, 1985, вып. 27. – с.48-51. 5. *Приймаков А.Г.* Применение ускоренных методов испытаний на выносливость волновых зубчатых передач. – Харьков: Теория механизмов и машин, 1990, № 48. – с.39-44. 6. *Когаев В.П.* Расчеты на прочность при напряжениях, переменных во времени. – М.: Машиностроение, 1977. – 232 с. 7. *Писаренко Г.С., Лебедев А.А.* Сопротивление материалов деформированию и разрушению при сложном напряженном состоянии. – К.: Наукова думка, 1969. – 209 с. 8. *Серенсен С.В., Когаев В.П., Шнейдерович Р.М.* Несущая способность и расчет деталей машин на прочность. – М.: Машиностроение, 1975. – 480 с. 9. *Форрест Д.* Усталость металлов. – М.: Мир, 1985. – 244 с