

УДК 531.519.6

DOI: <http://dx.doi.org/10.20535/0203-3771342017123443>

І. В. Тараненко¹, бакалавр, **В. В. Сухов**², д.т.н., професор

ВПЛИВ МАТЕРІАЛУ ОБШИВКИ НА ФЛАТЕРНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ РУЛЯ НАПРЯМКУ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ

En

Flutter is one of the kinds of inexhaustible elastic oscillations of the aircraft parts that arises in flight as a result of aerodynamic forces.

There are a number of flutter types: breakthrough flutter, baffling, self-

¹ НТУУ «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського», факультет авіаційних і космічних систем

² НТУУ «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського», кафедра приладів і систем керування літальними апаратами

oscillating controls including panel flutter, which determines the nature of fluctuation of the sheeting element under the action of the flow stream.

The main safety criterion from the flutter is the ratio of the the flutter critical velocity V_{kr} and the maximum flight speed V_{max} , which the aircraft can reach, that is, $V_{max} < V_{kr}$ [1].

The value of V_{kr} depends on the velocity of flow, the element geometry, the conditions of the element fastening, as well as the material of the skin. The material influence on the flutter parameters, investigated in most homogeneous cases, are considered in the paper[2]. Multilayer skin, considered in various calculation cases, makes it difficult to determine the effect of the material.

Computational methods for solving aeroplane problems are selected depending on the adopted elastic-mass design of the control surface. The basis of these methods is the assumption that the oscillations of the steering element of the aircraft direction can be described with sufficient accuracy by the equations for a system with finite degrees of freedom [3].

The following functions can be selected as coordinates in different methods: functions describing the forms of fluctuations of the structure out of flow (the method of the given forms of oscillation "Gal'orkina - Bubnov"); the method of lumped masses is used for beam design of the structure and for the framework-caisson scheme; Finite elements can be selected as coordinate functions; the so-called Ritz method, or the method of polynomials, is convenient for the oscillations analysis of bearing surfaces of small elongation [4].

This approach will allow us to investigate more accurately the dependence of the material characteristics used in the elements of the aircraft control surfaces.

Using a composite material skin results in weight reduction, but the loss of properties in nonlinear effects.

The use of metal skin and the use of a fader provide the best tent compared to a metal skin without the use of a fader.

The calculation scheme for solving the problem of nonlinear flutter of viscoelastic elements and aircraft nodes has been improved. Comparative generalized models for nonlinear problems of flutter of viscoelastic isotropic and orthotropic plates, elements of panels and skin elements are used for the aircraft.

Ru

Існує ряд різновиду флатеру: зривний флатер, бафтинг, автоколивання органів керування в тому числі і панельний флатер, котрий визначає характер коливання елемента обшивки під дією обтікаючого потоку.

Основним критерієм безпеки від флатера є співвідношення критичної швидкості флатера $V_{кр}$ і максимальної швидкості польоту V_{max} , яку може досягати ЛА, тобто $V_{max} < V_{кр}$ [1].

Величина $V_{кр}$ залежить від швидкості обтікання, геометрії елемента, умов закріплення елемента, а також від матеріалу обшивки. В публікації [2] розглядається вплив матеріалу на параметри флатеру, досліджені в більшій степені однорідні випадки. Багатошарова обшивка, розглянена в різних розрахункових випадках затрудняє визначення ефекту впливу матеріалу.

Обчислювальні методи вирішення завдань аеропружності вибираються в залежності від прийнятої пружно-масової схеми конструкції керуючої поверхні. В основі цих методів лежить припущення про те, що коливання елемента руля напрямку літального апарату можуть бути описані з достатньою точністю рівняннями для системи з кінцевим числом ступенів свободи [3].

В якості координатних, в різних методах, можуть бути обрані наступні функції: функції, що описують форми коливань конструкції поза потоком

(метод заданих форм коливань «Гальоркіна – Бубнова»); метод зосереджених мас застосовується при балочній схематизації конструкції і для каркасно-кесонної схеми; в якості координатних функцій можуть бути обрані кінцеві елементи; так званий метод Рітца, або метод багаточленів, зручний для аналізу коливань несучих поверхонь малого подовження [4].

Такий підхід дозволить точніше дослідити залежність характеристик матеріалу, що використовується в елементах керуючих поверхонь літального апарату

Вступ

Флатер – один з різновиду незгасних пружних коливань частин літального апарату (ЛА), що виникають в польоті в результаті дії аеродинамічних сил.

Існує ряд різновиду флатеру: зривний флатер, бафтинг, автоколивання органів керування в тому числі і панельний флатер, котрий визначає характер коливання елемента обшивки під дією обтікаючого потоку.

В даний час явище панельного флатеру досліджено недостатньо і його вивчення залишається актуальним завданням особливо в області низьких надзвукових швидкостей.

Основним критерієм безпеки від флатера є співвідношення критичної швидкості флатера $V_{кр}$ і максимальної швидкості польоту V_{max} , яку може досягати ЛА, тобто $V_{max} < V_{кр}$ [1].

Величина $V_{кр}$ залежить від швидкості обтікання, геометрії елемента, умов його закріплення, а також від матеріалу обшивки. В літературі приділено багато уваги цим питанням [2,3], в тому числі і багатошаровим, але не кожен автор в більшості випадків розглядає проблему з точки зору свого практичного застосування. Тому отримані результати в новому дослідженні можуть розглядатися як попередні.

Обчислювальні методи вирішення завдань аеропружності вибираються в залежності від прийнятої пружно-масової схеми конструкції керуючої поверхні. В основі цих методів лежить припущення про те, що коливання елемента, наприклад руля напрямку літального апарату, можуть бути описані з достатньою точністю рівняннями для системи з кінцевим числом ступенів свободи [4].

У порівнянні з існуючими методами (метод заданих форм коливань «Гальоркіна – Бубнова»; метод зосереджених мас; метод кінцевих елементів) в якості основних функцій може бути обраний так званий метод Рітца, або метод багаточленів. Даний метод зручний для аналізу коливань несучих поверхонь малого подовження [5], до яких відноситься руль напрямку літального апарату.

Постановка задачі

Дослідити вплив матеріалу і геометрії досліджуваного елемента обшивки руля напрямку на характеристики панельного флатеру.

Об'єкт та методи дослідження

У якості об'єкту дослідження було обрано фрагмент обшивки руля напрямлення, геометричні параметри, умови закріплення та навантаження якого наведені на рис. 1.

Конструкція руля напрямку ЛА представлена декількома типами елементів. По аналогії із роботою [5] розглянемо одну із частин керуючої поверхні та умовно вважатимемо, що вона складається із «панелей» та «ортотропних панелей». Мінімальна кількість елементів залежить від конструкційної схеми. Тому повинен здійснюватися компроміс між деталізацією елементів і їх числом.

Панелі – двовимірні елементи, які представляють ділянки керуючої поверхні, розташовані між лінійними елементами – балками. Вважаємо, що кожна із цих ділянок може моделюватись за допомогою трьохшарової трапецієподібної пластини, що жорстко закріплена по контуру. Верхній і нижній шари пластини – обшивки крила, а середній – «порожній», але жорсткий на зсув.

Ортотропними панелями – ділянки керуючої поверхні, коли обшивка ортотропна, тобто має неоднакові модулі пружності та коефіцієнти Пуассона уздовж головних осей.

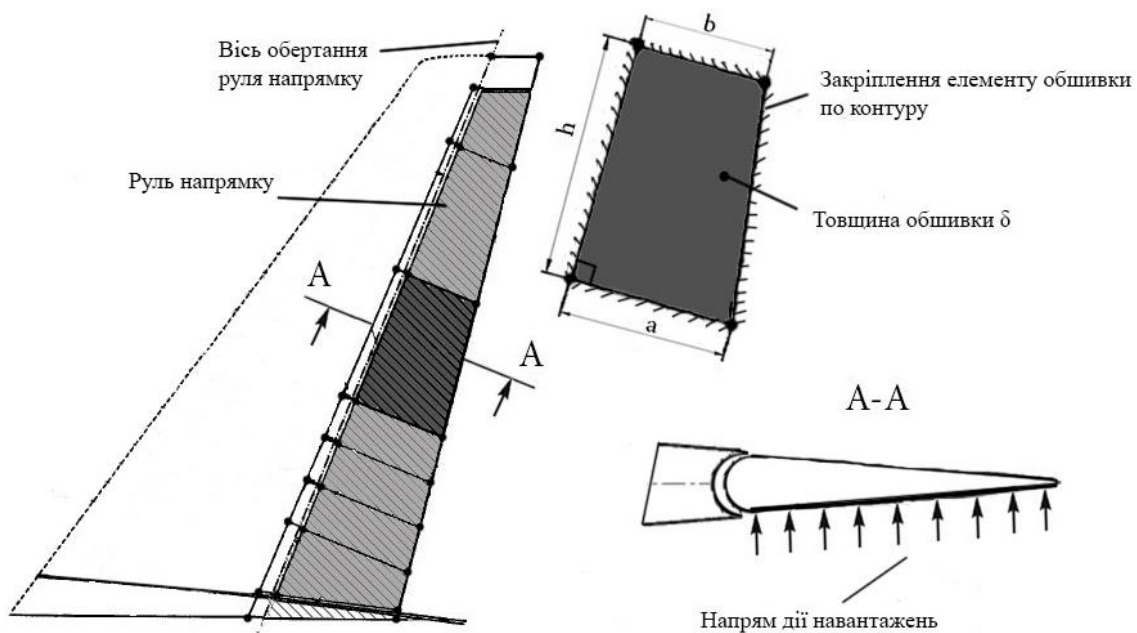


Рис. 1. Параметри елемента керуючої поверхні. Елемент обшивки: a – довжина однієї основи, b – довжина другої основи, h – висота, δ – товщина елемента обшивки

Розглянутий елемент обшивки руля напрямку ЛА є механічною системою, яка: підкоряється закону пружних деформацій, тобто будь-якому деформованому стану системи відповідає відповідна величина потенційної енергії; має інерційні властивості, тобто будь-якому стану швидкостей деформацій системи відповідає конкретна кінетична енергія; аеродинамічні навантаження однозначно визначаються тими збуреннями потоку, що вносяться деформацією системи.

Як правило в аналітичному дослідженні у разі вирішення задачі про флатер обмежуються визначенням межі стійкості пружних коливань конструкції у потоці повітря. Тому розглядають малі коливання. Передбачається, що коливання відбуваються в умовах усталеного польоту, а всі аеродинамічні характеристики лінійні по куту атаки [6], однак, для отримання більш точного результату вважаємо, що вони – нелінійні функції деформацій і швидкостей деформацій. Також деформація відбувається не лише в одній площині Ozy , а й у серії площин Oxy під різними кутами до площини Ozy . Силами внутрішнього тертя у конструкції, як правило, нехтують. Наближена схема розрахунку деформації деталізованого елемента показана на рис. 2.

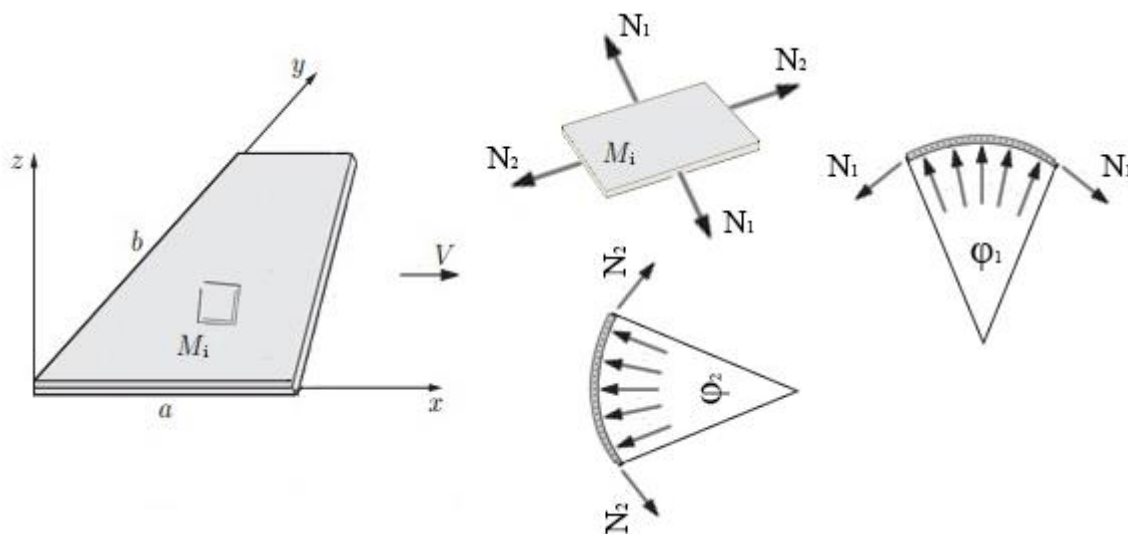


Рис. 2. Схема розрахунку деформації елемента

Деформація елемента обшивки під час коливання описується функцією $w(x, z, t)$ і $v(x_v, z_v, t)$, де x – координата у напрямку потоку, z – координата у напрямку розмаху, t – час. Конструкція руля напрямку, або його частини є системою розподільною – системою із нескінченним числом ступенів свободи, і для того, щоб повністю описати її деформацію, необхідно знати значення функції $w(x, z, t)$ та $v(x_v, z_v, t)$ у всіх точках.

Набір показників ступенів ряду задається матричною таблицею. Можна обмежитися кінцевим числом N членів ряду, залишаючи із молодших степеневих функцій тільки такі, які відповідають характеру граничних умов даного конкретного завдання:

$$\sum_{k=0}^N U_{kw}(t) x^{p_k} z^{q_k}, \quad \sum_{k=0}^N U_{kv}(t) x^{p_k} z^{q_k},$$

де p_k та q_k – степені полінома.

Диференціальні рівняння задачі про малі коливання виходять з рівняння Лагранжа другого роду:

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial T}{\partial \dot{U}_{kw}} \right) + \frac{\partial \Pi}{\partial U_{kw}} = Q_k, \quad \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial T}{\partial \dot{U}_{kv}} \right) + \frac{\partial \Pi}{\partial U_{kv}} = Q_k,$$

де $k=1\dots N$, якщо за узагальнені координати вибрати $U_{kw}(t)$, $U_{kv}(t)$ коефіцієнти ряду. Кінетичну енергію T і потенційну енергію Π коливань представляють квадратичними формами відповідно від узагальнених швидкостей і узагальнених координат.

Рішеннями системи N рівнянь Лагранжа є вектор власних частот системи і матриця степенів поліному, відповідна власним формам в узагальнених координатах. У табл. 1 наведено приклад заповнення таблиці, в якій p_k та q_k – степені полінома, k – їх порядкові номери.

Таблиця 1.

Степені полінома

k	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20
p_k	0	0	0	0	0	0	1	1	1	1	1	2	2	2	2	3	3	3	4	4
q_k	0	1	2	3	4	5	0	1	2	3	4	0	1	2	3	0	1	2	0	1

Під час розрахунку використовувалось програмне забезпечення САТІА, що дозволило проробити великий обсяг даних.

Результати дослідження

Дослідження впливу матеріалу елемента обшивки на її флатерні характеристики проводились для елемента обшивки розміром: a – 450 мм, b – 300 мм, h – 500 мм. Товщина δ змінювалась від 1,2 мм до 1,5 мм у залежності від матеріалу. У якості досліджуваного матеріалу були обрані як однорідні металеві, так і багатошарові, що складаються із шару металу та шару із поліефірної тканини, а також композиційні матеріали. Композиційні матеріали складаються із двох шарів перпендикулярно розташованого наповнювача. Більшість матеріалів надалі будуть розгляданні для порівняння. Вхідні дані досліджених матеріалів наведено у табл. 2, табл. 3 та табл. 4 відповідно.

Таблиця 2.

Вхідні дані матеріалу металевої обшивки

№	Сплав	σ_{τ} , МПа	$\sigma_{\text{пр}}$, МПа	E, МПа	γ , Н/мм ²
1	Д16АТ	325	450	72000	0,0028
2	В95	480	620	72000	0,0028
3	ВТ5	730	1100	115000	0,0044
4	30ХГСА	830	1300	215000	0,0078

де σ_{τ} – межа плинності, $\sigma_{\text{пр}}$ – межа міцності, E – модуль Юнга, γ – питома вага.

Таблиця 3.

Вхідні дані матеріалу композитної обшивки

№	Тип волокна	ε_1 , ГПа	ε_2 , ГПа	ν	G, ГПа	$\alpha \times 10^{-6}, K^{-1}$
1	Вровеуглецеве	226	12,9	0,31	60	-0,5
2	Скляне	93,2	–	0,24	–	5
3	Борове	370	–	0,15	–	–
4	Органічне $T > T_g$	61	1,6	0,27	1,3	-6,3
	$T < T_g$	121	3,35		2,6	

де ε – модуль пружності (вздовж, впоперек), ν – коефіцієнт Пуассона, G - модуль зсуву, α – коефіцієнт температурного розширення, T - допустима температура.

Таблиця 4.

Вхідні дані матеріалу металевої обшивки шз тканинним згасником

№	Сплав	σ_{τ} , МПа	$\sigma_{\text{пр}}$, МПа	E, МПа	γ , Н/мм ²
1	Д16АТ+П	325	450	72000	0,0029
2	В95+П	480	620	72000	0,003
3	ВТ5+П	730	1100	115000	0,0046
4	30ХГСА+П	830	1300	215000	0,0081

де П – поліефірна тканина, σ_{τ} – межа плинності, $\sigma_{\text{пр}}$ – межа міцності, E - модуль Юнга, γ - питома вага.

У процесі розрахунку для трапецієвидної мембрани заданих розмірів у залежності від матеріалу мембрани визначалися період коливань, амплітуда коливань. Результати отриманих досліджень представлені на рис. 3, рис. 4, рис. 5.

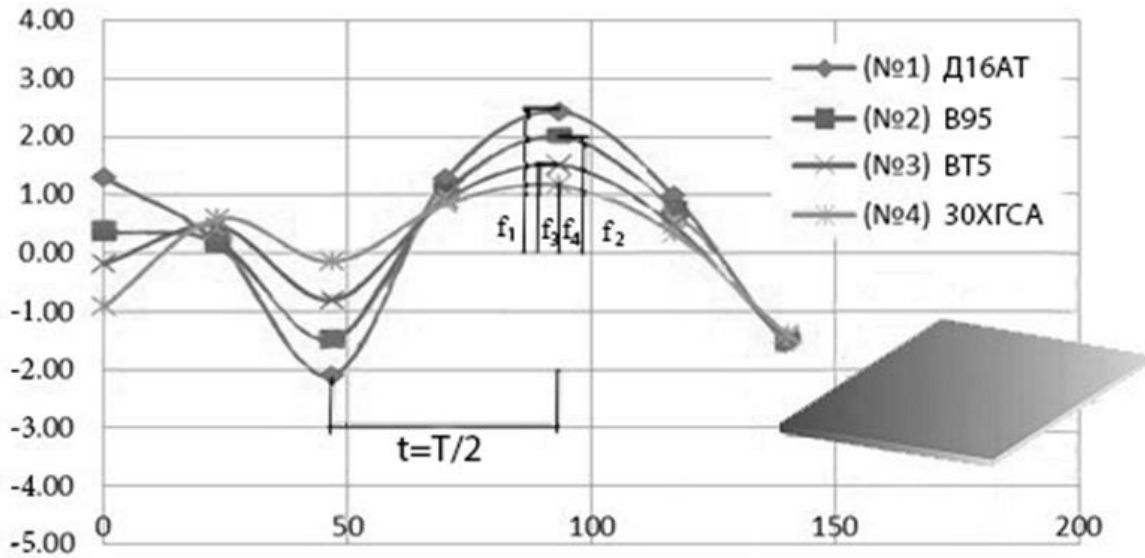


Рис. 3. Коливання металевої обшивки f – амплітуда коливань, t – напівперіод коливань

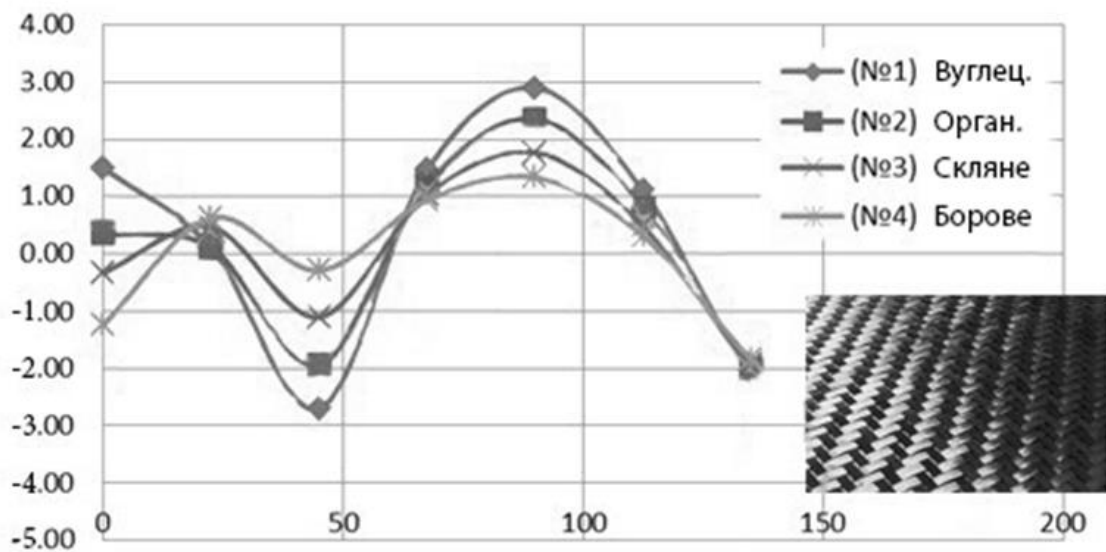


Рис. 4. Коливання композиційної обшивки

Аналіз представлених результатів показав:

- амплітуда коливання металевої трапецієвидної обшивки змінюється від 1,1 мм до 2,5 мм. Чим міцніший матеріал, тим амплітуда коливань менша. Напівперіод коливань не залежить від матеріалу і дорівнює приблизно 47,3 с;
- аналогічну картину спостерігаємо при коливаннях композиційної обшивки. Однак, амплітуда коливань збільшується на 15% у порівнянні із металевою мембраною. А напівперіод коливань дорівнює 47,1 с;

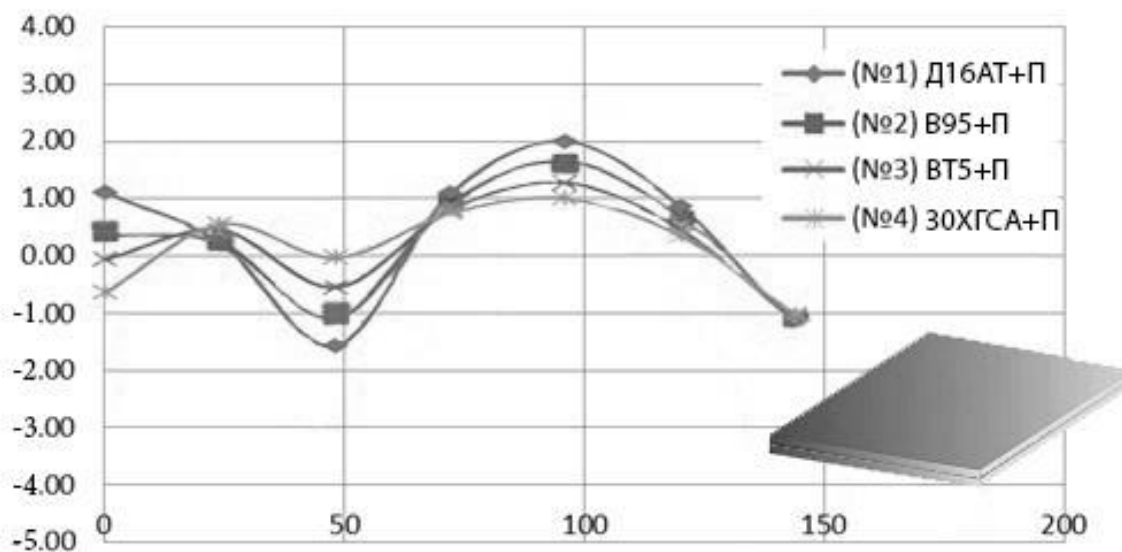


Рис. 5. Коливання металеві обшивки із поліефірним згасником

- амплітуда коливань металеві обшивки із поліефірною тканиною знижується на 20% у порівнянні із металеві обшивкою і на 25% у порівнянні із композитною обшивкою та складає від 1 мм до 2 мм.

Висновки

У результаті проведених досліджень вивчені особливості коливання конкретного елемента обшивки руля напрямку літального апарату.

Показано, що матеріал суттєво впливає на амплітуду коливань. Тому період коливань залишається приблизно на одному рівні. Особливо на амплітуду коливань впливає наявність поліефірного слою у складі матеріалу обшивки.

Отримані результати необхідно враховувати під час розробки по зниженню дій панельного флатера на ресурсні характеристики обшивки руля напрямку.

Список використаної літератури

1. Бісплінгхофф Р. Л. Аеропружність. // Р. Л. Бісплінгхофф, Х. Эшли, Р. Л. Халфмен /— М.: Вид-во іноземної літератури, 1958. — 800 с.
2. Худаяров Б. А. Численне рішення задачі про флатер в'язкопружних трьохслойних пластин // Б. А. Худаяров / Вид. НАН Арменії. Механіка. 2004. Т.57. № 1. С. 59- 62.
3. Шклярчук Ф. Н. Коливання та аеропружність літальних апаратів. // Ф. Н. Шклярчук / М.: Вид-во МАІ, 1981. — 90 с.

4. *Гришаніна Т. В.* Вибрані задачі аеропружності: Навчальний посібник. // Т. В. Гришаніна, Ф. Н. Шклярчук / М.: Вид-во МАІ, 2007. – 48 с.
5. *Худаяров Б. А.* Математичне моделювання нелінійного флатера в'язкопружних елементів літального апарату в надзвуковому потоці газу»: автореф. дис... д-ра тех. наук: 01.05.02 / Б. А. Худаяров; НАН України. Ін-т кібернетики ім. В. М. Глушкова. — К., 2008. — 36 с.
6. *Благодырева О. В.* Расчет на безопасность от флаттера крыла малого удлинения методом полиномов // О. В. Благодырева / Электронный журнал «Праці МАІ». Випуск № 68 (www.mai.ru/science/trudy/).