

Тараненко І. В.¹, бакалавр, Сухов В. В.², д.т.н., професор

ВПЛИВ МАТЕРІАЛУ ОБШИВКИ НА ФЛАТЕРНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ РУЛЯ НАПРЯМКУ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ

En Flutter is one of a kind of inexhaustible elastic oscillations of parts of the aircraft (LA) that arise in flight as a result of aerodynamic forces.

There are a number of flutter types: breakthrough flutter, baffling, self-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 critical velocity of the flutter V_{kr} and the maximum flight speed V_{max} , which can reach the aircraft, that is, $V_{max} < V_{kr}$ [1].

The value of V_{kr} depends on the velocity of flow, the geometry of the element, the conditions of fastening the element, as well as the material of the sheathing. In the publication [2] we consider the influence of the material on the parameters of the flutter, and investigate in a greater degree homogeneous cases. Multilayer sheathing, 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].

As coordinates, in different methods, the following functions can be selected: 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 analysis of oscillations of bearing surfaces of small elongation [4].

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

Using a sheath of composite material is achieved weight reduction, but the loss of properties in nonlinear effects.

The use of metal sheathing and the use of a fader provides the best tent compared to a metal sheath 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

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

orthotropic plates, elements of panels and elements of sheathing, which are used on the control surfaces of the aircraft.

Ru

Существует несколько разновидностей флаттеров: срывные флаттера, бафтинг, авто-колебания органов управления в том числе и панельный флаттер, который определяет характер колебания элемента обшивки под действием обтекающего потока.

Основным критерием безопасности от флаттера является соотношение критической скорости флаттера $V_{кр}$ и максимальной скорости полета V_{max} , который может достигать ЛА, то есть $V_{max} < V_{кр}$ [1].

Размер $V_{кр}$ зависит от скорости обтекания, геометрии элемента, условий закрепления элемента, а также от материала обшивки. В публикации [2] рассматривается влияние материала на параметры флаттера, исследованы в большей степени однородные случаи. Многослойная обшивка, рассмотренная в различных расчетных случаях, затрудняет определение эффекта воздействия материала.

Вычислительные методы решения задач аэроупругости выбираются в зависимости от принятой упруго-массовой схемы конструкции управляющей поверхности. В основе этих методов лежит предположение о том, что колебания элемента руля направления летательного аппарата могут быть описаны с достаточной точностью уравнениями для системы с конечным числом степеней свободы [3].

В качестве координатных, в различных методах, могут быть выбраны следующие функции: функции, описывающие формы колебаний конструкции вне потока (метод заданных форм колебаний «Галеркина - Бубнова»); метод сосредоточенных масс применяется при балочной схематизации конструкции и для каркасно-кессонной схемы; в качестве координатных функций могут быть выбраны конечные элементы; так называемый метод Ритца, или метод многочленов, удобный для анализа колебаний несущих поверхностей малого удлинения [4].

Такой подход позволит более точно исследовать зависимость характеристик материала, используемого в элементах управляющих поверхностей летательного аппарата

Вступ

Флатер – один із різновидів незгасних пружних коливань частин літального апарату (ЛА), що виникають у польоті у результаті дії аеродинамічних сил.

Існує декілька різновидів флатеру: зривний флатер, бафтинг, автоколивання органів керування в тому числі і панельний флатер, **який** визначає характер коливання елементу 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 елементу, умов його закріплення, а також від матеріалу обшивки. У літературі надано багато уваги цим питанням [2], але не кожен **автор**, у більшості

випадків, розглядає проблему із точки зору свого практичного застосування. Тому отримані результати у новому дослідженні можуть розглядатися як попередні і не враховувати **існуючі цілі**. Багатошарова обшивка, розглянута у різних розрахункових випадках обмежує визначення ефекту впливу матеріалу.

Обчислювальні методи вирішення завдань аеропружності вибираються у 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 із достатньою точністю рівняннями для системи із кінцевим числом ступенів свободи [3].

У порівнянні з існуючими методами (метод заданих форм коливань «Гальоркіна – Бубнова»; метод зосереджених мас; метод кінцевих елементів) у якості координатних функцій може бути обраний 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 у елементах керуючих поверхонь літального апарату.

Постановка задачі

Дослідити вплив матеріалу і геометрії елемента обшивки на характеристики панельного флатеру руля напрямку та визначити залежності нелінійних ефектів.

Об'єкт та методи дослідження

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

Конструкція руля напрямку ЛА схематизується 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.

Взято «панелі» – двовимірні елементи, якими схематизують 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, а також «ортотропними панелями» схематизують ділянки керуючої поверхні, коли обшивка ортотропна, тобто

має неоднакові модулі пружності та коефіцієнти Пуассона уздовж головних осей.

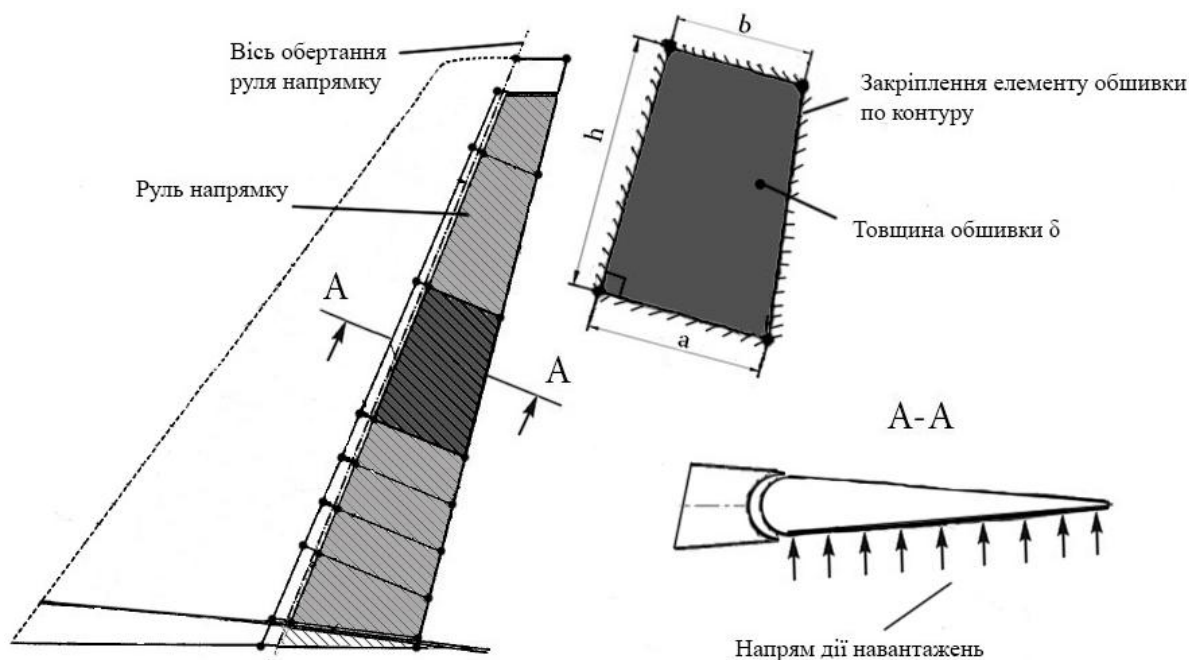


Рис. 1. Параметри елемента керуючої поверхні.
Елемент обшивки: a – довжина 1 основи, b – довжина 2 основи, h – висота, δ – товщина елемента

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.

Деформація характеризується зміщенням серединної поверхні деякої еквівалентної анізотропної пластини. Для визначення деформацій використовується гіпотеза прямих нормалей. Матеріали для елемента розглядаються як алюмінієві сплави, так і композиційні матеріали із двох шарів перпендикулярно розташованого наповнювача. Більшість матеріалів надалі будуть розгляданні для порівняння.

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.

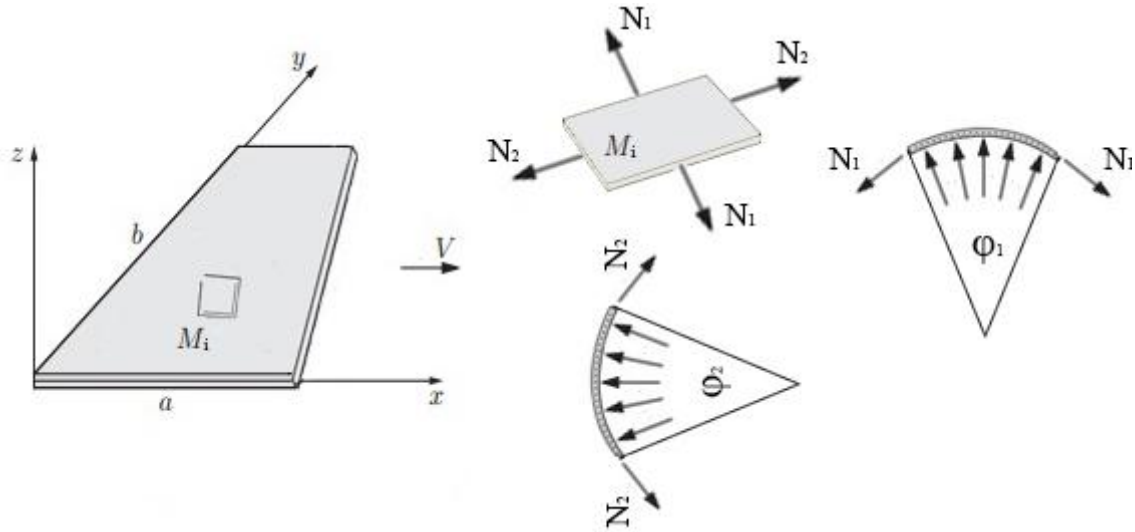


Рис. 2. Схема розрахунку деформації елемента

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. Приклад заповнення таблиці зі степенями полінома наведено у табл. 1.

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 *SATIA*, що дозволило отримати результат за допомогою потужного математичного апарату та простий і доступний аналіз діючих навантажень.

Результати дослідження

Дослідження впливу матеріалу елемента обшивки на 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 металеві, що складаються зі слоїв металу та поліефірного тканинного згасника між ними, а також композиційні матеріали. Вхідні дані яких наведено у табл. 2, табл. 3, 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	30ХГСА	830	1300	215000	0,0078
4	ВТ5	730	1100	115000	0,0044

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
		$T < T_g$	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	$\sigma_{пр}$, МПа	E , МПа	γ , Н/мм ²
1	Д16АТ+поліефір	325	450	72000	0,0029
2	В95+поліефір	480	620	72000	0,003
3	30ХГСА+поліефір	830	1300	215000	0,0081
4	ВТ5+поліефір	730	1100	115000	0,0046

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

Більшість композитних матеріалів і виробів із них за фактом використовуються в умовах ізотропії у площині. Якщо взяти вуглепластик, наприклад, кладкою із переплетенням вуглецевих волокон забезпечує ту саму ізотропність у площині матеріалу, таким чином анізотропність властивостей елемента конструкції може бути обумовлена тільки геометрією цього елемента. Сам же матеріал, просто абстрактна вуглепластикова пластина виявляє однакові властивості (стиснення і розтягнення) по осях Z і Y (у площині матеріалу), а погані механічні властивості по осі X (у силу шаруватості) просто не мають значення, так як у цьому напрямку матеріал не сприймає навантажень.

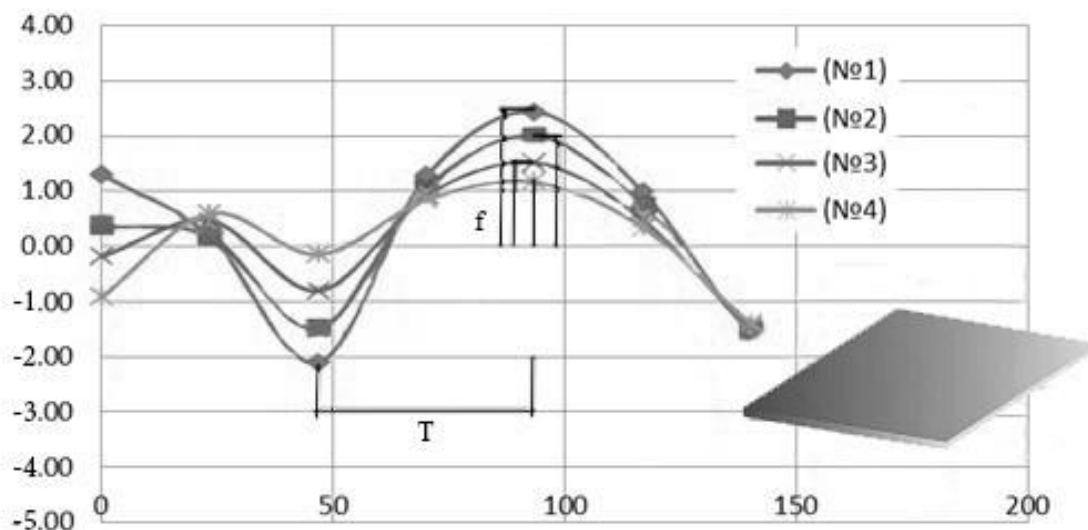


Рис. 3. Коливання металевої обшивки f – амплітуда коливань, T – період коливань

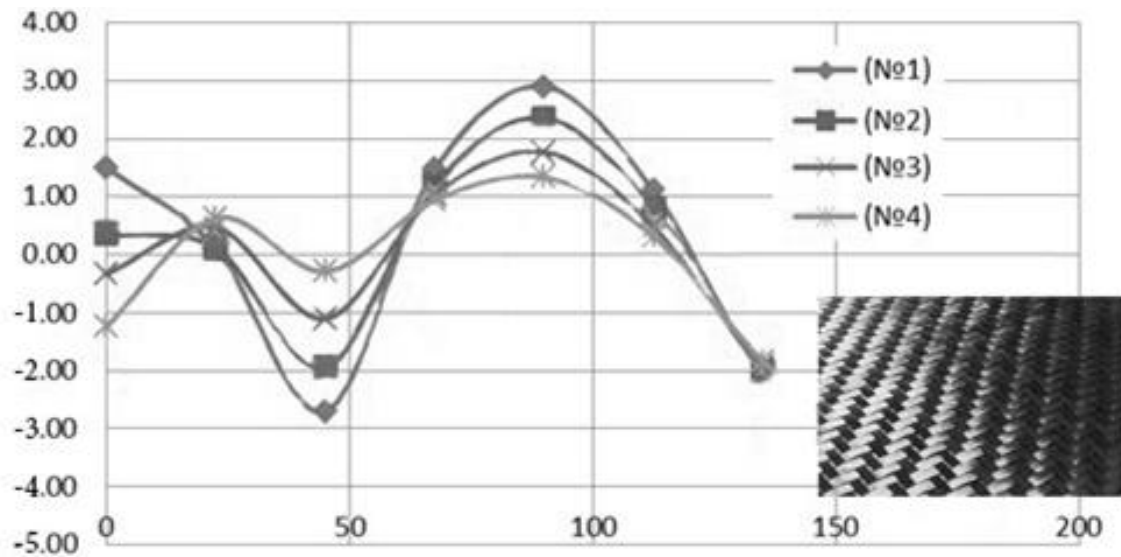


Рис. 4. Коливання композиційної обшивки

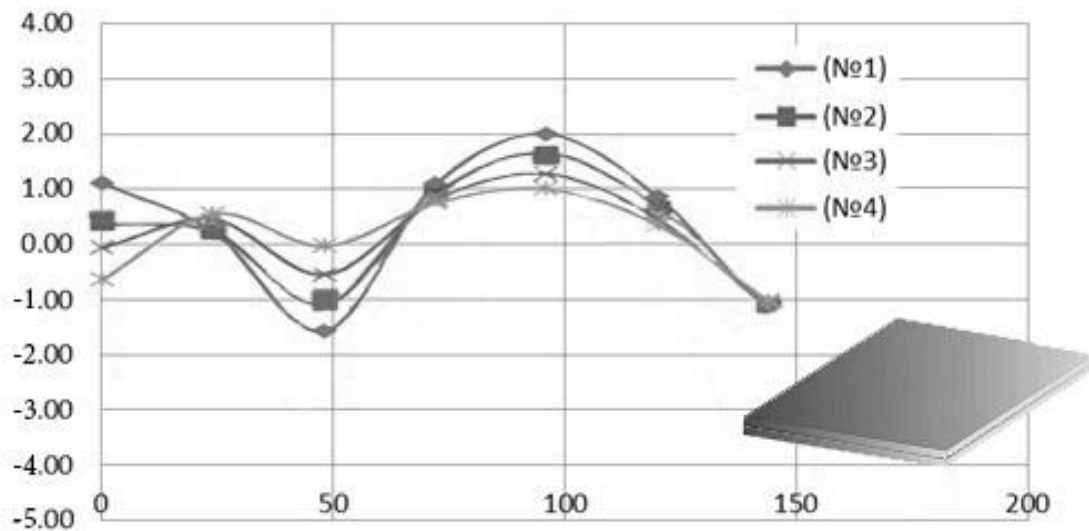


Рис. 5. Коливання металевої обшивки з поліефірним згасником

У результаті проведених досліджень за допомогою методу і засобів математичного моделювання у повній постановці із дослідженням характерних фізичних ефектів розглянуто вплив елемента обшивки на флатерні характеристики складних коливальних задач, зокрема, таких як задачі про нелінійний флатер в'язкопружних пластин та панелей.

Аналіз результатів показав, що амплітуда коливань металевої обшивки із поліефірним згасником менша за амплітуду коливань металевої та композиційної обшивки. Величина зменшення досягає 10%. Також під час дослідження композиційних матеріалів період коливань зменшився із 47,3 с до 47,1 с, а у разі дослідження металевого матеріалу зі згасником – до 46,9 с.

За використання металевого матеріалу зі згасником за нелінійними ефектами зростає вага конструкції руля напрямку у порівнянні із композиційним матеріалом, але досягаються кращі властивості.

Висновки

У разі використання обшивки із композиційного матеріалу досягається зменшення ваги, але втрата властивостей за нелінійними ефектами.

Використання обшивки із металу та використання згаснику надає кращі властивості у порівнянні із металевою обшивкою без використання згасника.

Удосконалено схему розрахунку для розв'язання задачі про нелінійний флатер в'язкопружних елементів і вузлів літальних апаратів. Порівняно узагальнені моделі для нелінійних задач про флатер в'язкопружних ізотропних та ортотропних пластин, елементів панелей та елементів обшивок, які використовуються на керуючих поверхнях літального апарату.

Список використаної літератури

1. *Бісплінгхофф Р. Л.* Аеропружність. // Р. Л. Бісплінгхофф, Х. Эшлі, 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/).