

УДК 629.7.01

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО НАГРЕВА НА ХАРАКТЕРИСТИКИ ФЛАТТЕРА НА ЭТАПЕ ПРОЕКТИРОВАНИЯ МНОГОРАЗОВЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ КРЫЛАТОЙ ФОРМЫ

П.В. Пичужкин, А.В. Галеев

П.В. Пичужкин; канд. техн. наук А.В. Галеев (МАИ)

В статье рассматривается одна из актуальных проблем в аэродинамике полета многоразовых космических летательных аппаратов (КЛА) крылатой формы – предотвращение возникновения разрушающего явления под названием флаттер. В данной работе изучается влияние аэродинамического нагрева на характеристики флаттера в разрезе исследования свойств панелей обшивки, меняющих под нагревом свои механические характеристики. Целью работы является расчет симметричных и несимметричных форм флаттера с помощью математической модели, используя зависимость критической скорости флаттера от нагрева при условиях собственных частот управляющих частей крыла – фляперона и элерона. Результат работы представлен в виде расчета собственных частот колебаний упругих поверхностей летательного аппарата на основе построенной упруго-массовой модели.

Ключевые слова: флаттер, частота колебаний, консервативная система, упруго-массовая модель, метод Бунькова, аэродинамический нагрев, многоразовый летательный аппарат крылатой формы, панели обшивки

Research of the Effect of Aerodynamic Heating on Flutter Characteristics at the Design Stage of Winged Reusable Flying Vehicles. P.V. Pichuzhkin, A.V. Galeev

The paper discusses one of the pressing problems in the flight aerodynamics of winged reusable space vehicles (WRSVs) notably the prevention of the occurrence of a destructive phenomenon called flutter. In this work, we study the effect of aerodynamic heating on flutter characteristics in the context of studying the properties of skin panels that change their mechanical characteristics under heating. The purpose of the work is to calculate symmetrical and asymmetrical flutter shapes with a mathematical model, using the dependence of the critical flutter speed on heating under the conditions of the natural frequencies of the control parts of the wing – the flaperon and aileron. The result of the work is the calculation of the natural frequencies of oscillations of the flying vehicle's elastic surfaces with the help of the constructed elastic-mass model.

Keywords: flutter, oscillation frequency, conservative system, elastic-mass model, Bunkov method, aerodynamic heating, winged reusable flying vehicle, skin panels

Актуальность задач по учету влияния аэродинамического нагрева на изменение характеристик конструкций КЛА крылатой формы всегда была одной из важнейших, из-за возможных разрушительных последствий, данных явлений. Одним из наиболее опасных явлений аэроупругости является флаттер – автоколебания, которые происходят под действием аэродинамических, инерционных и упругих сил при входе в атмосферу.

В данной работе проводится исследование свойств обшивки панелей, которые меняют свои механические характеристики при нагреве. Результаты данного исследования можно применять при проектировании конструкций КЛА крылатой формы.

Основная цель этого исследования заключается в предотвращении, в возможности предупреждения, возникновения флаттера на этапе проектирования КЛА крылатой формы. Проводятся параметрические расчетные исследования симметричных и антисимметричных форм флаттера с использованием математической модели.

Материалы и методы

Решение задачи о флаттере сводится к вычислению комплексных собственных значений уравнений колебаний конструкции в потоке воздуха. Эти собственные значения зависят от скорости потока или относительной плотности воздуха.

Под наибольшим нагревом находятся элементы крыла КЛА, поэтому в данной работе исследуются рулевые формы флаттера.

Общий вид модели КЛА используется для изучения характеристик аэроупругости КЛА.

В процессе проектирования конструкции крыла, в упрощенном виде крыло строится из набора плоских упругих поверхностей, которые деформируются в направлении нормали к ее срединной поверхности [5].

Расчет производится на основе вычислений уравнений собственных колебаний конструкции в зависимости от скорости потока. При обнаружении смены знака вещественной части одного из корней можно говорить о границах флаттера. Критические скорости и частоты флаттерных колебаний определяются при фиксированном числе Маха и числе Струхала.

Метод построения упруго-массовой расчетной модели летательного аппарата

Для создания упруго-массовой модели применяется метод многочленов В.Г. Бунькова, который является одним из вариантов метода Ритца.

Зададим расчетную модель по методу многочленов Бунькова, то есть применяя обобщенный метод Ритца [1–3] с разложением деформаций в степенной ряд по формуле:

$$w(x, z, t) = \sum_{k=1}^N U_k(t) \cdot x^{p_k} \cdot z^{q_k}, \tag{1}$$

где x, z – безразмерные координаты, отнесенные к характерному размеру b ;
 $U_k(t)$ – обобщенные координаты, которые зависят от времени и описывают упругие деформации;
 N – число степеней свободы.

Вибрирующие элементы КЛА характеризуются как жесткие, упруго прикрепленные к соответствующей упругой поверхности, причем их отклонения определяются дискретными координатами относительно деформаций упругой поверхности.

Построение упруго-массовой расчетной модели крыла

При построении упруго-массовой расчетной модели крыла в рассмотрение берутся граничные условия, а также координатные функции, которые описывают деформацию отдельных упругих поверхностей КЛА, с учетом их соединения.

В случае симметричности колебаний свободного КЛА граничные условия по оси симметрии аппарата будут соответствовать выражению:

$$\left. \frac{dw}{dz} \right|_{z=0} = 0. \tag{2}$$

На основе граничных условий составляется координатная функция фюзеляжа. Показатели степени (полиномы) представлены в табл. 1.

Таблица 1

Показатели степени свободы фюзеляжа

k	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15
p_k	0	1	1	1	1	1	1	2	2	2	2	3	3	3	3
q_k	0	1	2	3	4	5	6	0	1	2	3	0	1	2	3

Для крыла координатные функции с полиномами указаны в табл. 2.

Таблица 2

Показатели степени свободы крыла

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

Окончание табл. 2

k	19	20	21	22	23	24	25	26	27	28	29	30	31	32	33	34	35	36
p_k	4	0	5	3	2	4	1	5	0	6	3	4	2	5	1	6	0	7
q_k	1	5	0	3	4	2	5	1	6	0	4	3	5	2	6	1	7	0

При условии равенства вертикальных перемещений в общих точках, возможно рассмотрение стыковки крыла и фюзеляжа в виде единой горизонтальной поверхности, то есть имеет место равенство:

$$w_i^{(кр)} = w_i^{(ф)}, (i = 1, 2 \dots R). \tag{3}$$

Описание формы колебаний осуществляется по R , полиномы координатных функций начинаются с $R = 5$, вследствие равенства первых производных по линиям стыковки.

Полиномы координатных функций для киля представлены в табл. 3.

Таблица 3

Показатели степени свободы киля

k	1	2	3	4	5	6	7	8	9
p_k	0	1	0	1	0	2	1	2	0
q_k	0	0	1	1	2	0	2	1	3

Граничные условия для данного случая стыковки киля с фюзеляжем записываются в виде выражения:

$$\left. \frac{dw_3}{dz} \right|_{y=0} = \left. \frac{dw_1}{dz} \right|_{z=z_0}, \tag{4}$$

где w_1 и w_3 – деформация фюзеляжа и деформация киля.

Переходя к вычислениям собственных колебаний летательного аппарата, целесообразно использовать выражения, описывающие колебания консервативной системы в матричном виде [4, 9, 10, 11, 12, 14, 15].

Следовательно, суммируя матрицы инерции и жесткости отдельных элементов системы, получим общие матрицы системы. Данные вычисления необходимы для расчета собственных колебаний КЛА, опираясь на уравнение колебаний относительно консервативной системы, записанной в матричном виде по формуле:

$$C \cdot U + G \cdot U = 0, \tag{5}$$

где C, G – матрица инерции и матрица жесткости системы;
 U – вектор обобщенных координат.

Возьмем в рассмотрение действие нестационарных аэродинамических сил в потоке для составления многочленов каждой из поверхностей, частей КЛА. Координатные функции, относящиеся к полученным выражениям, выбираются в зависимости от граничных условий.

Упругие поверхности, относящиеся к фюзеляжу и крылу, определяются матрицами жесткости и инерции и матрицами перехода от обобщенных координат к физическим, основанных на переходе от двух систем порядка N_1 и N_2 к системе порядка $N_1 + N_2 - R$ (наложение R связей), что учитывается в формуле (6). В данном случае необходимость исключения R степеней свободы из систем крыла связана с получением объединенных матриц жесткости G и инерции C , а также перехода от обобщенных координат к физическим – для единой горизонтальной поверхности [6–8].

$$U_{\Gamma} = [U_{N_2-R}, U_{N_1}, e_1, e_2], \tag{6}$$

где U_{Γ} – матрица перехода;

U_{N_2-R} – вектор обобщенных координат крыла без R координат ($U_{N_2-R} = [u_{R+1}, u_{R+2}, \dots, u_{N_2}]$);

U_{N_1} – вектор обобщенных координат фюзеляжа;

e_1, e_2 – обобщенная координата стабилизатора, обобщенная координата элерона.

На рис. 1 представлена структура матрицы инерции и жесткости системы порядка $N \times N$:

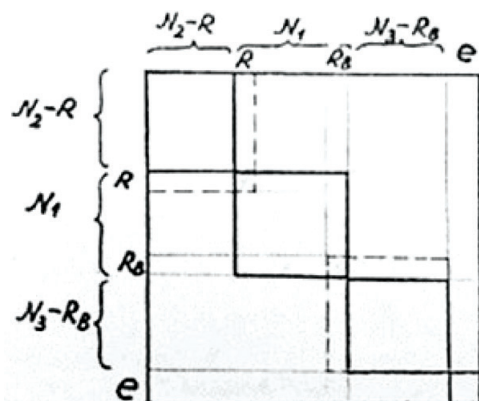


Рис. 1. Структура матрицы

Порядок системы, определенной по рисунку выше, рассчитывается следующим выражением:

$$\tilde{N} = N_2 - R + N_1 + N_3 - R_b + e, \tag{7}$$

где $e = e_1 + e_2 + e_3$ – количество дискретных координат (фюзеляж, крыло, киль).

Далее решается матричное уравнение (5), куда подставляем матрицы G и C , после чего уравнение примет следующий вид:

$$U = U_0 \cdot e^{i\omega t}, \quad (8)$$

где: i – степень полинома органа управления;

U_0 – вектор амплитуд колебаний;

ω – частота колебаний.

Тогда, опуская промежуточные преобразования, получим:

$$(G - \omega^2 \cdot C) \cdot U_0 = 0. \quad (9)$$

При умножении выражения (9) на обратную матрицу жесткости ($1/\lambda$) получим:

$$\omega^2 = \frac{1}{\lambda} - \omega_0^2, \quad (10)$$

где ω_0 – произвольная постоянная;

$\lambda = \frac{1}{\omega^2 + \omega_0^2}$ – матрица жесткости.

В результате всех произведенных выше действий, перейдем к характеристическому уравнению:

$$AU = \lambda U, \quad (11)$$

где $A = (G + \omega_0^2 \cdot C)^{-1} \cdot G$; $\omega_0 = \sqrt{\frac{1}{\lambda} - \omega^2}$.

Таким образом из уравнения (11) видно, что имеется соответствие наибольших собственных значений $\lambda_1 < \lambda_2 < \lambda_3$ к наименьшим частотам собственных колебаний системы $\omega_1 < \omega_2 < \omega_3$.

Полиномиальный метод

По методу полиномов алгоритм строится следующим образом: сначала производятся расчёты матрицы жесткости G и матрицы инерции C , матрицы аэродинамической жесткости B и матрицы аэродинамического демпфирования D , затем проводятся расчеты собственных колебаний элементов КЛА с переходом к канонической системе и расчет колебаний в потоке [13]. Из сущности энергетического метода следует: $G = C = B = D = 0$.

Также применяется гипотеза одномерной стационарности, но чаще обращаются к расчету по нестационарной аэродинамической теории при составлении программы расчета на электронно-вычислительной машине. Соответственно, расчет выполняется комбинированным способом, задавая часть нагрузок «вручную».

В табл. 4 и 5 рассчитаны частоты собственных колебаний летательного аппарата на основе выведенной расчетной модели. Ниже представлены частоты колебаний в случае симметрии и антисимметрии колебаний без топлива.

Таблица 4

Симметрия без топлива

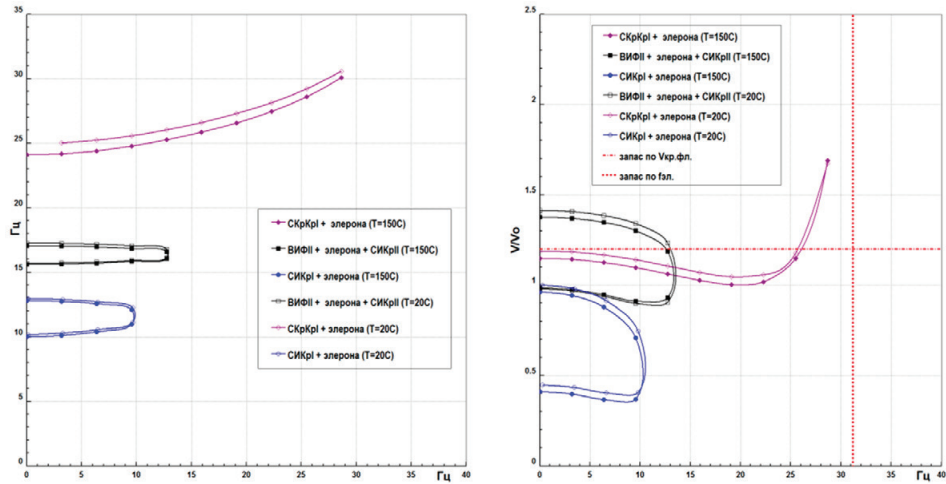
Форма	Частота, Гц
Симметричный изгиб крыла 1-го тона (СИКр 1)	7,08
Вертикальный изгиб фюзеляжа 1-го тона (ВИФ 1)	7,67
Симметричный изгиб стабилизатора (СИСт)	10,63
Симметричный изгиб вертикального оперения (СИВО)	19,93
Вертикальный изгиб фюзеляжа 2-го тона (ВИФ 2)	17,2
Симметричное кручение крыла 1-го тона (СКрКр 1)	19,9
Симметричное вращение элеронов (СВрЭл)	22,87
Симметричный изгиб крыла 2-го тона (СИКр 2)	26,21
Симметричное вращение стабилизаторов (СВрСт)	29,83
Симметричное вращение элеронов (СВрЭл)	30,3
Симметричное вращение вертикального оперения (СВрВО)	31,6
Симметричное вращение флаперонов (СВрФл)	36,5

Таблица 5

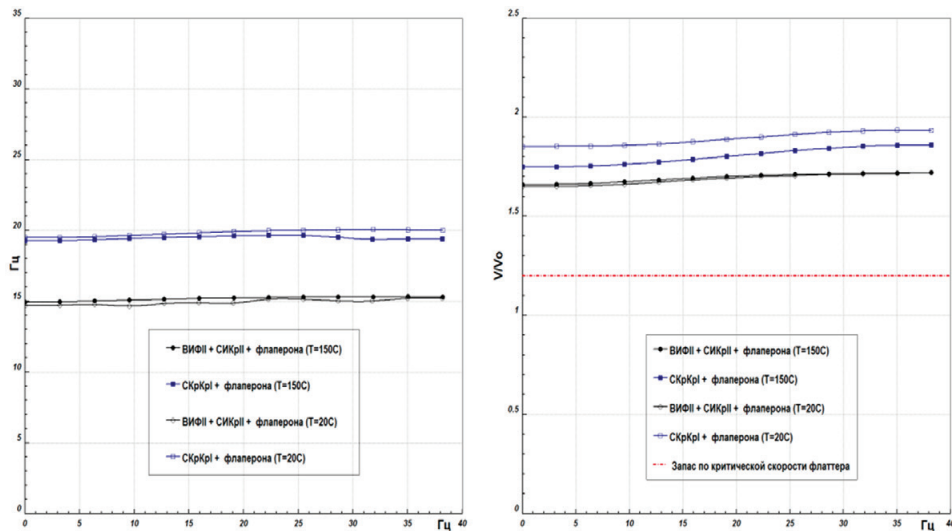
Антисимметрия без топлива

Форма	Частота, Гц
Кручение фюзеляжа 1-го тона (КрФ 1)	8,04
Антисимметричный изгиб крыла 1-го тона (АИКр 1)	9,39
Антисимметричный изгиб стабилизаторов (АИСт)	12,29
Горизонтальный изгиб фюзеляжа (ГИФ)	12,6
Антисимметричный изгиб вертикального оперения (АИВО)	14,15
Кручение фюзеляжа 1-го тона (КрФ 1)	18,15
Антисимметричное кручение крыла 1-го тона (АКрКр 1)	19,59
Антисимметричное вращение элеронов (АВрЭЛ)	26,07
Антисимметричный изгиб крыла 2-го тона (АИКр 2)	27,05
Антисимметричное вращение стабилизаторов (АВрСт)	28,67
Антисимметричное вращение флаперонов (АВрФл)	31,3
Антисимметричное вращение вертикального оперения (АВрВО)	32,76

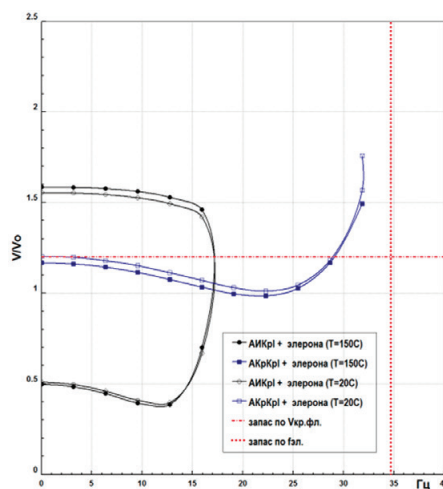
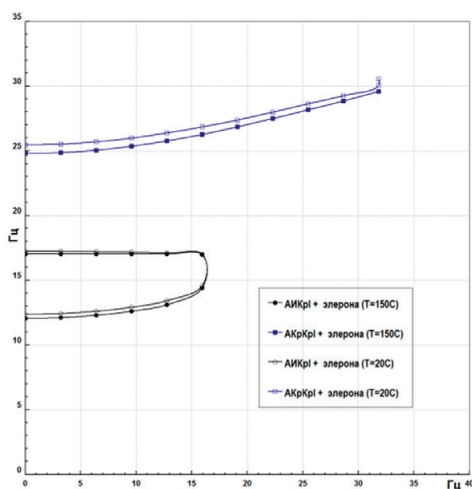
Зависимость частоты и критической скорости флаттера от частоты вращения элерона при условии симметричных форм колебаний КЛА без топлива.



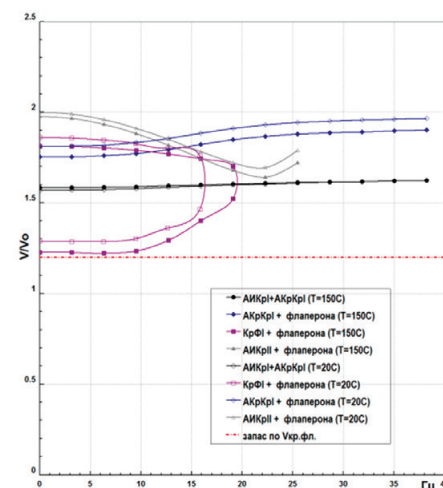
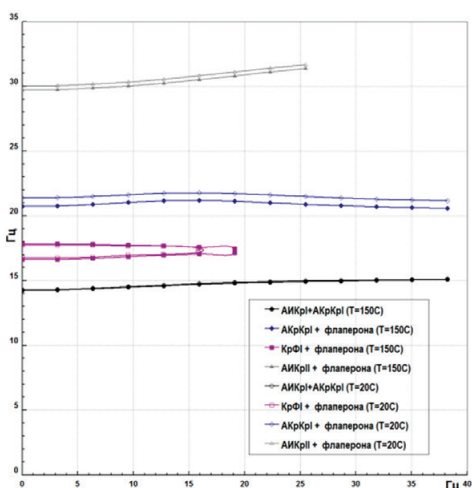
Зависимость частоты и критической скорости флаттера от частоты вращения фляперона при условии симметричных форм колебаний самолета без топлива.



Зависимость частоты и критической скорости флаттера от частоты вращения элерона при условии несимметричных форм колебаний КЛА без топлива.



Зависимость частоты и критической скорости флаттера от частоты вращения фляперона при условии несимметричных форм колебаний КЛА без топлива.



Выводы

Полученные результаты исследования по влиянию аэродинамического нагрева на возникновение флаттера позволяют сделать выводы о допустимых скоростях и числу Маха.

Нагрев конструкции при условиях максимальных скоростей КЛА ведет к снижению жесткости крыла, вследствие чего скорость симметричного изгибно-крутильного флаттера уменьшается на 5 % (для рулевых форм), а для крутильно-фляперонных форм – на 10 %. Причем критическая скорость флаттера остается постоянной. Для того, чтобы обеспечить безопасность

пилотируемых полетов, необходимо учесть требования к запасам по критической скорости флаттера и придерживаться собственных частот вращения флаперонов и элеронов в соответствии со следующими условиями: для симметричных форм – $\omega_{\text{фп}} \geq 26$ Гц, $\omega_{\text{эл}} \geq 31,2$ Гц, для несимметричных форм – $\omega_{\text{фп}} \geq 8,5$ Гц, $\omega_{\text{эл}} \geq 35$ Гц.

Также, проведенный анализ по влиянию нагрева на возникновение флаттера в КЛА позволяет учитывать и корректировать этап испытаний конструкции космического летательного аппарата. Для проверки конструкций и аэродинамических моделей, которые позволяют более точно предсказывать эффект флаттера, используются наземные вибрационные испытания в сочетании с испытаниями в аэродинамической трубе. В настоящее время прогнозирование и моделирование эффекта флаттера ограничивается компьютерными моделями, и полетные испытания служат окончательной проверкой отсутствия проявления этого эффекта при стабильном полете.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Амирьянц, Г.А. Применение метода многочленов к расчету параметров установившегося маневра упругого самолета / Г.А. Амирьянц, В.Г. Буньков // Ученые записки ЦАГИ. – 1976. – Т. 7, № 4. – С. 88–94.
- [2] Благодарёва, О.В. Применение метода Ритца и метода конечных элементов к расчету аэроупругих колебаний крылатой ракеты // Труды МАИ. – 2017. – № 95. – 26 с.
- [3] Бисплингхофф, Р.Л. Аэроупругость / Р.Л. Бисплингхофф, Х. Эшли, Р.Л. Халфмэн; пер. с англ. Г.И. Баренблатта [и др.]; под ред. Э.И. Григолюка. – Москва: Изд-во иностр. лит., 1958. – С. 799.
- [4] Гофин, М.Я. Жаростойкие и теплозащитные конструкции многоразовых аэрокосмических аппаратов. – Москва: Мир, 2003. – С. 672.
- [5] Гофин, М.Я. Основы общей теории упругости твердых деформируемых тел: справ.-метод. пособие в 2 кн. / М.Я. Гофин, А.А. Иванов. – Москва: Арт-диал, 2006. – С. 404.
- [6] Гришанина Т.В. Колебания упругих систем: Учебное пособие / Т.В. Гришанина, Ф.Н. Шклярчук. – Москва: МАИ, 2013. – 100 с.
- [7] Гришанина, Т.В. Динамика упругих управляемых конструкций / Т.В. Гришанина, Ф.Н. Шклярчук. – Москва: МАИ, 2007. – 328 с.
- [8] Гришанина, Т.В. Избранные задачи аэроупругости / Т.В. Гришанина, Ф.Н. Шклярчук. – Москва: МАИ, 2007. – 48 с.
- [9] Дмитриев, В.Г. Основы прочности и проектирование силовой конструкции летательных аппаратов / В.Г. Дмитриев, В.М. Чижов; [ЦАГИ]. – Москва: Бумажная галерея, 2005. – С. 416.
- [10] Лампер, Р.Е. Введение в теорию флаттера. – Москва: Машиностроение, 1990. – С. 138.
- [11] Микишев, Г.Н. Динамика тонкостенных конструкций с отсеками, содержащими жидкость / Г.Н. Микишев, Б.И. Рабинович. – Москва: Машиностроение, 1971. – 564 с.
- [12] Мишуров, К.С. Влияние внешней среды на свойства углепластика ВКУ-27л / К.С. Мишуров, К.А. Павловский, Э.Ш. Имаметдинов // Труды ВИАМ. – 2018. – № 3(63).

- [13] Руководство пользователя комплекса программ КС-М «Система анализа характеристик аэроупругости авиационных конструкций и проектирования аэроупругих моделей». – Москва: ЦАГИ, 2011. – С. 37.
- [14] Фершинг, Г.В. Основы аэроупругости / Пер. с нем. К.Ф. Плитта; под ред. Г.М. Фомина. – Москва: Машиностроение, 1984. – С. 599.
- [15] Фын, Я.Ц. Введение в теорию аэроупругости / Пер. с англ. А.И. Смирнова; под ред. Э.И. Григолюка. – Москва: Физматгиз, 1959. – С. 523.

REFERENCES

- [1] Amiryants, G.A. Application of the Polynomial Method to Calculating the Parameters of a Steady-State Maneuver of an Elastic Aircraft / G.A. Amiryants, V.G. Bunkov // Scientific notes of TsAGI. – 1976. – Vol. 7, No 4. – P. 88–94.
- [2] Blagodyreva, O.V. Application of the Ritz Method and the Finite Element Method to the Calculation of Aeroelastic Vibrations of a Cruise Missile // Proceedings of MAI. – 2017. – No 95.
- [3] Bisplinghoff, R.L. Aeroelasticity / R.L. Bisplinghoff, H. Ashley, R.L. Halfman; Lane From English G.I. Barenblatt [et al.]; ed. by E.I. To Grigol. – Moscow: Foreign Publishing House. lit., 1958. – P. 799.
- [4] Gofin, M.Ya. Heat-Resistant and Heat-Protective Structures of Reusable Aerospace Vehicles. – Moscow: Mir, 2003. – P. 672.
- [5] Gofin, M.Ya. Fundamentals of the General Theory of Elasticity of Solid Deformable Bodies: Reference-method. Manual in 2 Books. / M.Ya. Gofin, A.A. Ivanov. – Moscow: Art-dial, 2006. – С. 404.
- [6] Grishanina, T.V. Oscillations of Elastic Systems: Textbook / T.V. Grishanina, F.N. Shklyarchuk. – Moscow: MAI Publishing House, 2013. – 100 p.
- [7] Grishanina, T.V. Dynamics of Elastic Controlled Structures / T.V. Grishanina, F.N. Shklyarchuk. – Moscow: MAI Publishing House, 2007. – 328 p.
- [8] Grishanina, T.V. Selected Problems of Aeroelasticity / T.V. Grishanina, F.N. Shklyarchuk. – Moscow: MAI Publishing House, 2007. – 48 p.
- [9] Dmitriev, V.G. Fundamentals of Strength and Design of Power Structures of Aircraft / V.G. Dmitriev, V.M. Chizhov; [TsAGI]. – Moscow: Paper Gallery, 2005. – P. 416.
- [10] Lamper, R.E. Introduction to Flutter Theory. – Moscow: Mechanical Engineering, 1990. – P. 138.
- [11] Mikishev, G.N. Dynamics of Thin-Walled Structures with Compartments Containing Liquid / G.N. Mikishev, B.I. Rabinovich. – Moscow: Mashinostroenie, 1971. – 564 p.
- [12] Mishurov, K.S. Influence of the External Environment on the Properties of Carbon Fiber Plastic VKU-271 / K.S. Mishurov, K.A. Pavlovsky, E.Sh. Imametdinov // Proceedings of VIAM. – 2018. – No 3(63).
- [13] User's Manual for the KS-M Software Package "System for Analyzing the Aeroelasticity Characteristics of Aircraft Structures and Designing Aeroelastic Models". – Moscow: TsAGI, 2011. – P. 510.
- [14] Fershing, G.V. Fundamentals of Aeroelasticity / Transl. with Him. K.F. Plitta; ed. by G.M. Fomina. – Moscow: Mechanical Engineering, 1984. – P. 599.
- [15] Feng, Y.Ts. Introduction to the Theory of Aeroelasticity / Transl. from English A.I. Smirnova; ed. by E.I. Grigolyuk. – Moscow: Fizmatgiz, 1959. – P. 523.