

УДК 629.7.023.25

**УСТИНОВ С.В.**, старший науковий співробітник  
**ТУРЧИН В.М.**, старший науковий співробітник

## **ВИМУШЕНІ КОЛИВАННЯ СТУЛОК ВЕРХНІХ ВХОДІВ ПОВІТРОЗАБІРНИКІВ ЛІТАКІВ ТИПУ МиГ-29**

*Розглянуто характер коливань стулоч верхнього входу повітрозабірників та шляхи зменшення негативного впливу цього коливання на міцність конструкції стулоч*

*Ключові слова: вимушені коливання, стулоч верхніх входів повітрозабірників, коливальні системи, амплітуди коливань, резонанс, в'язкові тертя*

Стулоч верхнього входу повітрозабірника літака типу МиГ-29 (далі стулоч) призначені як для створення аеродинамічного профілю напливу крила літака типу МиГ-29, так і для забору та подачі повітря до двигунів до швидкості  $V_{np} < 200$  км/год. [4]: Стулоч є одними з найбільш динамічно навантажених частин силового набору напливу крила літака, а також і одним із найвідповідальніших силових елементів конструкції.

На стулоч механізми управління яких дообладнано пружинами (на окремих літаках типу МиГ-29, які пройшли капітальний ремонт) [7, 8], при напрацюванні 80...150 годин після ремонту, спостерігаються випадки руйнування (випадання заклепок, що з'єднують зовнішню і внутрішню обшивку стулоч) та деформації.

Заклепки, які випадають, потрапляють через повітрозабірники у двигуни й пошкоджують їх елементи (направляючі апарати та робочі лопатки компресорів), що може призвести до дострокового зняття двигуна.

Руйнування й випадання заклепок відбувається через перевищення понад норми зсувних втомних навантажень на заклепки після певного напрацювання.

Критичні (руйнівні) зсувні втомні навантаження на заклепки імовірно виникли через появу додаткових нестационарних навантажень, що пов'язані з наявністю коливальних процесів на стулоч, визваних нестационарним їх обтіканням та коливаннями конструкції механізму закриття.

Фізична суть даного процесу полягає в тому, що під час польоту літака типу МиГ-29 спостерігаються значні коливання стулоч від дії на них зовнішніх збуджуючих сил - пульсуючого вихорового потоку повітря над напливами крила та безпосереднього нестационарного обтікання самих стулоч (Рис.1). Пружинний механізм управління стулочами створює коливальну систему з підводом енергії коливань від нестационарного потоку повітря. Постійні коливання й удари стулоч по конструкції повітрозабірника (об упори) призводять до значних знакозмінних навантажень конструктивних елементів стулоч у вигляді згинальних і скручувальних моментів і до зсувних відносних деформацій зовнішньої та внутрішньої обшивок. Зсув обшивок у різних напрямках навантажує, в свою чергу,

заклепки, які з'єднують ці обшивки.



Рис. 1 Місце розміщення на планері літака МиГ-29 ступок верхніх входів повітрозабірника та схема роботи повітрозабірника

Найнебезпечнішими складовими навантажень для ступок є ті, що призводять до їх згинання.

Напруження при згинанні в перерізі ступок з координатою  $x$  розраховуються за формулою [1]:

$$\sigma = \frac{M(x)}{i_x} h, \quad (1)$$

де  $M(x)$ ,  $i_x$ ,  $h$  – момент згину, момент інерції перерізу та висота перерізу відповідно.

Підставляючи (1) у відоме рівняння пружності осі [1]:  $EI \frac{d_2 y}{dt^2} = M(x)$ , після спрощень маємо:

$$\sigma_{\max} = Eh\ddot{y}(x) \quad (2)$$

Тож, максимальні величини напружень будуть у перерізах там, де досягає максимуму друга похідна за  $x$  від функції форми коливань.

Можна припустити, що коли напруження на заклепках досягають руйнівного значення, заклепки зрізаються й випадають у тракт повітрозабірника.

Міцність ступок визначається двома чинниками: спектром повторних навантажень, що діють під час польоту, і втомною міцністю елементів конструкції ступок.

Параметри коливань авіаційної конструкції (частота, декремент затухання тощо) пов'язані з характеристиками її міцності (модуль пружності, жорсткість, пластичність).

Поява пружин привела до зміни параметрів коливань ступок. У першу чергу, змінилася пружність системи – ступки із системою управління.

Доведено, що втомні пошкодження авіаційних конструкцій є наслідком дії на цю конструкцію нестационарних навантажень. При цьому руйнуюча сила від цих навантажень може бути в кілька разів менша максимального статичного навантаження одноразової дії, яке здатна витримати конструкція [1].

Повторні навантаження, а вони найчастіше пов'язані з коливаннями, безпосередньо впливають на безпеку польотів [1].

Рівняння коливань (з одним ступенем свободи) має вигляд [2]:

$$m\ddot{\gamma} + c\dot{\gamma} + k\gamma = F, \quad (3)$$

де  $m, c, k$  – маса, коефіцієнт в'язкого демпфірування і коефіцієнт жорсткості;  $\gamma(t)$  – переміщення.

Для зручності розв'язування рівняння запишемо у вигляді [2]:

$$\ddot{\gamma} + 2s\dot{\gamma} + \omega^2\gamma = f, \quad (4)$$

$$\text{де } 2s = \frac{c}{m}, \quad \omega^2 = \frac{k}{m}, \quad f = \frac{F}{m}.$$

Розглянемо, як впливає встановлення пружин в систему управління ступками на власні коливання ступок.

Власні (вільні) коливання (збуджуюча сила відсутня,  $f=0$ ) описуються рівнянням:

$$\ddot{\gamma} + 2s\dot{\gamma} + \omega^2\gamma = 0. \quad (5)$$

Загальне рішення цього однорідного диференційного рівняння має вигляд [2]:

$$\gamma = e^{-st} (C_1 \sin \ddot{\omega} t + C_2 \cos \ddot{\omega} t), \quad (6)$$

$$\text{де } \ddot{\omega} = \sqrt{\omega^2 - s^2}.$$

Тут  $\ddot{\omega}$  – власна частота коливань системи з урахуванням демпфування;  $\omega$  – власна частота коливань системи без урахування демпфування ( $s=0$ );  $C_1, C_2$  – довільні постійні, які визначаються з початкових умов і мають вигляд [2]:

$$C_1 = \frac{1}{\ddot{\omega}} (v_0 + s\gamma_0), \quad C_2 = \gamma_0. \quad (7)$$

Рішення (6) може бути записано в іншому вигляді [2]:

$$\gamma = Ce^{-st} \sin(\ddot{\omega} t + \varphi), \quad (8)$$

$$\text{де } C = \sqrt{C_1^2 + C_2^2}, \quad \varphi = \arctan \frac{C_2}{C_1}.$$

Період коливань:

$$T = \frac{2\pi}{\ddot{\omega}}. \quad (9)$$

Визначимо відношення двох послідовних амплітуд коливань у моменти часу  $t_1$  і  $t_1+T$  (при цьому будемо вважати, що  $s^2 \ll \omega^2$  і що максимуми відхилень досягаються у ті моменти часу, коли синус досягає одиниці).

Маємо:

$$\frac{\gamma_{t_1}}{\gamma_{t_1+T}} = \frac{C e^{-s t_1}}{C e^{-s(t_1+T)}} = e^{sT}. \quad (10)$$

Натуральний логарифм відношення двох послідовних амплітуд коливань називається логарифмічним декрементом коливань.

$$\delta = \ln \frac{\gamma_{t_1}}{\gamma_{t_1+T}} = sT = s \frac{2\pi}{\ddot{\omega}}. \quad (11)$$

У реальних конструкціях природа демпфування дуже складна й коефіцієнт демпфування, як правило, визначають на основі експериментальних даних. Якщо для цього використовуються вільні коливання, то експериментально визначається частота  $\ddot{\omega}$  й декремент коливань  $\delta$ . А після цього за формулою (11) знаходять коефіцієнт “еквівалентного” в’язкого демпфування:

$$2s = \frac{\delta \ddot{\omega}}{\pi}.$$

При цьому демпфування в системі можна вважати в’язким, якщо логарифмічний декремент, вирахований при будь-якому числі  $n$  циклів, змінюється як:

$$\delta = \frac{1}{n} \ln \frac{\gamma_{t_1}}{\gamma_{t_1+n}},$$

й буде величиною постійною. При слабкому демпфуванні ( $s^2 \ll \omega^2$ ) можна вважати, що  $\ddot{\omega} \approx \omega$ .

Аналіз вище приведених формул показує, що встановлення пружин в систему управління стулками привело до зменшення коефіцієнта демпфування  $s$ , що, в свою чергу, вплинуло на параметри коливань: частоту  $\omega$ , амплітуду  $\gamma$ , декремент  $\delta$ , період коливань  $T$ .

Встановлення пружин в систему управління стулками привело до зменшення жорсткісних характеристик цієї системи. Зменшення жорсткості, як правило, приводить до зменшення частоти власних коливань, що, в свою чергу, може збільшити ймовірність виникнення резонансних явищ.

Найбільші навантаження виникають від резонансних коливань стулок та їх різких динамічних ударів у конструктивні упори через дію пружин і пульсуючого вихрового потоку повітря над напливами крила та власним нестационарним обтіканням стулок.

**Висновок.** Надійність стулок залежить від спектру коливань і втомної міцності конструкції стулок. Так як встановлення пружин мало впливає на втомну міцність конструкції стулок, то вплив параметрів коливального процесу на надійність конструкції стулки має вирішальне значення.

Для зменшення максимального напруження на стулки від дії на них коливального процесу необхідно збільшити коефіцієнт демпфування системи – стулка й система управління нею.

Збільшення коефіцієнта демпфування можливе за допомогою встановлення в систему – стулка й система управління нею, додаткового демпфера.

## ЛІТЕРАТУРА

1. Юхачов В.В., Харченко О.В., Пашенко С.В., Хільченко М.Ф. “Колівання і ресурс авіаційних конструкцій”, Одеса, 2010.
2. ”Строительная механика летательных аппаратов для вузов, под редакцией академика И.Ф. Образцова”
3. Филиппов В.В. Надежность и техническая эксплуатация авиационной техники / сб. ”Проблемы надежности летательных аппаратов”. – М.: Машиностроение, 1985 – 280 с.
4. “Самолет 9 – 12, Руководство по технической эксплуатации, часть 1, книга 1”.
5. Добриденко О.М., Горохов Г.Т., Фурдило С.А. Особливість прийняття рішень при експлуатації планерів літальних апаратів за технічним станом на межі граничних показників / Зб. наук. праць ДНДІА. – К., 2015. – Вип.11(18).
6. “Керівництво по капітальному ремонту літака МиГ-29”
7. Бюлетень 129.4.0.0856.2. Повітрозабірник – ремонт елементів повітрозабірника при плановому ремонті виробу в АРП.
8. Бюлетень № 129.7.0.0886.2 від 1997 року “Повітрозабірник – ремонт елементів повітрозабірника”, який пройшов технічну експертизу в ДНДІА (м. Київ)