



УДК 629.7.015.4

В. А. Мосунов, Р. В. Рябыкина,
В. И. Смыслов, А. В. Фролов

Опыт расчетных исследований флаттера беспилотного летательного аппарата

Рассмотрена последовательность расчетно-экспериментальных работ по флаттеру. Сформированы исходные данные образца беспилотного летательного аппарата, созданы математические модели. Проведены исполнительные параметрические расчеты симметричных и антисимметричных форм флаттера крыльев и оперения. Исследовано влияние аэродинамики на корпус летательного аппарата, приведены примеры результатов расчета по программным комплексам КС-М и *MSC.Nastran*.

Ключевые слова: флаттер, беспилотный летательный аппарат, расчетно-экспериментальные исследования, симметричная модель, антисимметричная модель.

Введение

Опасные автоколебания беспилотного летательного аппарата (БЛА), вызванные взаимодействием упругой конструкции с потоком воздуха, являются флаттером. Достижение, а тем более превышение, на любом режиме полета границы устойчивости таких автоколебаний может привести к разрушению конструкции БЛА или отказу функционирования его систем. Заключение по безопасности полета БЛА от флаттера является конечной целью расчетно-экспериментальных исследований, включающих серии параметрических расчетов, наземных испытаний отдельных агрегатов и конструкции БЛА в целом [1, 2].

На основании опыта расчетных исследований стоит отметить, что по результатам наземного эксперимента необходимо корректировать упругомассовые динамические модели. Достоверность результатов расчета может быть подкреплена дополнительно использованием различных программных комплексов. До начала летных испытаний на готовом опытном образце БЛА проводятся наземные резонансные (модальные) испытания. Они предшествуют заключительным (исполнительным) расчетам на флаттер.

Аэродинамические воздействия на дозвуковых и сверхзвуковых режимах полета определяются по различным аэродинамическим теориям (как правило, линейным). Для трансзвуковой области полета могут быть использованы узкоспециализированные про-

граммные комплексы. Безопасность полета БЛА от флаттера на этих режимах (при числах Маха в диапазоне 0,95...1,05) точнее может быть установлена по результатам летных испытаний.

Ниже приведено описание исполнительных расчетов. Они проиллюстрированы примерами результатов, обеспечивающих корректное суждение о безопасности полета БЛА от флаттера. Настоящая работа дополняет содержание публикации [3], относящейся к наземным испытаниям.

Последовательность работ

Упрощенный вариант последовательности проведения работ по обеспечению безопасности БЛА от флаттера включает несколько этапов.

На первом этапе формируются и приводятся к виду, требуемому для выбранного программного обеспечения, исходные данные для расчетов.

На втором этапе создается математическая модель БЛА для предварительных расчетов частот и форм собственных колебаний без потока и для расчетов на флаттер.

На третьем этапе выполняются предварительные расчеты. Эти данные важны при планировании и проведении наземного эксперимента.

Четвертый этап – это экспериментальное определение характеристик собственных колебаний натурного БЛА с его функционирующими системами. На нем проводятся наземные резонансные (модальные) испытания.

На пятом этапе по результатам наземных испытаний корректируется упругомассо-

© Мосунов В. А., Рябыкина Р. В., Смыслов В. И., Фролов А. В., 2018



вая математическая модель, необходимая для проведения исполнительных (окончательных) расчетов на флаттер.

Шестой этап – один из важнейших этапов. На нем проводятся исполнительные расчеты, его результаты являются окончательным основанием для суждения о безопасности БЛА на всех режимах полета.

На седьмом, заключительном, этапе проводится анализ данных, разрабатывается заключение, направленное на предотвращение опасных автоколебаний при проведении летных испытаний. В ряде случаев готовятся рекомендации по доработке БЛА для обеспечения нормативных запасов устойчивости в полете. В этом случае необходима также проверка эффективности проведенных доработок.

В настоящей статье представлены данные расчетных исследований, относящихся к шестому этапу – проведению исполнительных расчетов на флаттер.

Упругомассовые модели и расчет собственных колебаний

На основании опыта исследований целого ряда БЛА были сформированы исходные данные и создана математическая модель его упругомассовой конструкции.

Исполнительные расчеты на флаттер проведены для тестового БЛА типовой аэродинамической схемы с гладкими крыльями среднего удлинения и рулями с независимым управлением. Рассмотрены различные варианты веса крыла и топливного отсека. Расчеты на флаттер проведены с учетом отличий во вращательных жесткостях рулей.

В реальных конструкциях имеет место несимметрия характеристик корпуса БЛА относительно плоскостей управления, что подтверждено результатами эксперимента. Как правило, в расчетной модели эти особенности не отражены.

Основной объем расчетов выполнен с помощью полиномиального метода Ритца в программе КС-М [4]. Дополнительная часть расчетов проведена методом конечных элементов в программном комплексе MSC.Nastran [5]. Расчеты собственных частот колебаний консольно-закрепленного крыла (консоль), симметричных (симметрия) и антисимметрич-

ных (антисимметрия) колебаний крыльев полной математической модели БЛА выполнены в программе КС-М. В табл. 1 проведено сравнение собственных частот по отношению

Таблица 1
Результаты сравнения собственных частот крыльев (%)

Наименование тона	Консоль крыла	Симметричные колебания
Изгиб крыла 1-го тона	-21	-19
Изгиб крыла 2-го тона	-5	2
Кручение крыла 1-го тона	-2	1

к опорным частотам f_A , в качестве которых взяты частоты антисимметричных колебаний:

$$\frac{(f - f_A)}{f_A}$$

Сравнение собственных частот рулей, именуемых 1 и 2, приведено в табл. 2 (в КС-М). Разброс частот для каждого случая вызван

Таблица 2
Собственные частоты рулей (%)

Наименование тона	Консольно-закрепленный руль	Колебания полного БЛА	
		Симметричные	Антисимметричные
Вращение 1-го руля	-0,5	-0,4...-0,5	-0,5
Вращение 2-го руля	-1,0	-0,8...-1,0	-0,8...-1,0
Изгиб 1-го руля	-8,0	-6...-8	-8
Изгиб 2-го руля	-8,0	-5,5...-8,0	-7...-6

влиянием веса корпуса. Собственные частоты отнесены к парциальным:

$$(f - f_{\text{парц}}) / f_{\text{парц}}$$

Парциальные частоты определены по величинам жесткости на вращение $K_{\text{вр}}$ или на изгиб $K_{\text{изг}}$ и соответствующим моментам инерции I_Z и I_X . При этом руль полагался недеформируемым, а центробежный момент инерции – нулевым. Частота парциального тона вращения определена как $(2\pi f_{\text{парц}})^2 = K_{\text{вр}} / I_Z$ частота парциального тона изгиба – $(2\pi f_{\text{парц}})^2 = K_{\text{изг}} / I_X$. По результатам сравнения частот можно заключить, что отличия для вращения руля не превышают 1 %, а для изгиба – 8 %.



Аэродинамические модели

Распределенные аэродинамические силы, действующие на поверхность ЛА в полете при колебаниях, в расчетах представляются набором сосредоточенных сил, приложенных в ряде точек, количество которых доходит до тысяч. Эти силы составляют аэродинамическую сетку, которая для обеспечения корректной расчетной схемы стыкуется с расчетной упругомассовой моделью в ходе специальной интерполяционной процедуры. Принципы создания аэродинамической модели в программах КС-М и *MSC.Nastran* практически не отличаются.

Используется линейная теория тонкого крыла. При расчете каждая несущая поверхность разбивается на ограниченное количество аэродинамических панелей. В расчетах КС-М и *MSC.Nastran* не рекомендуется задавать числа Маха в диапазоне $M \approx 0,95 \dots 1,05$.

В КС-М расчеты аэродинамических матриц для дозвуковых скоростей полета проводятся методом дискретных диполей, а для сверхзвуковых скоростей полета – панельным методом, при этом количество аэродинамических панелей не превышает 1000. БЛА представляет собой систему плоских несущих поверхностей, параллельных вектору скорости набегающего потока. Поверхности разбиваются на меньшие панели треугольной или трапециевидной формы. При этом корректными являются те решения, для которых заданные числа Маха и Струхали соответствуют полученной скорости и частоте флаттера.

В программе *MSC.Nastran* для $M < 1$ используется метод дипольных решеток (*DLM*), для $M > 1$ – метод постоянного давления (*CPM*).

Для оценки влияния цилиндрической части корпуса были проведены расчеты на флаттер с аэродинамической сеткой как на всем корпусе («полная сетка»), так и на головной части («только носовая»). Влияние головной части для разных форм флаттера и чисел M было определено в программе КС-М.

В частности, наличие аэродинамики на поверхностях и лишь на головной части корпуса для симметричной формы флаттера крыла практически не привело к изменению критической скорости и частоты флаттера, для антисимметричной формы критическая скорость уменьшилась на 7 %, что вполне соответствует прогнозам.

Для симметричной формы флаттера руля отсутствие аэродинамики на цилиндрической части корпуса привело к уменьшению критической скорости на 6 %. При этом представляется логичным не задавать аэродинамическую сетку на цилиндрической части корпуса.

В ходе расчетов в КС-М для каждого режима задавались значения плотности, числа M , а также числа Струхали Sh и определялась критическая скорость флаттера. По ее величине и частоте флаттера задавалось число Sh , соответствующее полученному критическому режиму, и это значение было исходным для расчета в следующем приближении. Примеры итераций приведены на рис. 1.

Флаттер крыла

В *MSC.Nastran* расчеты проведены традиционным изменением скорости полета $V = V_{\min} \dots V_{\max}$ с шагом ΔV при постоянных значениях M и плотности воздуха ρ (метод $p - k$). Расчетный базис – 15 собственных то-

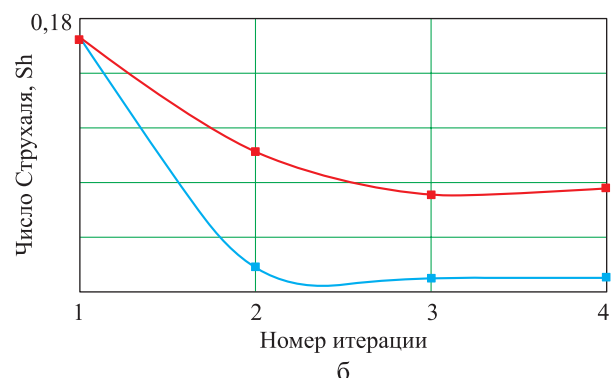
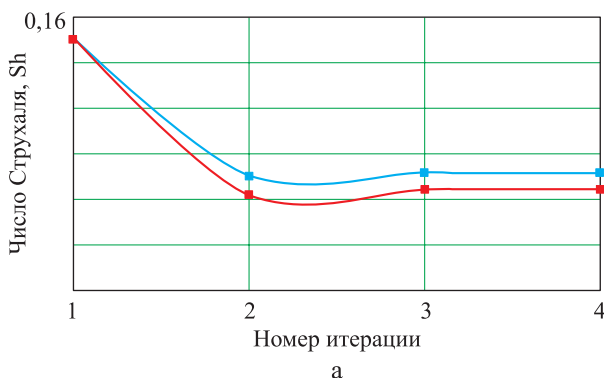


Рис. 1. Сходимость по числам Струхали Sh для двух форм флаттера (а, б):
—■— симметричной модели; —■— антисимметричной модели



нов (с учетом тонов твердого тела). При конструкционном демпфировании с логарифмическим декрементом 0,05 (относительный показатель затухания $\zeta = 0,008$) числа M/M_0 имели следующие значения: 0,9; 1,1; 1,2; 1,5; 1,7.

На рис. 2 показаны результаты расчетов на флаттер полного БЛА («флаттер крыла») по КС-М. Расчетный базис – 14 собственных тонов (с учетом тонов твердого тела), конструкционное демпфирование то же, что и в математических моделях *MSC.Nastran*. С увеличением

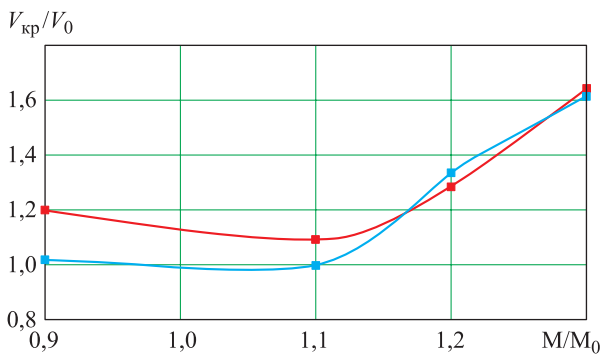


Рис. 2. Критическая скорость флаттера крыла:
 — симметричной модели;
 — антисимметричной модели

числа M растет критическая скорость флаттера $V_{кр}$. При этом отличия между симметричной и антисимметричной формами флаттера существенно сокращаются.

На рис. 3 и в табл. 3 отражено изменение частоты и демпфирования колебаний на плоскости корней – относительного показателя затухания ζ и частоты f для той же формы флаттера, которая была вычислена ранее в программе *MSC.Nastran*. Режимы полета соответствуют разным сочетаниям чисел M и значениям безразмерной высоты H/H_0 . Параметром является скорость полета, в любом варианте с ее увеличением частота колебаний растет. Флаттер при $\zeta = 0$ наблюдается лишь на сверхзвуковом режиме при максимальной плотности, соответствующей $H/H_0 = 6$. При этом есть значительный запас по скорости, превышающий нормативный.

Критическая скорость для симметричной формы флаттера крыла на 8 % меньше, чем для антисимметричной, отличие в частотах флаттера составляет 3 %. Близость границ устойчивости можно объяснить значительной массой

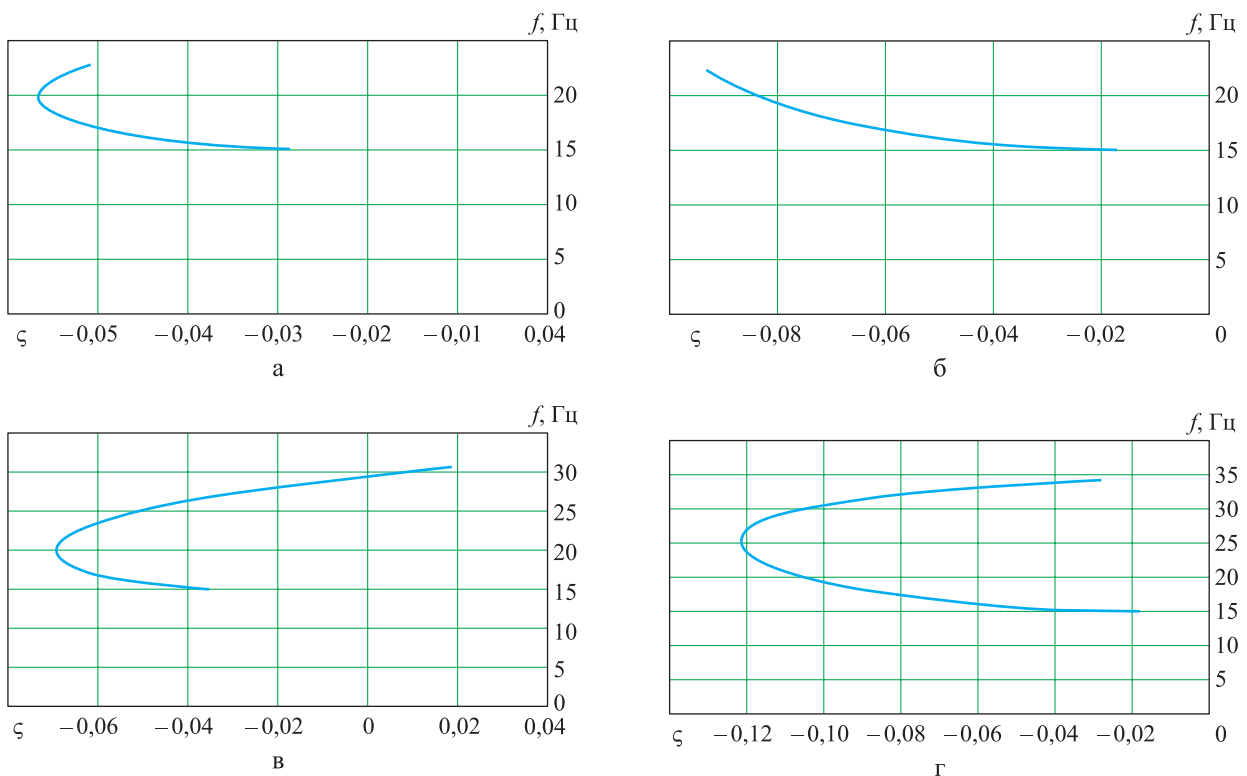


Рис. 3. Изменение частоты и демпфирования на плоскости корней при следующих комбинациях относительных высот и числах Маха:

а – $H/H_0 = 10, M/M_0 = 1,1$; б – $H/H_0 = 10, M/M_0 = 0,9$;
 в – $H/H_0 = 6, M/M_0 = 1,1$; г – $H/H_0 = 6, M/M_0 = 0,9$



Таблица 3

Флаттер крыла (антисимметричная модель)

H / H_0	M / M_0	Характерная частота, Гц	Логарифмический декремент	$V_{кр}$, м/с	$f_{фл}$, Гц
10	1,1	17	0,25	>650	>34,4
10	0,9	16	0,13	>650	>22,4
6	1,1	18	0,19	630	29,5
6	0,9	17	0,22	>650	>34,4

корпуса, когда колебания крыльев связаны слабо и приближаются к консольно-заделанным. В табл. 4 приведены значения $V_{кр}$ и $f_{фл}$ при изменении полной массы крыла. Несмотря на значительное изменение веса (до половины) минимум критической скорости изменяется в пределах 6 %.

Кроме того, была проведена расчетная имитация влияния выгорания топлива для симметричной формы флаттера и разных вариантов массы топлива: полной, половинной и нулевой. Получено, что изменение массы корпуса за счет выгорания топлива приводит к сравнительно небольшим изменениям критической скорости – до 10 % и частоты флаттера – до 6 %.

Для понимания механизма неустойчивости в ряде случаев существенное значение имеет оценка степени участия отдельных тонов в формировании флаттера. Такая оценка возможна по сравнительной величине энергии тонов на границе флаттера.

Расчет по программе КС-М позволил получить для флаттера крыла соотношения четырех тонов (рис. 4). Очевидно, что основными являются первые три тона, а вклад 4-го невелик.

Также важно значение производной показателя затухания δ по скорости потока на границе флаттера. Этим значением во многом

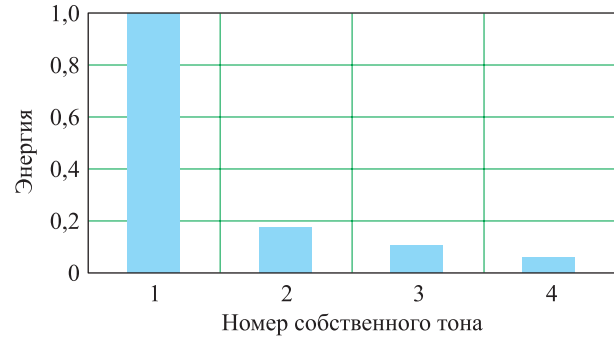


Рис. 4. Энергия собственных тонов при флаттере крыла: 1 – симметричный изгиб крыла первого тона; 2 – изгиб корпуса первого тона; 3 – вращение руля; 4 – симметричное кручение крыла

определяется характер флаттера, так же как и точность самой оценки границы. Очевидно, ошибки будут больше при малой величине этой производной, и наоборот. Количественное сравнение производной затухания для флаттера крыла и рулевой формы приведено в табл. 5. Стоит отметить почти двукратное превышение

Таблица 5

Производная показателя затухания по скорости (при $V = V_{кр}$, КС-М)

Форма флаттера	M / M_0	$d\delta / dv$
Крыльевая	1,1	39
Рулевая изгибно-вращательная	1,2	58

производной для консольного флаттера руля по сравнению с крыльевой и корпусно-рулевой формами. Это свидетельствует о более резком изменении демпфирования и нарастания автоколебаний. Однако граница флаттера при наличии помех, всегда имеющих в эксперименте, определяется более четко.

Флаттер органов управления

В ходе расчетов получены симметричная и антисимметричная формы флаттера органов управления, точнее – корпусно-рулевые фор-

Таблица 4

Значения критической скорости и частоты флаттера в зависимости от веса крыла (симметричная модель)

Крыло	$V_{кр}$						$f_{фл}$					
	M / M_0						M / M_0					
	0,6	0,9	1,1	1,2	1,3	1,5	0,6	0,9	1,1	1,2	1,3	1,5
Облегченное	467	401	395	495	471	879	26,1	19,0	18,2	23,5	19,9	35,6
Номинальное	465	388	382	508	556	877	19,9	14,3	13,9	19,3	19,9	27,6
Утяжеленное	463	382	387	526	506	913	16,7	11,9	12,0	17,2	14,7	24,4



мы. На рис. 5 представлены годографы на плоскости корней при $M/M_0 = 1,2$, одинаковыми маркерами и цветом выделены пары корней (собственных тонов), формирующие одну из форм флаттера. На рис. 6 приведены зависимости критической скорости симметричных и антисимметричных форм флаттера рулей от числа M при $H = 0$. Расчеты выполнены в *MSC.Nastran*.

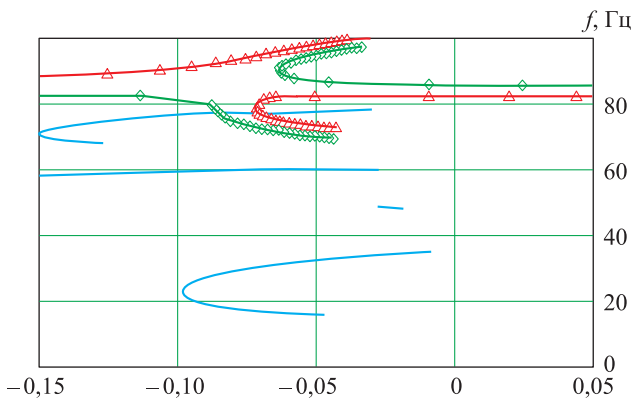


Рис. 5. Годографы на плоскости корней при $M/M_0 = 1,2$

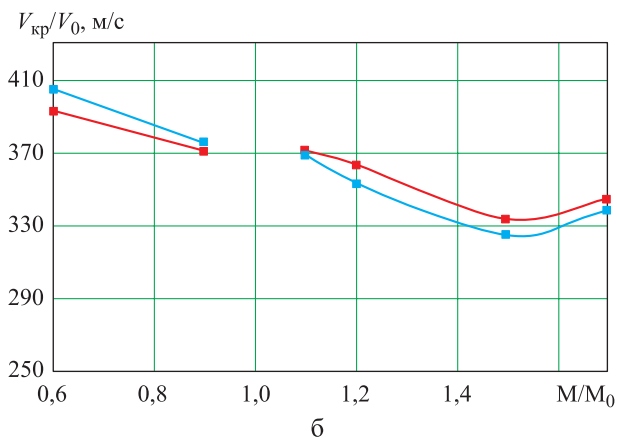
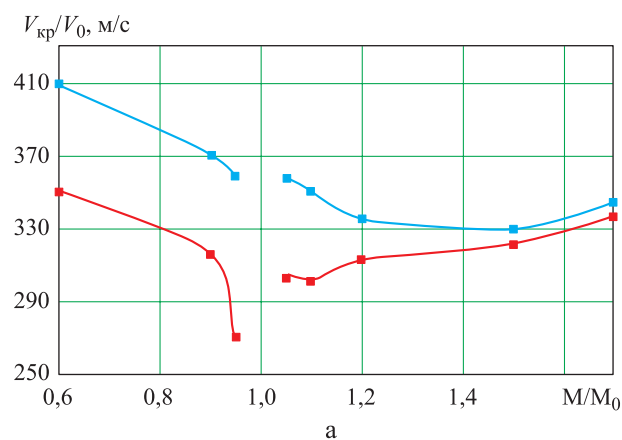


Рис. 6. Зависимости критической скорости $V_{кр}$ симметричных (а) и антисимметричных (б) форм флаттера рулей от числа M при $H = 0$:
 — верхний руль; — нижний руль

Отметим близкие значения критической скорости для двух рулей и сближение частот рулевых тонов по годографу корней при фиксированном значении числа M . То же имеет место при изменении числа M , притом вблизи максимальных значений критические скорости симметричных колебаний рулей практически совпадают. На таких режимах и вблизи них, как показывает эксперимент, могут наблюдаться очень низкочастотные биения и переход от одной формы флаттера к другой с разными отношениями амплитуд колебаний рулей.

На рис. 7 приведена зависимость показателя затухания (действительной части корня) от числа M , полученные расчетом по КС-М.

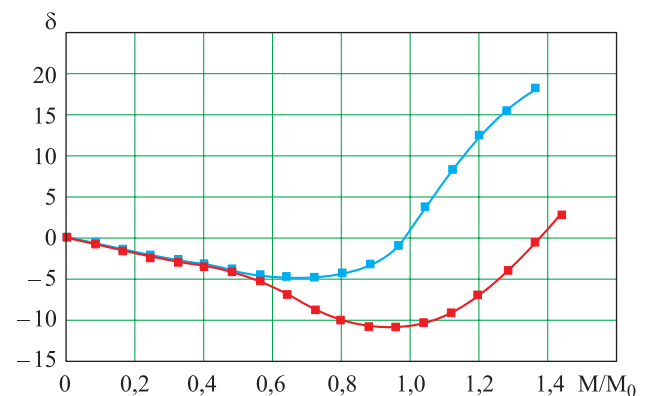


Рис. 7. Показатель затухания (действительная часть корня) для флаттера 1-го (—) и 2-го (—) рулей

Собственные частоты рулей без потока были достаточно близкими; в потоке с увеличением скорости они вначале расходятся (при этом границы флаттера достаточно разнесены) и на максимальной скорости частоты снова сближаются.

В КС-М выполнена оценка степени участия отдельных тонов в формировании корпусно-рулевой формы флаттера для одного из рулей. Эта оценка проиллюстрирована в табл. 6 безразмерной величиной энергии тонов на границе флаттера.

Таблица 6

Энергия собственных тонов корпусно-рулевой формы флаттера

M / M_0	Собственный тон колебаний			
	Изгиб руля 1-го тона	Вращение руля	Изгиб корпуса 1-го тона	Изгиб руля 2-го тона
1,2	1,0	0,30	0,12	0,17
1,5	1,0	0,26	0,03	0,02



По данным табл. 6 можно сделать вывод о том, что корпусно-рулевая форма флаттера близка по энергии к консольной форме флаттера руля, которая определяется в основном его изгибом 1-го тона и вращением. Вклад двух других тонов оказывается относительно малым.

Заключение

Проведены исполнительные расчеты для симметричных и антисимметричных форм флаттера крыльев и оперения.

На основании результатов можно заключить, что отличие критической скорости консольной формы флаттера крыла и формы флаттера крыла симметричной модели мало, а влияние выгорания топлива на флаттер невелико.

Наиболее опасными оказались рулевые формы флаттера. Малые отличия парциальных частот рулей приводят к появлению двух форм с близкими величинами критической скорости флаттера. Результаты исследования будут полезны в цикле расчетно-экспериментальных работ по предотвращению опасных автоколебаний в полете, в частности флаттера БЛА. *Работа выполнена во ФГУП «Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н. Е. Жуковского».*

Список литературы

1. Аэроупругость / *А. М. Матвиенко, А. И. Акимов, М. Г. Акопов* [и др.] // *Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV–21. Самолеты и вертолеты. Кн. 1. Аэродинамика, динамика полета и прочность. М.: Машиностроение, 2002. С. 627–692.*
2. *Парафесь С. Г., Смыслов В. И.* Методы и средства обеспечения аэроупругой устойчивости беспилотных летательных аппаратов. М.: Изд-во МАИ, 2013. 176 с.
3. *Долгополов А. В., Леонтьева Р. В., Смыслов В. И.* Наземные резонансные испытания беспилотного летательного аппарата с применением многоканального оборудования // *Вестник Концерна ВКО «Алмаз – Антей».* 2016. № 4. С. 72–80.
4. *Буньков В. Г., Ишмуратов Ф. З., Мосунов В. А.* Решение некоторых задач аэроупругости на основе современной версии полиномиального метода Ритца. *Труды ЦАГИ, Вып. 2664, 2004. С. 97–116.*
5. MSC.Nastran Aeroelastic Analysis User's Guide // SCRIBD. URL: <https://ru.scribd.com/document/20953143/MS-C-Nastran-Aeroelastic-Analysis-User-s-Guide> (data access 20.05.2018).

Поступила 02.04.18

Мосунов Валерий Аркадьевич – кандидат технических наук, старший научный сотрудник ФГУП «Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н. Е. Жуковского», г. Жуковский.
Область научных интересов: динамика и прочность летательных аппаратов.

Рябыкина Регина Владимировна – ведущий инженер ФГУП «Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н. Е. Жуковского», г. Жуковский.
Область научных интересов: динамика и прочность летательных аппаратов.

Смыслов Всеволод Игоревич – доктор технических наук, главный научный сотрудник ФГУП «Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н. Е. Жуковского», г. Жуковский.
Область научных интересов: динамика и прочность летательных аппаратов.

Фролов Александр Владимирович – кандидат технических наук, ведущий инженер ФГУП «Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н. Е. Жуковского», г. Жуковский.
Область научных интересов: динамика и прочность летательных аппаратов.



Experience of computational research on the flutter of an unmanned aerial vehicle

The paper focuses on the sequence of computational and experimental investigations on the flutter. We set the initial data for the unmanned aerial vehicle and built the mathematical models. Furthermore, we did parametric analysis of symmetric and antisymmetric flutter shapes of the wings and the tail, studied the aerodynamics effect on the body of the vehicle, gave the examples of the calculation data on the base of KS-M and MSC.Nastran software.

Keywords: flutter, unmanned aerial vehicle, computational and experimental investigations, symmetric model, antisymmetric model.

Mosunov Valeriy Arkad'evich – Candidate of Engineering Sciences, Senior Research Fellow, the Central Aerohydrodynamic Institute named after N. E. Zhukovsky, Zhukovsky.

Science research interests: dynamics and strength of aerial vehicles.

Ryabykina Regina Vladimirovna – Leading Engineer, the Central Aerohydrodynamic Institute named after N. E. Zhukovsky, Zhukovsky.

Science research interests: dynamics and strength of aerial vehicles.

Smyslov Vsevolod Igorevich – Doctor of Engineering Sciences, Chief Research Fellow, the Central Aerohydrodynamic Institute named after N. E. Zhukovsky, Zhukovsky.

Science research interests: dynamics and strength of aerial vehicles.

Frolov Aleksandr Vladimirovich – Candidate of Engineering Sciences, Leading Engineer, the Central Aerohydrodynamic Institute named after N. E. Zhukovsky, Zhukovsky.

Science research interests: dynamics and strength of aerial vehicles.