

Определение модальных характеристик и расчетные исследования по обеспечению безопасности летательного аппарата от флаттера

© С.Ю. Мензульский, Р.В. Бура

АО «Корпорация «Тактическое ракетное вооружение»,
г. Королёв, Московская обл., 141080, Россия

Проведены исследования динамических аэроупругих характеристик летательного аппарата. В программном пакете MSC.Nastran/FlightLoads построены упругомассовая и аэродинамическая модели изделия. Получены и верифицированы по результатам летных испытаний динамические аэроупругие характеристики. Проведены расчеты критической скорости флаттера. Показано, что на некоторых режимах полета необходимый запас по динамической аэроупругой устойчивости конструкции не обеспечивается. Предложены варианты балансировки рулей летательного аппарата. Решена задача флаттера. Преодолена проблема выявленной в процессе летных испытаний динамической аэросервоупругой неустойчивости экспериментального образца изделия. Разработана методика, позволяющая с помощью интеграции различных расчетных программных пакетов смоделировать работу системы автоматического управления летательного аппарата с использованием упругой конструкции, учитывая влияние набегающего потока воздуха. По результатам исследования в алгоритмы управления летательного аппарата внесены изменения, обеспечивающие достижение требуемых летно-технических характеристик.

Ключевые слова: модальные характеристики, летательный аппарат, конечно-элементное моделирование, собственные колебания, флаттер, аэроупругая устойчивость

Введение. Предотвращение опасных автоколебаний в полете — важная задача при проектировании перспективного летательного аппарата (ЛА). В данной работе рассматриваются вопросы, относящиеся к классической задаче динамической аэроупругости [1] и определяемые упругими, инерционными и аэродинамическими силами.

Многопараметрические задачи аэроупругости решаются с помощью расчетов [2–4], достоверность которых зависит от качества математических моделей. По результатам соответствующих испытаний математические модели корректируются [5–8]. Динамические аэроупругие характеристики ЛА в целом и его основных агрегатов являются общими при решении главных задач аэроупругости: безопасности от флаттера и устойчивости контура «упругий ЛА — система автоматического управления (САУ)», неустойчивость которого может возникнуть при аэроупругом взаимодействии ЛА и САУ.

Оценка устойчивости контура «упругий ЛА — САУ» и решение задачи о флаттере ЛА сводятся к определению границы устойчивости. Помимо определения границы устойчивости при исследовании

явлений потери устойчивости колебательных систем в потоке необходимо также определять запас устойчивости.

Методы решения задачи о флаттере. Задача о флаттере ЛА сводится к определению границы устойчивости, т. е. критической скорости флаттера и ее зависимости от конструктивных параметров.

При формировании упругомассовой модели экспериментального ЛА вводится ряд допущений, которые позволяют схематизировать математическую модель аэроупругих колебаний ЛА:

- изгибные деформации тонких поверхностей при колебаниях предполагаются малыми упругими деформациями, подчиняющимися закону Гука (малыми в том смысле, что возникающие при этом восстанавливающие силы остаются в пределах пропорциональности);

- предполагается, что в поверхностях агрегатов ЛА существует *нейтральный слой*, расстояния между точками которого при малых колебаниях не изменяются.

Методы исследования флаттера конструкций приводят к уравнениям вида

$$[C]\{\ddot{q}(t)\} + ([D_A] + [D_K])\{\dot{q}(t)\} + ([G_A] + [G_K])\{q(t)\} = 0, \quad (1)$$

где $[C]$ — матрица инерционных коэффициентов; $[D_A]$ — матрица коэффициентов аэродинамического демпфирования; $[D_K]$ — матрица коэффициентов конструктивного демпфирования; $[G_A]$ — матрица коэффициентов аэродинамической жесткости; $[G_K]$ — матрица коэффициентов конструктивной жесткости; $\{q(t)\}$, $\{\dot{q}(t)\}$, $\{\ddot{q}(t)\}$ — векторы обобщенных координат и их производные по времени.

Коэффициенты аэродинамического демпфирования $[D_A]$ и аэродинамической жесткости $[G_A]$ зависят от параметров потока: плотности воздуха ρ , скорости потока V .

Целью расчета является нахождение параметров потока (ρ , V) границы устойчивости, при которых возможны незатухающие колебания, т. е. существует хотя бы одно решение вида

$$q(t) = q_\phi e^{-i\omega_\phi t}, \quad (2)$$

где ω_ϕ — круговая частота флаттера; $\{q_\phi\}$ — вектор, определяющий форму колебаний при флаттере.

В (2) выполняется подстановка:

$$q(t) = q_0 e^{\lambda t}, \quad \lambda = \gamma + i\omega,$$

где γ — относительное конструктивное демпфирование (является критерием устойчивости); ω — круговая частота колебаний.

Границы устойчивости области флаттера соответствуют точкам изменения знака относительного конструкционного демпфирования, т. е. переходу корней уравнения (1) в правую часть комплексной плоскости.

Параметры потока, при которых критерий устойчивости равен нулю ($\gamma = 0$), — критические.

Для устойчивости конструкции в потоке необходимо, чтобы критерий устойчивости имел отрицательное значение ($\gamma < 0$). При положительном значении критерия устойчивости ($\gamma > 0$) конструкция подвержена флаттеру.

Схема решения задачи о флаттере в программном пакете MSC.Nastran приведена на рис. 1. В системе конечно-элементного моделирования для решения задачи о флаттере построены независимые друг от друга упругомассовая и аэродинамическая модели изделия. Зависимости уравнения (1) автоматически описываются с помощью сплайнов, связывающих аэродинамическую и упругомассовую модели.

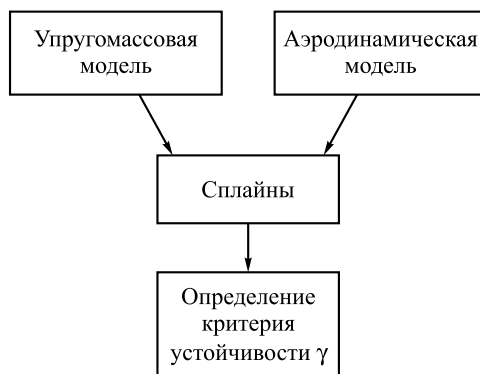


Рис. 1. Схема решения задачи флаттера в системе конечно-элементного моделирования

Аэродинамический и структурный расчеты основываются на конечно-элементном анализе. Для проведения расчетов создана конечно-элементная модель (КЭМ), которая позволяет учесть основные свойства разрабатываемой конструкции ЛА и его взаимодействие с атмосферным потоком. Аэродинамические и структурные элементы разрабатываются независимо. Сплайны используются для связи аэродинамической и упругой моделей.

Структурная математическая модель ЛА. По сложившейся в расчетах на аэроупругую динамическую неустойчивость традиции и для уменьшения времени расчетов используется половина модели изделия, имеющая одно крыло и два руля. Конечно-элементная мо-

дель корпуса и крыла ЛА смоделирована упругими элементами, толщина которых соответствует конструкторской документации; КЭМ рулей трехмерная (рис. 2).

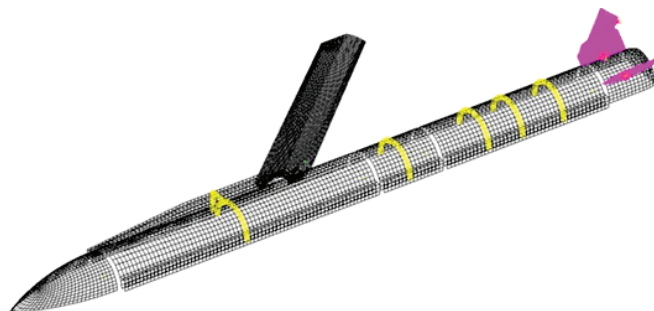


Рис. 2. Структурная модель половины ЛА в программном пакете MSC.Nastran

Решению задач аэроупругости предшествует определение собственных колебаний конструкции. Для моделирования симметричных (СИММ) и кососимметричных (КСИММ) собственных колебаний изделия создано две модели изделия с соответствующими граничными условиями. Формы и частоты собственных колебаний разработанной модели изделия были верифицированы по результатам частотных испытаний ЛА (расхождение с экспериментом составило не более 5 %).

Модальный анализ. Расчет собственных частот и форм СИММ и КСИММ колебаний моделей ЛА (модальный анализ [9]) показал следующие результаты. В таблице представлены шесть нижних тонов для СИММ и КСИММ колебаний.

Частоты СИММ и КСИММ колебаний моделей ЛА

Номер тона	Тон колебаний	Частота колебаний, Гц	
		СИММ	КСИММ
1	Первый изгибный тон крыла	13	15
2	Первый изгибный тон корпуса	52	49
3	Второй изгибный тон крыла	61	60
4	Первый тон руля	70	
5	Кручение крыла	78	
6	Второй тон руля	100	

Аэродинамическая модель ЛА. Разработанная аэродинамическая модель ЛА (рис. 3) создана авторами для расчета динамических аэроупругих характеристик ЛА. Элементы моделировались тонкими

плоскими поверхностями, корпус изделия — тонкими крестообразными поверхностями.

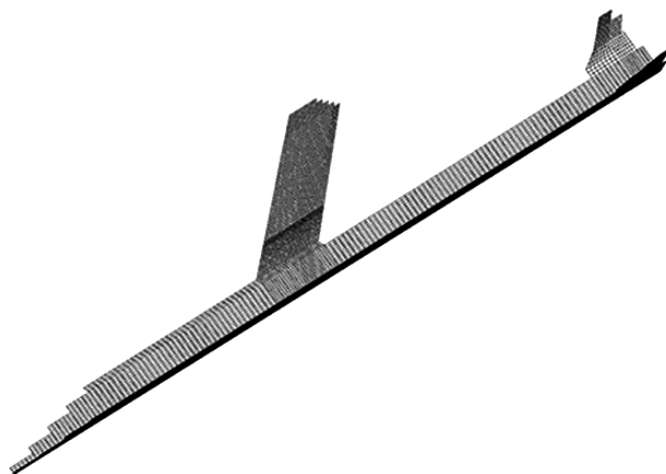


Рис. 3. Разработанная аэродинамическая модель ЛА

Решение задачи о флаттере. На примере динамических аэроупругих характеристик модели ЛА на рис. 4 иллюстрируется один из основных вариантов расчета на флаттер.

Расчеты динамических аэроупругих характеристик изделия проводились с учетом конструкционного демпфирования, определенного по результатам частотных испытаний изделия.

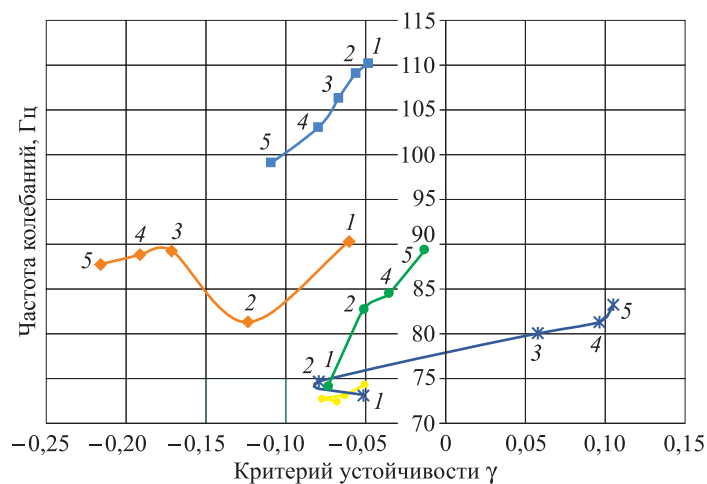


Рис. 4. Годограф вектора собственных значений на комплексной плоскости; СИММ, $H = \text{const}$, $M = \text{var}$:

- кручение крыла; —*— первый тон верхнего руля;
- первый тон нижнего руля; —♦— второй тон верхнего руля;
- второй тон нижнего руля

На рис. 4 показаны расчетные случаи, соответствующие изменению значений числа Маха на постоянной высоте. На рисунке видно, что в точках 3, 4 и 5 годографа первого тона верхнего руля запасы по флаттеру недостаточны (происходит переход в правую полуплоскость), т. е. требуется изменение параметров колебаний ЛА по первому тону верхнего и нижнего рулей. Этого можно достигнуть весовой балансировкой рулей.

Варианты доработанных рулей. Рассмотрен руль, который входит в число основных элементов конструкции ЛА. Разработанная структурная трехмерная модель руля представлена на рис. 5, а; плоская аэродинамическая модель руля — на рис. 5, б. Был выполнен модальный анализ руля. Результаты анализа для первых двух тонов колебаний руля представлены на рис. 6.

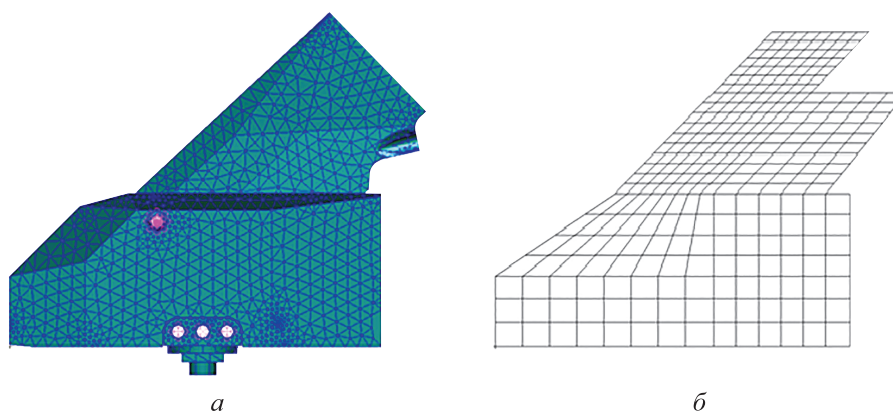


Рис. 5. Модели руля:
а — структурная; б — плоская аэродинамическая



Рис. 6. Формы первых двух тонов колебаний руля:
а — первый тон колебаний, $f = 70$ Гц; б — второй тон колебаний, $f = 100$ Гц

Для увеличения критической скорости флаттера применяется весовая балансировка руля. Рассмотрены следующие варианты доработки конструкции руля.

Вариант 1. Предложен вариант распределения дополнительного веса в носовой части основания руля путем замены исходного материала на материал с большей плотностью (рис. 7). На рис. 7, *a* распределение более плотного материала выделено синим цветом. Результаты выполненного модального анализа для этого варианта доработанной конструкции руля приведены на рис. 7, *б* и 7, *в*.

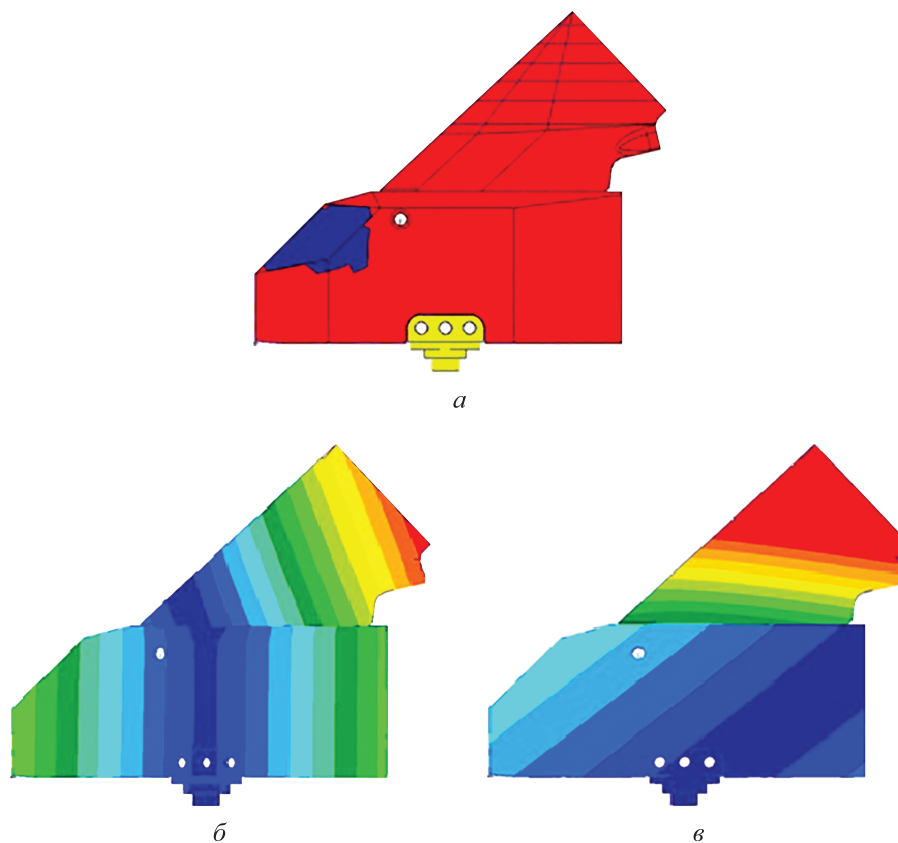


Рис. 7. Модель руля по варианту 1:

a — положение балансировочного груза, интегрированного в носовой части руля из материала с большей плотностью; *б, в* — формы первых двух тонов колебаний руля, *б* — первый тон колебаний, $f=58$ Гц, *в* — второй тон колебаний, $f=82$ Гц

Вариант 2. Для изготовления руля предложено использовать углерод-углеродный композиционный материал (УУКМ) [10, 11]. Разработан руль из УУКМ с интегрированным балансиrom (рис. 8). На рис. 8, *a* распределение более плотного материала выделено красным цветом, распределение УУКМ — синим. Результаты выполненного модального анализа для варианта 2 доработанной конструкции руля приведены на рис. 8, *б* и 8, *в*.

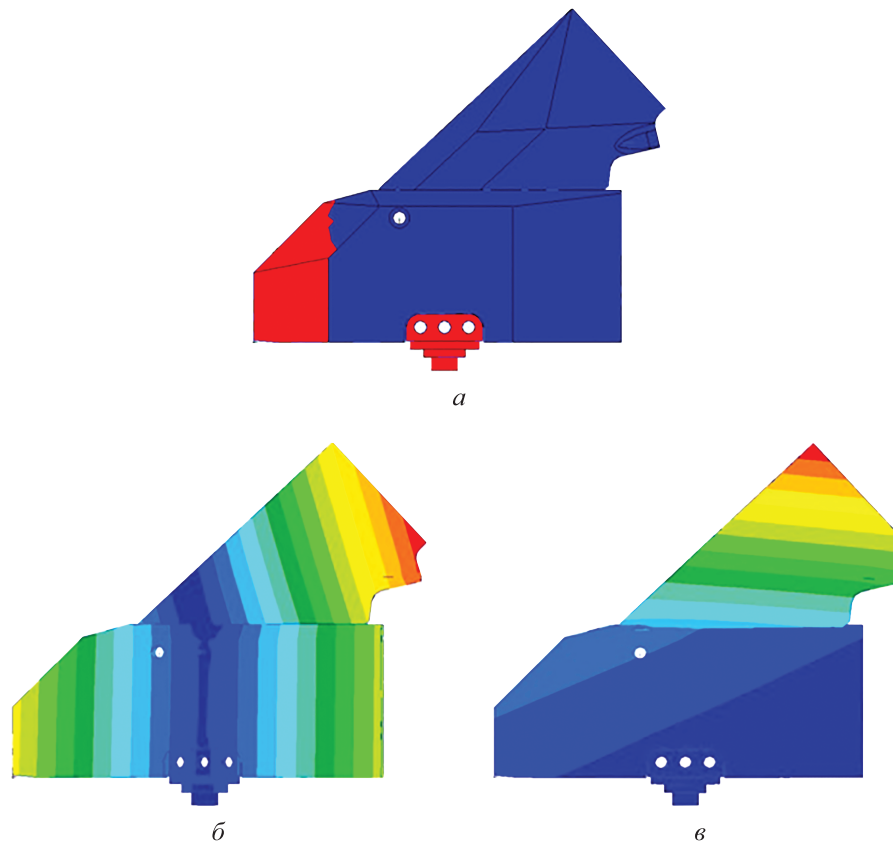


Рис. 8. Модель руля по варианту 2:

a — положение балансировочного груза, интегрированного в носовой части руля из УУКМ;
б, в — формы первых двух тонов колебаний руля, *б* — первый тон колебаний, $f = 67$ Гц,
в — второй тон колебаний, $f = 105$ Гц

Для проверки работоспособности изделия с предложенными доработками проведены расчеты динамических аэроупругих характеристик всего изделия. Полученное в результате доработки значение критерия устойчивости для исследуемых тонов колебаний отрицательное ($\gamma < 0$), что соответствует отсутствию флаттера, т. е. конструкция динамически устойчива.

Ниже приведены соотношения массы исходного руля, принятой за единицу, и масс двух доработанных вариантов руля.

Оба из приведенных вариантов обеспечивают безопасность от флаттера с необходимым запасом. Однако вариант 1 приводит к росту массы конструкции на 33 %. Разработка руля из углерод-углеродного композиционного материала с интегрированным балансиrom обеспечит требуемый запас динамической аэроупругой устойчивости и снизит массу конструкции руля на 10 %.

Доработанный вариант руля	Масса доработанного руля относительно массы исходной конструкции
Вариант 1	1,33
Вариант 2	0,90

Решение проблемы динамической аэросервоупругой неустойчивости. В процессе летно-конструкторских испытаний экспериментального образца ЛА была выявлена динамическая аэросервоупругая неустойчивость в канале крена, приводящая к перегреву исполнительных механизмов САУ и существенному снижению летно-технических характеристик ЛА (рис. 9).

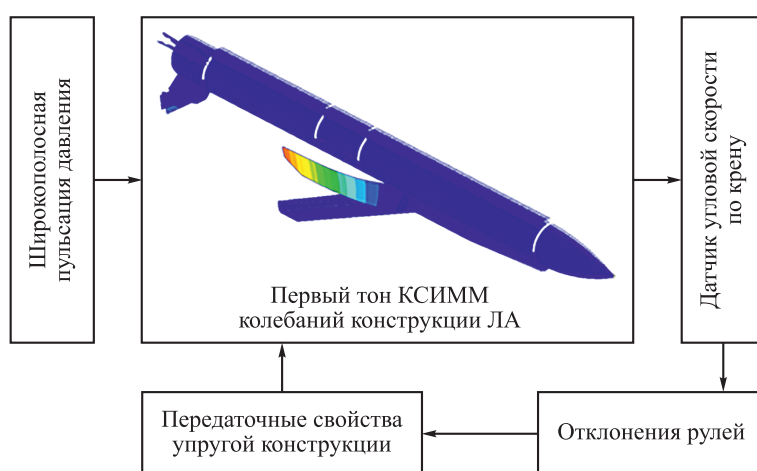


Рис. 9. Схема возникновения аэросервоупругой неустойчивости

Гармоническая широкополосная пульсация давления на несущих поверхностях ЛА возбудила малые упругие колебания по первому КСИММ изгибному тону крыла. Кососимметричные колебания крыла привели к вращательным колебаниям фюзеляжа по крену. Система автоматического управления, воспринимая вращательные колебания конструкции, стала парировать их отклонениями рулей по крену. Гармонические отклонения рулей привели не к снижению, а к возрастанию амплитуды вращательных колебаний фюзеляжа, тем самым вызвав динамическую аэросервоупругую неустойчивость.

Проблема динамической аэросервоупругой неустойчивости решается установкой в САУ фильтра, настроенного на частоту первого тона КСИММ колебаний конструкции ЛА. Но в соответствии с (1) при изменении скорости и высоты полета ЛА изменяются матрицы $[D_A]$, $[G_A]$ и, как следствие, частота колебаний.

Таким образом, рассчитать передаточную функцию влияния отклонений рулей на угловую скорость вращательных колебаний фюзеляжа по крену ω_x не представляется возможным, так как предна-

значенный для этого программный комплекс MSC.Nastran не позволяет учесть внешнее обтекание ЛА (не оперирует матрицами $[D_A]$, $[G_A]$), а программный пакет MSC.Nastran/FlightLoads не позволяет рассчитать передаточную функцию (не оперирует правой частью уравнения (1)).

Решение было найдено следующим образом. В MSC.Nastran/FlightLoads было рассчитано значение частоты первого тона КСИММ колебаний для разных высот и скоростей полета. Затем в аэродинамический фокус консоли крыла конечно-элементной модели программного пакета MSC.Patran были добавлены моделирующие обтекающий поток пружины, жесткость и демпфирование которых подобраны так, чтобы частота первого тона колебаний соответствовала исследуемой скорости и высоте полета.

По приведенному алгоритму были рассчитаны амплитудно- и фазо-частотные характеристики передаточной функции влияния отклонения рулей на угловую скорость вращения ЛА для всех режимов полета. С опорой на полученные передаточные функции был разработан фильтр в САУ ЛА. Проведенные доработки позволили устранить динамическую аэросервоупругую неустойчивость.

Выводы. 1. Обеспечена безопасность от флаттера экспериментального образца летательного аппарата с необходимым запасом.

2. Предложены варианты доработки рулей для увеличения запасов по критической скорости флаттера.

3. Решена проблема выявленной в процессе летных испытаний динамической аэросервоупругой неустойчивости экспериментального образца летательного аппарата.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Парафесь С.Г., Туркин И.К. *Актуальные задачи аэроупругости и динамики конструкций высокоманевренных беспилотных летательных аппаратов*. Москва, Издательство МАИ, 2016.
- [2] Быков А.В., Парафесь С.Г., Смыслов В.И. Программно-аппаратный комплекс для проведения расчетно-экспериментальных исследований аэроупругой устойчивости летательных аппаратов. *Вестник МАИ*, 2009, т. 16, № 5, с. 56–63.
- [3] Нарижный А.Г., Смыслов В.И., Сычев С.И. Исследование аэроупругой устойчивости летательного аппарата крестообразной схемы. *Ученые записки ЦАГИ*, 2013, т. XLIV, № 6, с. 116–134.
- [4] Парафесь С.Г., Смыслов В.И. *Методы и средства обеспечения аэроупругой устойчивости беспилотных летательных аппаратов*. Москва, Изд-во МАИ, 2013, 174 с.
- [5] Быков А.В., Смыслов В.И. Об использовании экспериментальных данных в расчете на флаттер беспилотных маневренных летательных аппаратов. *Ученые записки ЦАГИ*, 2008, т. XXXIX, № 4, с. 91–100.
- [6] Карклэ П.Г., Смыслов В.И. Особенности исследований задач динамической аэроупругости с применением моделирования аэродинамических сил. *Общероссийский научно-технический журнал «Полет»*, 2009, № 9, с. 8–13.

- [7] Карклэ П.Г., Смыслов В.И. *Модальные испытания летательных аппаратов и воспроизведение силовых воздействий*. Москва, Техносфера, 2017.
- [8] Карклэ П.Г., Малютин В.А., Мамедов О.С., Поповский В.Н., Смотров А.В., Смыслов В.И. О современных методиках наземных испытаний самолетов в аэроупругости. *Тр. ЦАГИ*, вып. 2708, 2012, с. 1–35.
- [9] Хейлен В., Ламменс С., Сас П. *Модальный анализ: теория и испытания*. ООО «Новатест», 2010, 314 с.
- [10] Мензульский С.Ю., Бура Р.В., Четвергов Д.В. Разработка композитного крыла сверхзвукового летательного аппарата. *XI Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства*. Москва, 26–29 января 2016 г. Сборник тезисов, 2015, с. 37–38.
- [11] Мензульский С.Ю., Бура Р.В. Расчет динамических аэроупругих характеристик сверхзвукового летательного аппарата. *XLI Академические чтения по космонавтике. Секция 22 имени академика В.Н. Челомея*. Москва, 24–27 января 2017 г. Сборник тезисов, 2017, с. 512.

Статья поступила в редакцию 22.11.2018

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Мензульский С.Ю., Бура Р.В. Определение модальных характеристик и расчетные исследования по обеспечения безопасности летательного аппарата от флаттера. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2018, вып. 12.

<http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2018-12-1833>

Статья подготовлена по материалам доклада, представленного на XLII Академических чтениях по космонавтике, посвященных памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства, Москва, 23–26 января 2018 года

Мензульский Сергей Юрьевич — канд. техн. наук, заместитель начальника проектно-теоретического отдела АО «Корпорация «Тактическое ракетное вооружение». e-mail: s_menz@mail.ru

Бура Раиса Владимировна — инженер-конструктор первой категории, АО «Корпорация «Тактическое ракетное вооружение». e-mail: rayaalter500@gmail.com

Determination of modal characteristics and calculated analysis of ensuring the aircraft flutter safety

© S.Yu. Menzulskiy, R.V. Bura

JSC Tactical Missiles Corporation, Korolyov, 141080, Russia

This work investigates the aircraft dynamic aeroelastic characteristics. The authors have constructed both the elastic-mass and aerodynamic models of the product using the MSC.Nastran / Flight Loads software package. Based on the flight tests results we have obtained and verified the parameters of the dynamic aeroelastic characteristics. The critical speed of the flutter is calculated. The study shows that under the certain modes of flight the required margin for the dynamic aeroelastic stability of the structure is not ensured. We propose the options for balancing the aircraft rudder. The paper solves the flutter problem as well as the problem of the dynamic aeroelastic instability of the experimental sample of the product revealed during the flight tests. The authors have developed a technique allowing us to simulate the operation of the aircraft steering system on the elastic structure by means of the integration of various calculation packages taking into account the impact of the relative airflow. Findings of the research made it possible to improve the aircraft control algorithms in order to get the required aircraft performance.

Keywords: modal characteristics, aircraft, finite-element simulation, natural oscillations, flutter, aeroelastic stability

REFERENCES

- [1] Parafes S.G., Turkin I.K. *Aktualnye zadachi aerouprugosti i dinamiki konstruktsiy vysokomanevrennykh bespilotnykh letatelnykh apparatov* [The current problems of aeroelasticity and structural dynamics of highly-maneuverable unmanned flying vehicles]. Moscow, MAI Publ., 2016, 260 p.
- [2] Bykov A.V., Parafes S.G., Smyslov V.I. *Vestnik MAI — Aerospace MAI Journal*, 2009, vol. 16, no. 5, pp. 56–63.
- [3] Narizhnyy A.G., Smyslov V.I., Sychev S.I. *Uchenye zapiski TsAGI — TsAGI Science Journal*, 2013, vol. 44, no. 6, pp. 116–134.
- [4] Parafes S.G., Smyslov V.I. *Metody i sredstva obespecheniya aerouprugoy ustoychivosti bespilotnykh letatelnykh apparatov* [The methods and techniques of ensuring the aeroelastic stability of unmanned flying vehicles]. Moscow, MAI Publ., 2013, 174 p.
- [5] Bykov A.V., Smyslov V.I. *Uchenye zapiski TsAGI — TsAGI Science Journal*, 2008, vol. 39, no. 4, pp. 91–100.
- [6] Karkle P.G., Smyslov V.I. *Obshcherossiyskiy nauchno-tekhnicheskiy zhurnal "Polyot" — All-Russian Scientific-Technical Journal "Polyot" ("Flight")*, 2009, no. 9, pp. 8–13.
- [7] Karkle P.G., Smyslov V.I. *Modalnye ispytaniya letatelnykh apparatov i vosproizvedenie silovykh vozdeystviy* [Aircraft modal tests and force impact reproduction]. Moscow, Tekhnosfera Publ., 2017, 155 p.
- [8] Karkle P.G., Malutin V.A., Mamedov O.S., Popovskiy V.N., Smotrov A.V., Smyslov V.I. *O sovremennykh metodikakh nazemnykh ispytaniy samoletov v aerouprugosti* [On modern methods of aircraft ground test in aeroelasticity]. *Trudy TsAGI* [Proceedings of TsAGI], no. 2708, 2012, pp. 1–35.

- [9] Heylen W., Lammens S., Sas P. *Modal analysis: theory and testing*. Leuven, Belgium, KUL Press, 1997 [In Russ.: Kheilen V., Lammens S., Sas P. *Modalnyy analiz: teoriya i ispytaniya*. Moscow, Novatest Publ., 2010, 319 p.].
- [10] Menzul'skiy S.Yu., Bura R.V., Chetvergov D.V. Razrabotka kompozitnogo kryla sverkhzvukovogo letatel'nogo apparata [Developing the composite wing of the supersonic aircraft]. *XL akademicheskie chteniya po kosmonavtike posvyashchennye pamyati akademika S.P. Koroleva i drugikh vydayushchikhsya otechestvennykh uchenykh — pionerov osvoeniya kosmicheskogo prostranstva: sbornik tezisov 26–29 yanvarya 2016 goda* [40th Academic Readings on Cosmonautics dedicated to the memory of academician S.P. Korolev and other prominent Russian scientists who are pioneers in space exploration: collection of abstracts, January 26–29, 2016]. Moscow, 2015, pp. 37–38.
- [11] Menzul'skiy S.Yu., Bura R.V. Raschyot dinamicheskikh aerouprugikh kharakteristik sverkhzvukovogo letatel'nogo apparata [Calculation of dynamic aeroelastic characteristics of a supersonic aircraft]. *XLI Akademicheskie chteniya po kosmonavtike: sbornik tezisov 24–27 yanvarya 2017 goda* [41st Academic Readings on Astronautics: a collection of abstracts, January 24–27, 2017]. Moscow, 2017, Section 22 named after academician V.N. Chelomey, p. 512.
ISBN 978-5-7038-4650-6

Menzul'skiy S.Yu., Cand. Sc. (Eng.), Deputy Head of Design and Theoretical Department, JSC Tactical Missiles Corporation, Korolyov, Russia. e-mail: s_menz@mail.ru

Bura R.V., Design Engineer of the first category, JSC Tactical Missiles Corporation, Korolyov, Russia. e-mail: rayaalter500@gmail.com