

ПРОЧНОСТЬ И ТЕПЛОВЫЕ РЕЖИМЫ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

УДК 629.7.015.4

DOI:10.34759/vst-2020-1-108-121

АНАЛИЗ ДИНАМИЧЕСКОЙ РЕАКЦИИ И ЭФФЕКТИВНОСТИ СИСТЕМЫ ПОДАВЛЕНИЯ ФЛАТТЕРА МАГИСТРАЛЬНОГО САМОЛЕТА В ТРАНСЗВУКОВОМ РЕЖИМЕ ПОЛЕТА

Кузьмина С.И.*, **Ишмуратов Ф.З.****, **Поповский В.Н.*****, **Карась О.В.******

*Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского,
ЦАГИ, ул. Жуковского, 1, Жуковский, Московская область, 140180, Россия*

** e-mail: kuzmina@tsagi.ru*

*** e-mail: fanil.ishmuratov@tsagi.ru*

**** e-mail: stataer@tsagi.ru*

***** e-mail: skomorokhov@tsagi.ru*

Статья поступила в редакцию 28.11.2019

Дано краткое описание разработанного математического обеспечения для исследования проблем аэросервоупругости в трансзвуковом потоке. Представлены и проанализированы результаты расчетов динамической реакции и флаттера среднемагистрального пассажирского самолета с крылом большого удлинения. Обсуждается построение и исследование эффективности системы подавления флаттера для данного самолета, обеспечивающей требуемые запасы аэроупругой устойчивости в трансзвуковом режиме полета.

Ключевые слова: аэроупругость, флаттер, динамическая реакция, трансзвуковой поток, система подавления флаттера.

Введение

Аэросервоупругость — сравнительно молодая дисциплина в ряду других традиционных областей авиационной науки, таких, как аэродинамика, прочность конструкции, динамика полета. Систематическое развитие аэросервоупругости началось примерно пятьдесят лет назад, когда при проектировании нескольких новых самолетов, таких, как Boeing-767 и Airbus A-320, были разработаны и внедрены системы управления полетом,

которые могли быть использованы также для активного подавления флаттера, снижения маневренных и ветровых нагрузок [1—3].

Концепция активного подавления флаттера была разработана для повышения скорости флаттера без серьезных изменений конструкции самолета и без увеличения массы [4—7]. Эта концепция основана на том, что автоматическая система управления отклоняет управляющие поверхности на крыле в ответ на перемещения конструк-

ции таким образом, что скорость флаттера в замкнутой системе увеличивается. Для того чтобы разработать эффективную систему активного подавления флаттера, необходимо вначале создать достаточно точную аэроупругую математическую модель самолета, определить его характеристики флаттера, а затем при помощи системы управления изменить характеристики аэроупругости самолета с целью увеличения критической скорости флаттера.

Модели аэросервоупругости могут быть нелинейными из-за конструкционных, аэродинамических нелинейностей и/или нелинейностей в системе управления [8—10]. В частности, нелинейности в нестационарном трансзвуковом потоке обусловлены наличием смешанных дозвуковых — сверхзвуковых зон обтекания. Присутствие скачков уплотнения на поверхности крыла в трансзвуковом режиме полета может служить причиной возникновения двух опасных типов явлений: трансзвукового флаттера и автоколебаний с предельным циклом. При увеличении скорости полета от дозвуковой до трансзвуковой кардинальное изменение механизма флаттера вызвано значительными изменениями аэродинамических характеристик несущей поверхности, в частности увеличением коэффициента подъемной силы и смещением аэродинамического фокуса назад от четверти хорды до середины хорды.

Хотя влияние этих аэродинамических эффектов на снижение критической скорости трансзвукового флаттера очевидно, однако объяснение механизма возникновения трансзвукового флаттера требует комплексного учета как аэродинамических, так и конструктивных свойств, в частности распределения масс и жесткостей конструкции.

Для активного подавления флаттера обычно применяется многоуровневый автоматический регулятор (управляющее устройство) с обратной связью, разработанный на основании стандартной методологии использования замкнутого контура, основанной, например, на законах линейного оптимального управления. Важно, чтобы законы управления были работоспособными по отношению к моделированию неопределенностей и определению погрешностей в широком диапазоне рабочих параметров. Поэтому для практического применения используются специальные надежные и адаптивные управляющие устройства. В одной из первых практических демонстраций активной системы подавления флаттера в 1973 году в США, проведенной по программе LAMS, было получе-

но заметное повышение скорости флаттера замкнутой системы для самолета Boeing B-52 [11].

Основной трудностью в анализе характеристик аэросервоупругости является выбор подходящей нестационарной аэродинамической модели несущих поверхностей самолета. Большинство практических расчетных исследований характеристик аэроупругости самолетов в настоящее время выполняется в основном с использованием линейных методов определения аэродинамических сил, таких, как метод дискретных диполей (МДД). Применение нелинейных моделей аэросервоупругости, которое включает трансзвуковое обтекание с возникающими скачками уплотнения, требует использования современных надежных методов вычислительной газовой динамики (Computational Fluid Dynamics (CFD)) [12—16]. Примерами могут служить такие явления, как тряска элеронов на маневренных самолетах при околозвуковых скоростях полета и трансзвуковой бафтинг [17]. В этом случае требуется разработка соответствующей модели вычислительной газовой динамики, основанной либо на теории полного потенциала, либо на методах, учитывающих пограничный слой и вязко-невязкое взаимодействие, либо на методах решения уравнений Навье—Стокса, в зависимости от компоновки самолета, чисел Маха и Рейнольдса [18]. Возможно также использование CFD-моделей для определения линеаризованных аэродинамических сил и расчетов характеристик аэроупругости в частотной области. Целью такого подхода является возможность применения единой линеаризованной модели во всей области изменения параметров полета (числа Маха, угла атаки и т.д.) вместо длительных расчетов с применением CFD для каждого из таких параметров в отдельности.

Один из таких подходов использован в данной работе. На его основе исследованы динамическая реакция и характеристики флаттера самолета в трансзвуковом потоке. Показано, что учет трансзвуковых особенностей обтекания приводит к существенному снижению скорости флаттера в диапазоне больших дозвуковых чисел Маха (появляется так называемая «трансзвуковая ложка»). Продемонстрированы построение и исследование эффективности системы подавления флаттера для рассматриваемого самолета, обеспечивающей требуемые запасы аэроупругой устойчивости в трансзвуковом диапазоне чисел Маха.

Решение задач аэроупругости самолета в трансзвуковом потоке

Для решения задач аэроупругости самолета в трансзвуковом потоке в данной работе согласованно используются следующие подходы:

— метод расчета нестационарных аэродинамических сил в трансзвуковом потоке с использованием уравнений Эйлера с учетом вязкости обтекания и соответствующего математического обеспечения, реализованного в расчетном комплексе BLWF [19];

— алгоритм расчета характеристик аэроупругости самолета на основе полиномиального метода Ритца, реализованного в многодисциплинарной системе проектирования авиационных конструкций АРГОН [20, 21];

— математические модели систем управления и методы решения задач аэроупругости в частотной, временной и корневой областях, реализованные в расчетном комплексе FRECAN [22].

В настоящей работе приведены результаты исследований особенностей динамической реакции упругой конструкции в трансзвуковом потоке с использованием гармонического решения линейаризованных уравнений Эйлера в трансзвуковом вязком потоке, реализованного в программах BLWF100 и BLWF120 [19, 23].

Программа BLWF100 предназначена для оперативного расчета до-, транс- и сверхзвукового обтекания многоэлементных аэродинамических компоновок с учетом влияния вязкости на крыльях, в том числе в присутствии умеренных отрывов. Расчет нестационарного, гармонически возмущенного по времени обтекания выполняется программой BLWF120. При расчетах по программам BLWF100 и BLWF120 нестационарное гармоническое по времени обтекание определяется в результате конечноразностного решения системы линейаризованных нестационарных уравнений Эйлера. При этом предварительно рассчитывается необходимое стационарное поле течения в рамках итерационной схемы вязко-невязкого взаимодействия теории пограничного слоя.

Для описания движения конструкции используются уравнения в модальных координатах, полученные в системе АРГОН.

Динамическая реакция упругой конструкции в трансзвуковом потоке

Одной из важных особенностей динамической реакции конструкции в трансзвуковом потоке является взаимодействие движения скачка уплот-

нения с упругими колебаниями конструкции. Данная особенность зависит от режима обтекания (числа Маха, угла атаки, амплитуды колебаний, вязкости потока, наличия отрывов) и проявляется в виде возникновения нелинейного демпфирования и флаттера, сложной зависимости динамических нагрузок от параметров обтекания.

Здесь мы рассмотрим несколько типов динамической реакции в частотной области в диапазоне частот низших тонов упругих колебаний: изгибающий момент в корне крыла при гармонических колебаниях элерона и при воздействии гармонического порыва, а также перегрузку в концевой части крыла при гармонических колебаниях элерона. Эти характеристики важны при исследовании динамического нагружения и систем активного снижения нагрузок и перегрузок.

Численные результаты получены для проекта среднемагистрального пассажирского самолета (СМС) с трансзвуковой крейсерской скоростью полета при числе Маха $M = 0.82$. Рассматривается самолет традиционной компоновки с крылом большого удлинения $\lambda = 12.5$ с двумя двигателями на пилонах под крылом. На крыле применены суперкритические профили с толщиной 15.8% в корне, 11% на изломе и 9% в конце. Расчетные схемы СМС, разработанные для метода дискретных диполей (МДД) и трансзвуковой программы BLWF, показаны на рис. 1. Результаты некоторых исследований, полученные ранее для данной расчетной модели, представлены в работах [19, 23, 24].

На рис. 2 показано сравнение частотных характеристик (ЧХ) по изгибающему моменту в корне крыла от гармонических отклонений элерона в разных режимах обтекания и для разных чисел Маха. Для сравнения ЧХ показаны для одного значения индикаторной скорости $V_{EAS} = 500$ км/час, близкой к скорости крейсерского полета. Рассмотрены два типичных режима, различающиеся нагрузкой и вязкостью. Первый режим ($C_y = 0.1$, $Re = 3$ млн) является типичным для испытаний аэроупругих моделей в трансзвуковой аэродинамической трубе (АДТ), а второй ($C_y = 0.5$, $Re = 23$ млн) — для крейсерского полета натурного самолета. Для оценки чувствительности характеристик по каждому из параметров приведены результаты также для промежуточных режимов ($C_y = 0.1$, $Re = 23$ млн) и ($C_y = 0.5$, $Re = 3$ млн). Анализ показывает, что при дозвуковых числах Маха динамическая реакция мало зависит от указанных двух параметров. При трансзвуковом крейсерском числе Маха $M = 0.82$ результаты су-

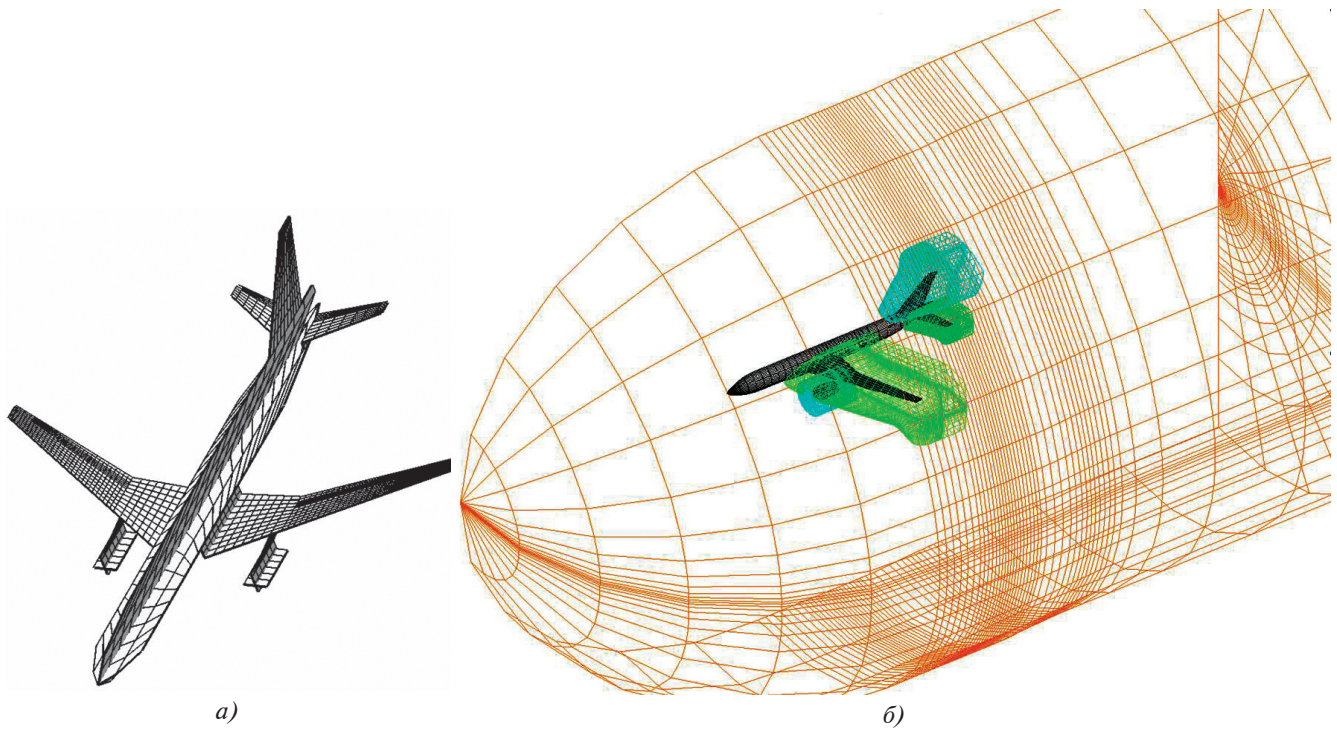


Рис. 1. Аэродинамическая модель СМС и расчетные сетки для МДД (а) и BLWF (б)

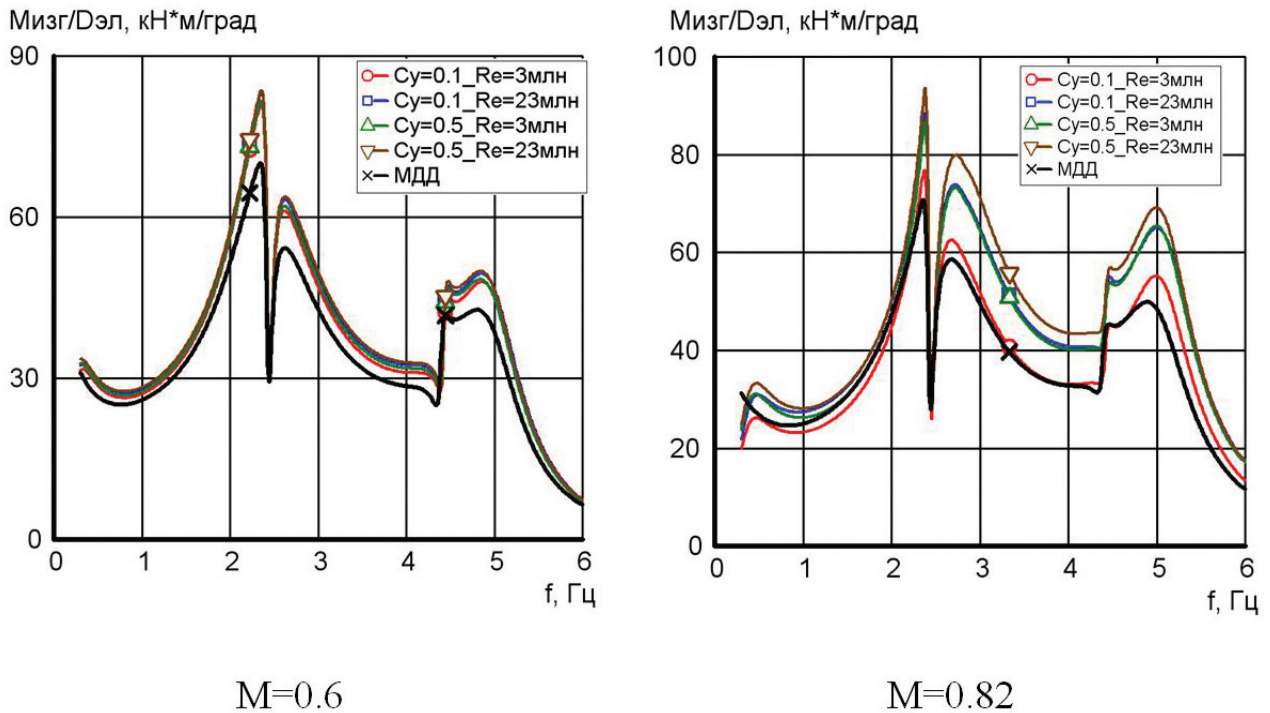
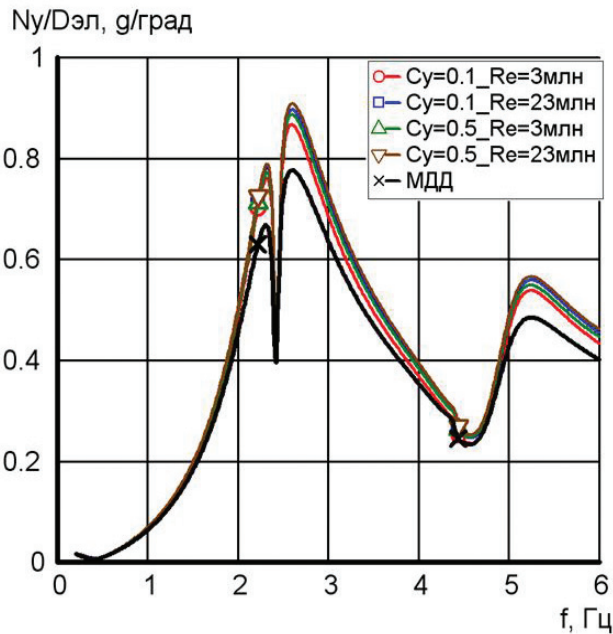


Рис. 2. Сравнение ЧХ по изгибающему моменту в корне крыла от гармонических отклонений элерона в разных режимах обтекания; $V_{EAS} = 500$ км/час

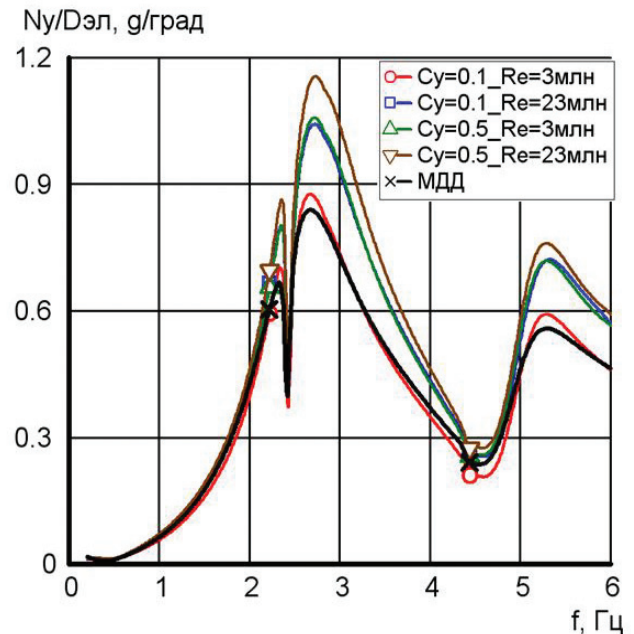
шественно зависят от режима обтекания: для режима, соответствующего крейсерскому полету, нагрузки выше на 20—25% по сравнению с режимом АДТ. При увеличении числа Маха до 0.9 нагрузка меньше при больших значениях C_y . Также следует отметить, что при больших числах

Маха линейная теория (МДД) дает существенно завышенные результаты.

Примерно похожее влияние режима обтекания можно видеть и для динамической реакции по перегрузке в концевой части крыла (рис. 3): при $M = 0.6$ влияние небольшое, при $M = 0.82$ на



M=0.6



M=0.82

Рис. 3. Сравнение ЧХ по перегрузке в конце крыла от гармонических отклонений элерона в разных режимах обтекания; $V_{EAS} = 500$ км/час

крейсерском режиме отклики на 20–25% выше, чем для режима АДТ, а при $M = 0.9$ отклики для режимов с большим C_y заметно ниже (рис. 4).

Рассмотренные особенности динамической реакции упругого самолета должны учитываться при построении и анализе активных систем управления в трансзвуковом потоке.

Построение и исследование эффективности системы подавления флаттера

Некоторые особенности характеристик флаттера рассматриваемого самолета в трансзвуковом потоке были исследованы в работах [19, 24]. Показано, что самолет, спроектированный по линейной аэродинамике и имеющий достаточные запасы по скоростному напору флаттера, не имеет достаточных запасов при учете трансзвукового обтекания. Типичный случай представлен на рис. 5, где показана зависимость скоростного напора двух форм флаттера от числа Маха. Низшая форма флаттера (4 Гц) обусловлена взаимодействием симметричных изгибных и крутильных деформаций крыла по первому тону с тангажными колебаниями двигателей. Вторая форма флаттера (6 Гц) обусловлена взаимодействием симметричных изгибных и крутильных деформаций концевой части крыла. В трансзвуковом диапазоне чисел Маха 0.8–0.85 не обеспечивается требуемый запас по скоростному напору $q_{фл} \geq 1.44q_D$

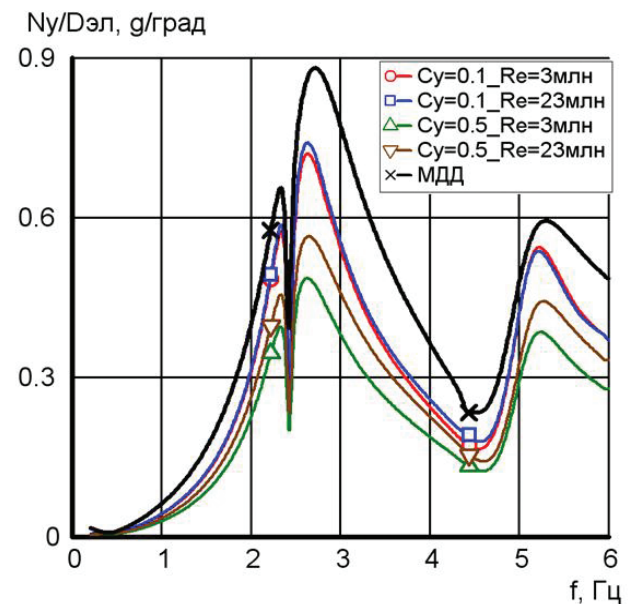


Рис. 4. Сравнение ЧХ по перегрузке в конце крыла от гармонических отклонений элерона в разных режимах обтекания; $M = 0.9$, $V_{EAS} = 500$ км/час

($V_{фл} \geq 1.2V_D$) для обеих форм флаттера (рис.5); здесь V_D и q_D – предельные значения скорости полета и соответствующего скоростного напора.

Для данного варианта самолета исследованы возможности повышения скорости флаттера с помощью активной системы управления, использующей симметричные отклонения элеронов.

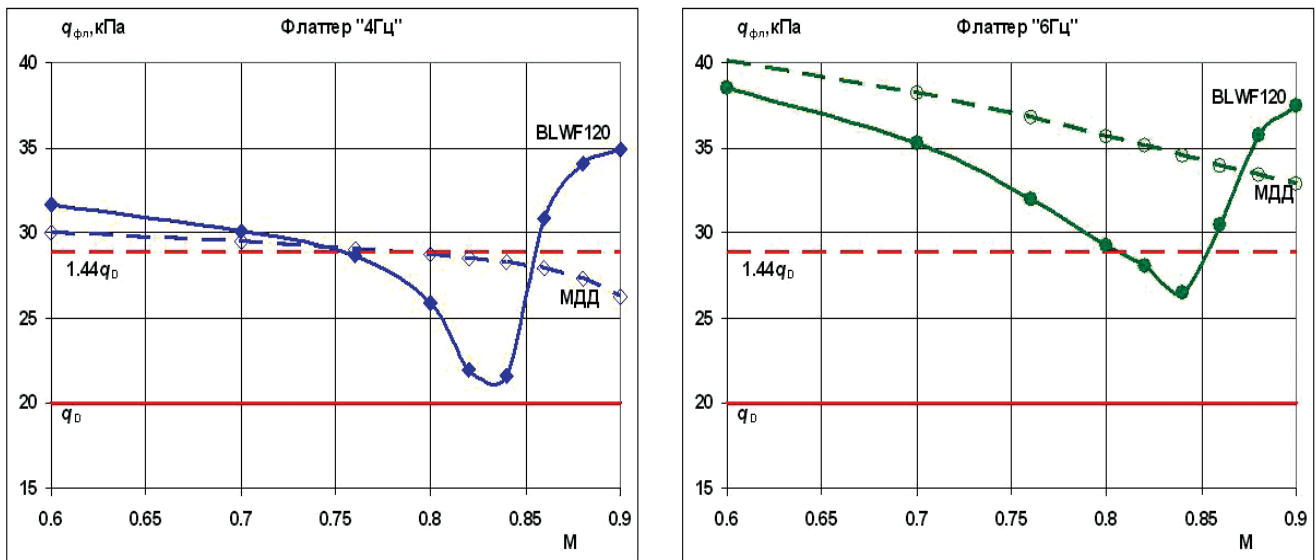


Рис. 5. Две формы флаттера. Сравнение результатов по трансзвуковой (BLWF120) и линейной аэродинамике (МДД)

Система подавления флаттера (СПФ) использует сигналы датчиков перегрузки в концевой части крыла. Для выбора положения датчика выполнен предварительный анализ частотных характеристик по перегрузке при гармонических отклонениях элерона. Анализ показал, что при установке датчика в сечении крыла в районе середины элерона обеспечивается хороший отклик вблизи частоты флаттера (рис. 6). Но наряду с этим полезным сигналом наблюдаются также большие отклики вблизи второго тона изгибных колебаний

крыла (около 6 Гц) и кручения концевой части крыла (16 Гц), а также отклики на частотах выше 20 Гц.

По результатам анализа была выбрана структурная схема СПФ, показанная на рис. 7. В ней сигнал с датчика перегрузки n_W через соответствующие фильтры и коэффициенты подается на вход рулевого привода элерона. Первый фильтр – фильтр низких частот с постоянной времени $T_3 = 0.009$ с – предназначен для подавления откликов на частотах выше 20 Гц. Второй фильтр – фильтр-пробка, настроенный на частоту 16 Гц, – предназначен для подавления откликов на частоте кручения концевой части крыла. Отклики на частоте 6 Гц, как показано ниже, имеют благоприятную фазу (достаточный запас устойчивости по фазе), поэтому нет необходимости в их подавлении.

Коэффициент усиления K_V настраивается в зависимости от скорости полета для оптимального подавления флаттера. После него сигнал обратной связи U_{FB} подается на вход рулевого привода элерона. Он суммируется с входным сигналом U_{inp} для анализа устойчивости в частотной области. Коэффициент усиления K_0 (равный 1 или 0) служит для замыкания и размыкания СПФ. В рулевом приводе учтено ограничение по скорости отклонения элерона, оно варьировалось от 30 до 100°/с.

Зависимость коэффициента K_V усиления от скорости для оптимального подавления флаттера определена на основе анализа частотных характеристик разомкнутого контура U_{FB}/U_{INP} в виде годографа Найквиста. Первоначальные расчеты ЧХ

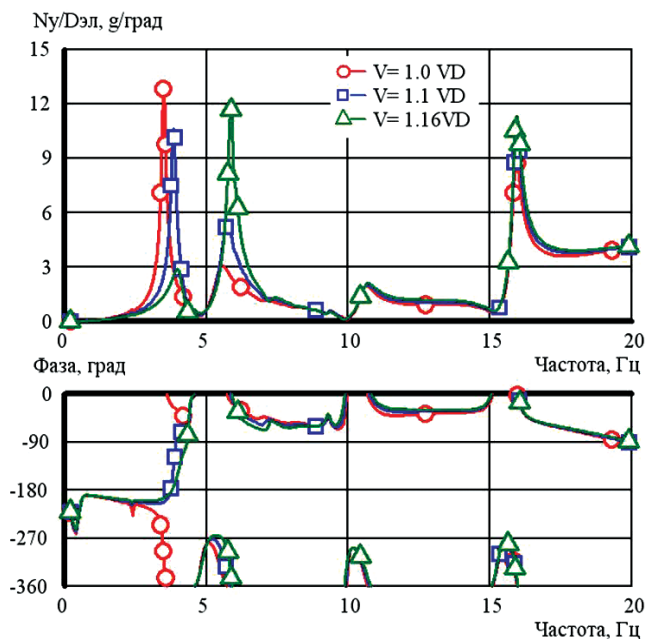


Рис. 6. Частотные характеристики по перегрузке при гармонических симметричных отклонениях элеронов

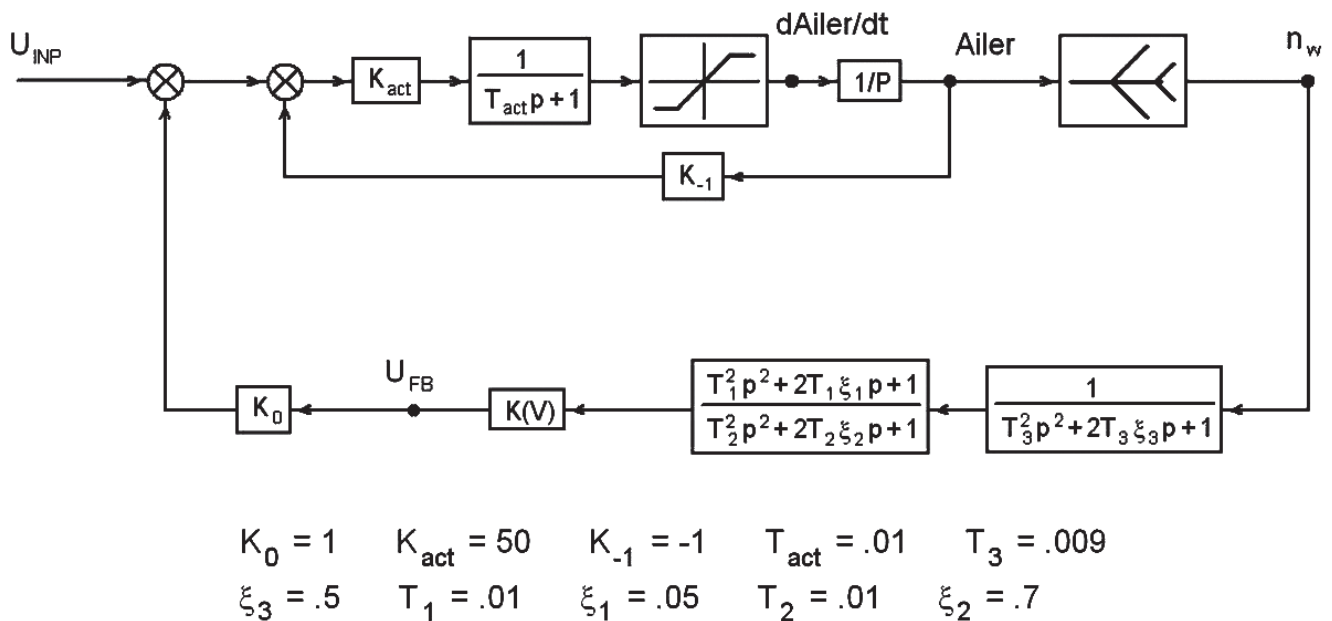


Рис. 7. Структурная схема и параметры системы подавления флаттера

выполнены для одного из наиболее критических режимов полета $M = 0.82$, $H = 10$ км, а затем полученный закон управления распространен на другие режимы полета. На рис. 8 приведены типичные примеры полученных ЧХ на комплексной плоскости для нескольких скоростей (в долях от предельной скорости полета V_D ; критическая точка на комплексной плоскости $(+1, 0j)$). Коэффициент усиления K_V для каждой скорости выбран так, чтобы обеспечивался примерно двукратный запас устойчивости по амплитуде сверху и снизу.

Полученная зависимость коэффициента усиления K_V от скоростного напора q представлена в виде функции скоростного напора K_q для возможности использования и на других режимах полета (рис. 9). При скоростных напорах ниже 20 кПа коэффициент K_q равен нулю (СПФ включается при приближении к границе флаттера), при увеличении скоростного напора q коэффициент усиления K_q плавно увеличивается до значения 1.5 град/г.

Для более наглядного представления повышения границы устойчивости выполнены расчеты корней замкнутой системы «самолет + СПФ» в зависимости от скорости потока. На рис. 10 показано сравнение вычисленных значений демпфирования и частот упругих колебаний от скоростного напора для разомкнутого и замкнутого контура (без СПФ и с СПФ). Видно, что скорость обеих форм флаттера заметно повышается. Скоростной напор флаттера повышается на 45% для

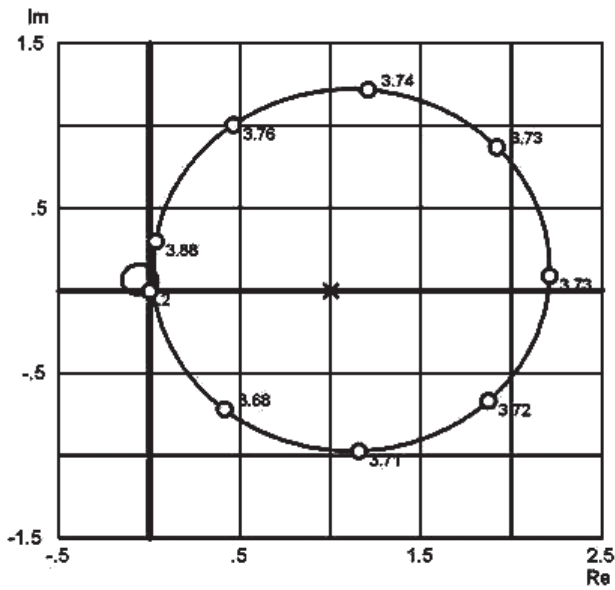
первой формы («4 Гц») и на 10% — для второй формы («6 Гц»).

Параметрические расчеты показали, что построенная система подавления флаттера (СПФ) обеспечивает требуемое повышение скоростного напора для обеих форм флаттера и на других режимах обтекания (рис. 11). Границы флаттера определены по анализу корней замкнутой системы «самолет + СПФ». Таким образом, в линеаризованной постановке применение СПФ решает поставленную задачу обеспечения запасов устойчивости по скоростному напору (при малых возмущениях).

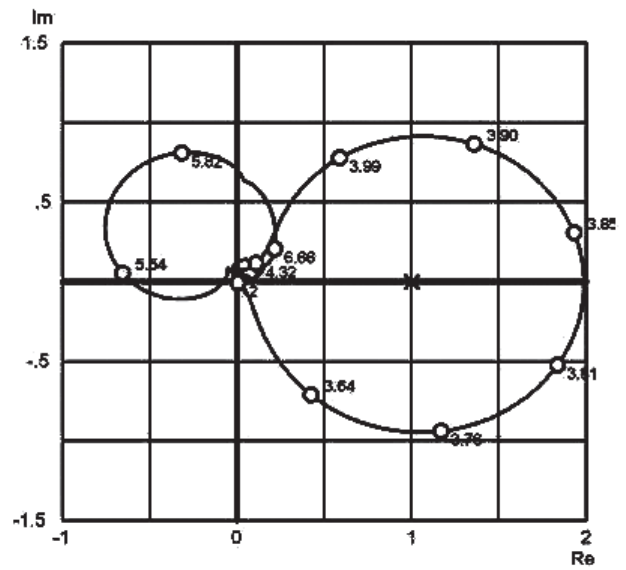
Далее исследована проблема устойчивости замкнутого контура «самолет + СПФ» при реальных внешних воздействиях. Задача решалась во временной области. Здесь необходимо учесть существенные нелинейности в СПФ и аэродинамике. Основным источником нелинейности является рулевой привод элерона, в котором скорость отклонения руля ограничена мощностью привода. Расчеты показали, что для обеспечения устойчивости необходима достаточно большая скорость отклонения элерона. Например, при типичном воздействии воздушного порыва

$$W = \frac{W_0}{2} \left(1 - \cos\left(\frac{2\pi Vt}{L}\right) \right)$$

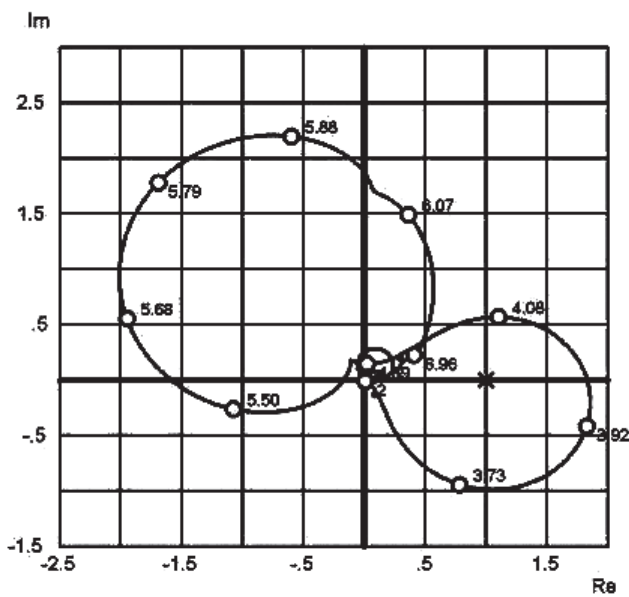
при длине порыва $L = 25 b_A$ (b_A — средняя аэродинамическая хорда крыла) и интенсивности порыва



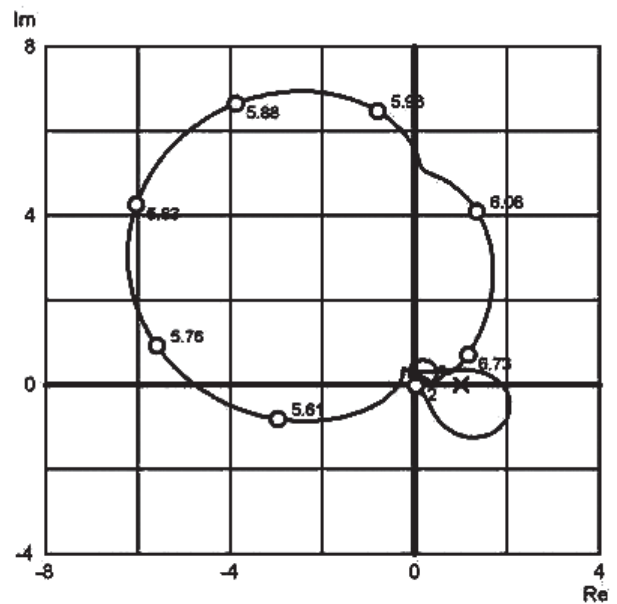
$V=1.061 V_D, K_V=-0.05 \text{ град/г}$



$V=1.093 V_D, K_V=-0.2 \text{ град/г}$



$V=1.125 V_D, K_V=-0.4 \text{ град/г}$



$V=1.158 V_D, K_V=-0.8 \text{ град/г}$

Рис. 8. Частотные характеристики разомкнутого контура в виде годографов Найквиста

$W_0 = 7.6 \text{ м/с}$ при скоростях потока $(1.0-1.1)V_D$ необходима скорость отклонения элерона $\delta_{\text{max}} = 100 \text{ град/с}$ (рис. 12). А при скорости $1.2V_D$ даже при $\delta_{\text{max}} = 100 \text{ град/с}$ СПФ обеспечивает устойчивость только при интенсивности порыва до

$W_0 = 4 \text{ м/с}$ (рис. 13). Заметим, что вопросы нормирования внешних возмущений при скоростях $V > V_D$ не полностью проработаны и требуют отдельного исследования.

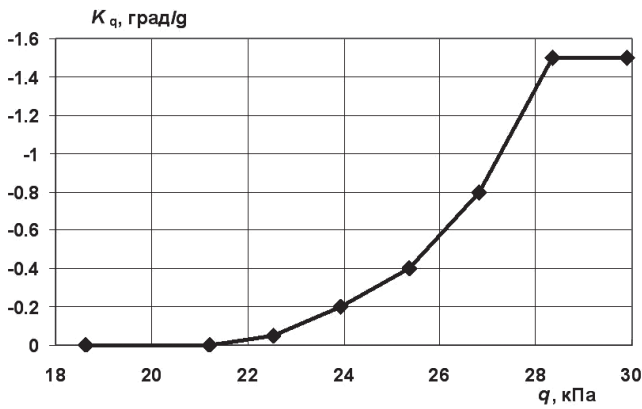


Рис. 9. Зависимость коэффициента усиления от скоростного напора

Выводы

Результаты исследований показали, что при трансзвуковом обтекании есть два важных фактора, влияющие на характеристики аэросервоупругости:

- базовое стационарное поле течения. Кроме числа Маха и плотности, базовое поле течения определяется углом атаки, кривизной профилей и круткой сечений;
- вязкость.

Эти факторы не учитываются в линейных методах определения аэродинамических сил при анализе характеристик аэросервоупругости, но

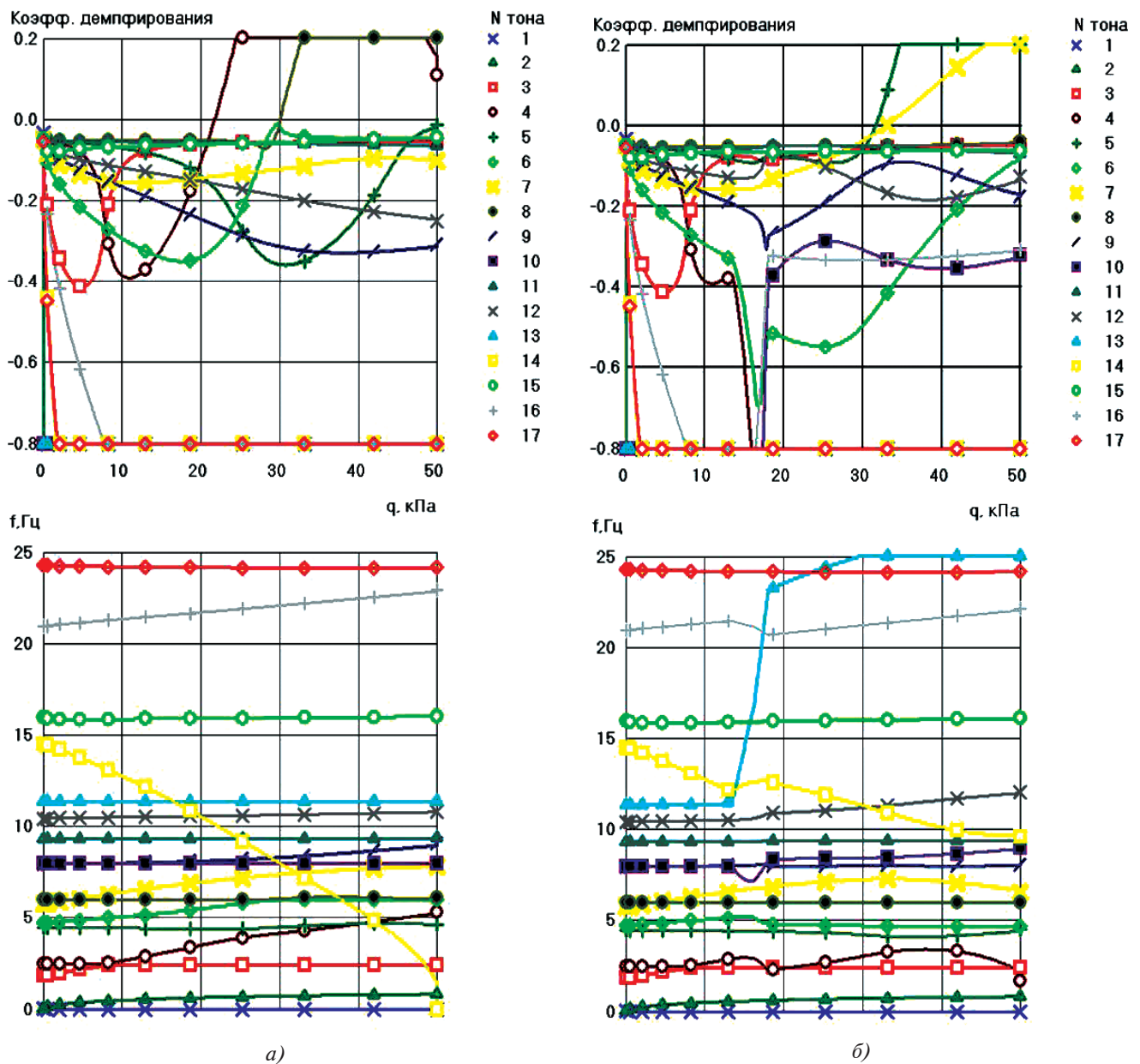


Рис. 10. Сравнение зависимости демпфирования и частот упругих колебаний от скоростного напора для разомкнутого и замкнутого контура (без СПФ и с СПФ): а — разомкнутый контур, $q_{фл} = 21.7$ кПа; б — замкнутый контур, $q_{фл} = 31.5$ кПа (+45%)

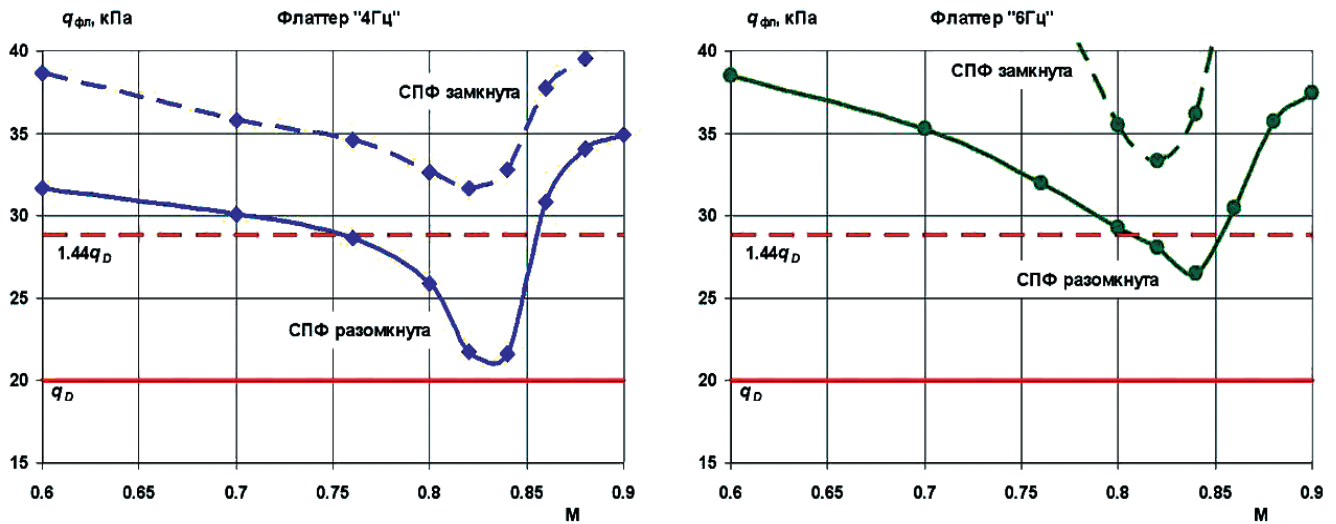


Рис. 11. Границы двух форм флаттера для разомкнутого и замкнутого контура «самолет + СПФ»

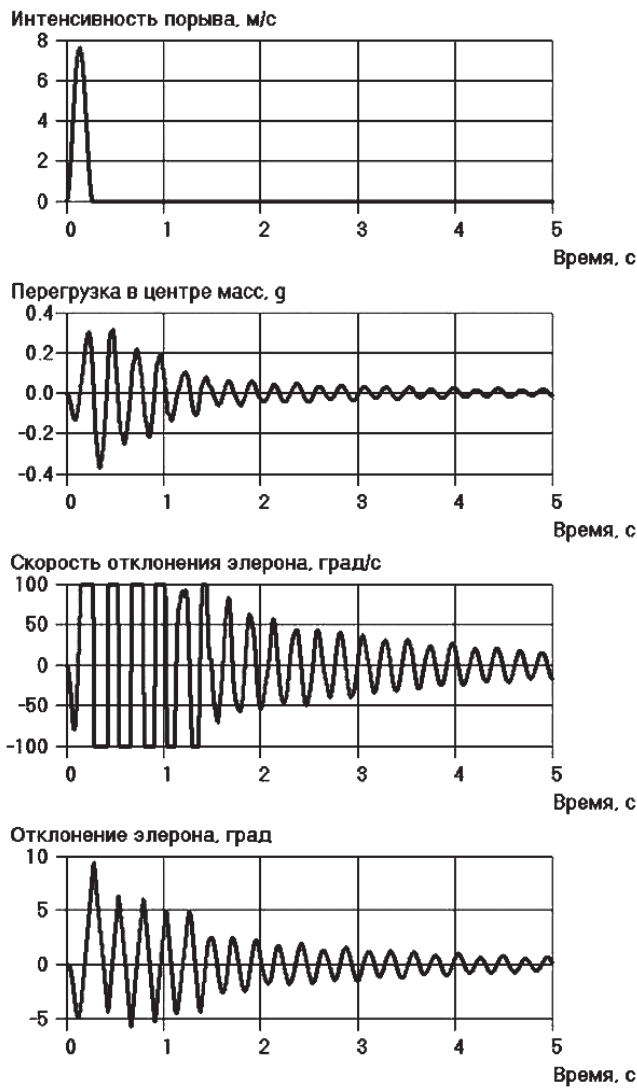


Рис. 12. Реакция на воздействие вертикального порыва с интенсивностью $W_0 = 7.6$ м/с самолета с замкнутой СПФ при $V = 1.1V_D$

они оказывают заметное влияние на динамическую реакцию конструкции в трансзвуковых режимах полета современных самолетов. Опыт применения разработанного подхода демонстрирует возможность эффективного решения задач построения и исследования систем активного управления упругим самолетом, а также задачи об аэроупругой устойчивости самолета с системой управления на трансзвуковых режимах полёта.

Библиографический список

1. Roger K.L., Hodges G.E., Felt L. Active flutter suppression – A flight test demonstration // Journal of Aircraft. 1975. Vol. 12. No. 6, pp. 551–556. DOI: 10.2514/3.59833
2. Nissim E. Active Flutter Suppression Using Trailing-Edge and Tab Control Surfaces // AIAA Journal. 1976. Vol. 14. No. 6, pp. 757–762. DOI: 10.2514/3.61416
3. Sensburg O., Honlinger H., Noll T. and Huttzell L. Active Flutter Suppression on an F-4F Aircraft // Journal of Aircraft. 1982. Vol. 19. No. 5, pp. 354–359. DOI: 10.2514/3.57404
4. Chen G., Sun J., and Li Y.-M. Adaptive Reduced-Order-Model-Based Control-Law Design for Active Flutter Suppression // Journal of Aircraft. 2012. Vol. 49. No. 4, pp. 973–980. DOI: 10.2514/1.C031236
5. Livne Eli. Aircraft Active Flutter Suppression: State of the Art and Technology Maturation Needs // Journal of Aircraft. 2018. Vol. 55. No. 1. DOI: 10.2514/1.C034442
6. Tewari A. Aeroservoelasticity: Modeling and Control. — Springer-Verlag New York, 2015. — 318 p. DOI: 10.1007/978-1-4939-2368-7
7. Zhang Z., Chen P.C., Yang S., Wang Z., Wang Q. Unsteady Aerostructure Coupled Adjoint Method for Flutter Suppression // AIAA Journal. 2015. Vol. 53. No. 8, pp. 2121–2129. DOI: 10.2514/1.j053495

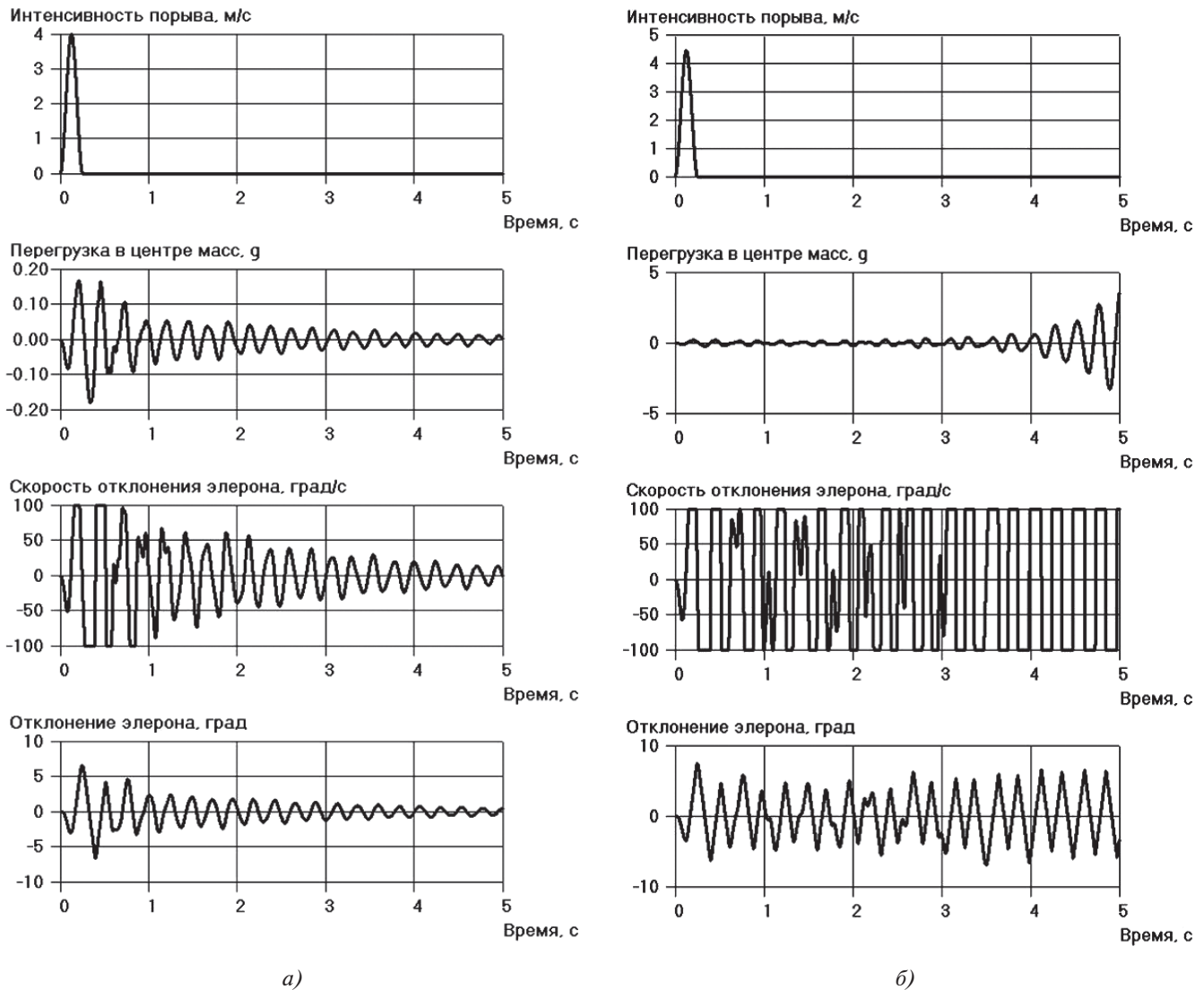


Рис. 13. Реакция на воздействие вертикального порыва с интенсивностью $W_0 = 4$ м/с (а) и $W_0 = 4.5$ м/с (б) самолета с замкнутой СПФ при $V = 1.2V_D$

8. *Moulin B.* Robust Controller Design for Active Flutter Suppression // AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit (16-19 August 2004, Providence, Rhode Island). AIAA Paper 2004-5115. DOI: 10.2514/6.2004-5115
9. *Быков А.В., Парафесь С.Г., Смыслов В.И.* Программно-аппаратный комплекс для проведения расчетно-экспериментальных исследований аэроупругой устойчивости летательных аппаратов // Вестник Московского авиационного института. 2009. Т. 16, № 5. С. 56–63.
10. *Алешин Б.С., Живов Ю.Г., Кувшинов В.М., Устинов А.С.* Активные системы управления самолетов: монография. – М.: Наука, 2016. – 215 с.
11. *Redd L.T., Gilman Jr., Cooley D.E., Sevart F.D.* Wind-Tunnel Investigation of a B-52 Model Flutter Suppression System // Journal of Aircraft. 1974. Vol. 11. No. 11, pp. 659-663. DOI: 10.2514/3.60401
12. *Edwards J.W., Wieseman C.D.* Flutter and Divergence Analysis Using the Generalized Aeroelastic Analysis Method // Journal of Aircraft. 2008. Vol. 45. No. 3, pp. 906–915. DOI: 10.2514/1.30078
13. *Schuster D.M., Liu D.D., Huttshell L.J.* Computational Aeroelasticity: Success, Progress, Challenge // Journal of Aircraft. 2003. Vol. 40. No. 5, pp. 843–856. DOI: 10.2514/2.6875
14. *Bendiksen O.* Review of unsteady transonic aerodynamics: Theory and application // Progress in Aerospace Sciences. 2011. Vol. 47. No. 2, pp. 135-167. DOI: 10.1016/j.paerosci.2010.07.001
15. *Danowsky B.P., Lieu T., Coderre-Chabot A.* Control Oriented Aeroservoelastic Modeling of a Small Flexible Aircraft Using Computational Fluid Dynamics and Computational Structural Dynamics // AIAA Paper 2016-1749. DOI: 10.2514/6.2016-1749
16. *Bendiksen O.* Energy Approach to Flutter Suppression and Aeroelastic Control // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 2001. Vol. 24. No. 1, pp. 176–184. DOI: 10.2514/2.4699

17. Брагин Н.Н., Ковалев В.Е., Скоморохов С.И., Слитинская А.Ю. К оценке границы начала бафтинга стреловидного крыла большого удлинения на трансзвуковых скоростях // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25. № 4. С. 16-27.
18. Mukhopadhyay V. Transonic Flutter Suppression Control Law Design and Wind-Tunnel Test Results // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 2000. Vol. 23. No. 5, pp. 930–937. DOI: 10.2514/2.4635
19. Kuzmina S., Zichenkov M., Ishmuratov F., Zichenkov M. Investigation of interaction of shock movement with structural elastic deformations in transonic flow // International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics IFASD-2013 (Bristol, UK, 24-26 June 2013). Vol. 3, pp. 1503-1516.
20. Гудилин А.В., Евсеев Д.Д., Ишмуратов Ф.З., Липин Е.К., Маркин В.Н., Мосунов В.А., Пантелеев И.М., Сотников С.В., Теняева В.Е., Тимонин А.С., Чедрик В.В. Комплекс программ аэропрочностного проектирования самолета «АРГОН» // Ученые записки ЦАГИ. 1991. Т. XXII. № 5. С. 89-101.
21. Ishmuratov F.Z., Chedrik V.V. ARGON Code: Structural Aeroelastic Analysis and Optimization // International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics IFASD-2003 (Amsterdam, 4-6 June 2003).
22. Зубаков А.В., Зубакова О.В., Ишмуратов Ф.З., Тимохин В.П. Программный комплекс расчета и анализа характеристик аэросервоупругости авиационных конструкций FRECAN. Свидетельство о государственной регистрации № 2015610225. Бюл. № 1(99), 20.01.2015.
23. Kuzmina S., Ishmuratov F., Karas O., Chizhov A. Dynamic response of an airplane elastic structure in transonic flow // 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences ICAS14 (St. Petersburg, Russia, 7-12 September 2014).
24. Kuzmina S., Ishmuratov F., Chizhov A., Karas O. Investigation of viscosity influence on transonic flutter // Transportation Research Procedia. 2018. No. 29, pp.191-201.

ANALYSIS OF DYNAMIC RESPONSE AND FLUTTER SUPPRESSION SYSTEM EFFECTIVENESS OF A LONG-HAUL AIRCRAFT IN TRANSONIC FLIGHT MODE

Kuz'mina S.I.* , Ishmuratov F.Z.** , Popovskii V.N.*** , Karas' O.V.****

Central Aerohydrodynamic Institute named after N.E. Zhukovsky,
TsAGI, 1, Zhukovsky str., Zhukovsky, Moscow Region, 140180, Russia

* e-mail: kuzmina@tsagi.ru

** e-mail: fanil.ishmuratov@tsagi.ru

*** e-mail: stataer@tsagi.ru

**** e-mail: skomorokhov@tsagi.ru

Abstract

The work is devoted to the study of aircraft aeroservoelasticity problems in transonic flight mode. Review of the state-of-the-art methods and computational algorithms used to obtain aeroservoelasticity characteristics was performed.

An agreed usage of the following approaches for the set problems solving is applied in the presented article:

- a method for unsteady aerodynamic forces computation in transonic flow using Euler equations with account for the flow viscosity,
- an algorithm for aircraft aeroelasticity characteristics computing based on the Ritz polynomial method,
- mathematical models of control systems and techniques for aeroservoelasticity problems solving in the frequency, time and root domains.

The developed methodology application has been demonstrated while the developing and studying the flutter suppression system (FSS) for medium-range aircraft with transonic cruise flight mode $M = 0.82$. Numerical results were obtained for the airplane of conventional layout with a high aspect ratio wing and two engines located on pylons under the wing. The results of computational studies of the aircraft dynamic response were obtained employing various aerodynamic models, i.e. transonic and linear ones. The numerical studies revealed that the aircraft does not possess sufficient margins on flutter speed in transonic flight mode. For the given aircraft version the possibilities for flutter speed increase by active control system, which employed symmetrical ailerons deflection were studied. Signals from deflection sensors, located on the wingtips, were used while FSS developing.

Gain dependence on the speed for optimal flutter suppression was performed based on the frequency characteristics analysis of the open loop in the form of Nyquist locus. For each speed, the gain was selected in such a way as ensure approximately double stability margin on amplitude. Comparison of damping and frequencies of elastic vibrations dependence on the flight speed for both open and closed loop was performed. Parametric calculations revealed that the developed FSS ensured the flutter speed increase by 45% for the first flutter form, and by 10% for the second one. Stability problem studies of the “aircraft + FSS” closed loop under the external impact. The problem was being solved in time domain. It was demonstrated that for ensuring the closed loop stability sufficiently higher speed of aileron deflection is required.

The obtained results of the study allowed conclude that two important factors, affecting aeroelasticity characteristics, exist at the transonic flow-around:

- basic stationary flow field effect on the aerodynamic derivatives. Besides the Mach number and density, the basic flow field is determined by the angle of attack, profiles curvature and sections twisting.
- viscosity effect on the aerodynamic derivatives.

These two factors are missing from the linear methods for aerodynamic forces determining, but their regard affects significantly dynamic response of modern aircraft. Application experience of the developed approach demonstrates the possibility for effective solution of the aeroelasticity problems at transonic flight modes.

Keywords: aeroelasticity, flutter, dynamic response, transonic flow, flutter suppression system.

References

1. Roger K.L., Hodges G.E., Felt L. Active flutter suppression – A flight test demonstration. *Journal of Aircraft*, 1975, vol. 12, no. 6, pp. 551–556. DOI: 10.2514/3.59833
2. Nissim E. Active Flutter Suppression Using Trailing-Edge and Tab Control Surfaces. *AIAA Journal*, 1976, vol. 14, no. 6, pp. 757–762. DOI: 10.2514/3.61416
3. Sensburg O., Honlinger H., Noll T. and Huttzell L. Active Flutter Suppression on an F-4F Aircraft. *Journal of Aircraft*, 1982, vol. 19, no. 5, pp. 354–359. DOI: 10.2514/3.57404
4. Chen G., Sun J., and Li Y.-M. Adaptive Reduced-Order-Model-Based Control-Law Design for Active Flutter Suppression, *Journal of Aircraft*, 2012, vol. 49, no. 4, pp. 973–980. DOI: 10.2514/1.C031236
5. Livne Eli. Aircraft Active Flutter Suppression: State of the Art and Technology Maturation Needs. *Journal of Aircraft*, 2018, vol. 55, no. 1. DOI: 10.2514/1.C034442
6. Tewari A. *Aeroservoelasticity: Modeling and Control*. Springer-Verlag New York, 2015, 318 p. DOI: 10.1007/978-1-4939-2368-7
7. Zhang Z., Chen P.C., Yang S., Wang Z., Wang Q. Unsteady Aerostructure Coupled Adjoint Method for Flutter Suppression. *AIAA Journal*, 2015, vol. 53, no. 8, pp. 2121–2129. DOI: 10.2514/1.j053495
8. Moulin B. Robust Controller Design for Active Flutter Suppression. *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit (16-19 August 2004, Providence, Rhode Island)*. AIAA Paper 2004-5115. DOI: 10.2514/6.2004-5115
9. Bykov A.V., Parafes’ S.G., Smyslov V.I. Hardware and software tools for computational and experimental investigations of aircraft aeroelastic stability. *Aerospace MAI Journal*, 2009, vol. 16, no. 5, pp. 56–63.
10. Aleshin B.S., Zhivov Yu.G., Kuvshinov V.M., Ustinov A.S. *Aktivnye sistemy upravleniya samoletov* (Active control system of the aircraft), Moscow, Nauka, 2016, 215 p.
11. Redd L.T., Gilman Jr., Cooley D.E., Severt F.D. Wind-Tunnel Investigation of a B-52 Model Flutter Suppression System. *Journal of Aircraft*, 1974, vol. 11, no. 11, pp. 659–663. DOI: 10.2514/3.60401
12. Edwards J.W., Wieseman C.D. Flutter and Divergence Analysis Using the Generalized Aeroelastic Analysis Method. *Journal of Aircraft*, 2008, vol. 45, no. 3, pp. 906–915. DOI: 10.2514/1.30078
13. Schuster D.M., Liu D.D., Huttzell L.J. Computational Aeroelasticity: Success, Progress, Challenge. *Journal of Aircraft*, 2003, vol. 40, no. 5, pp. 843–856. DOI: 10.2514/2.6875
14. Bendiksen O. Review of unsteady transonic aerodynamics: Theory and application. *Progress in Aerospace Sciences*, 2011, vol. 47, no. 2, pp. 135–167. DOI: 10.1016/j.paerosci.2010.07.001
15. Danowsky B.P., Lieu T., Coderre-Chabot A. Control Oriented Aeroservoelastic Modeling of a Small Flexible Aircraft Using Computational Fluid Dynamics and Computational Structural Dynamics. *AIAA Paper 2016-1749*. DOI: 10.2514/6.2016-1749
16. Bendiksen O. Energy Approach to Flutter Suppression and Aeroelastic Control. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2001, vol. 24, no. 1, pp. 176–184. DOI: 10.2514/2.4699
17. Bragin N.N., Kovalev V.E., Skomorokhov S.I., Slitinskaya A.Yu. On evaluation of buffeting of a swept wing with high aspect ratio at transonic speeds. *Aerospace MAI Journal*, 2018, vol. 25, no. 4, pp. 16–27.
18. Mukhopadhyay V. Transonic Flutter Suppression Control Law Design and Wind-Tunnel Test Results. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2000, vol. 23, no. 5, pp. 930–937. DOI: 10.2514/2.4635
19. Kuzmina S., Zichenkov M., Ishmuratov F., Zichenkov M. Investigation of interaction of shock movement with structural elastic deformations in transonic flow. *International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics IFASD-2013 (Bristol, UK, 24-26 June 2013)*, vol. 3, pp. 1503–1516.

20. Gudilin A.V., Evseev D.D., Ishmuratov F.Z. et al. *Uchenye zapiski TsAGI*, 1991, vol. XXII, no. 5, pp. 89-101.
21. Ishmuratov F.Z., Chedrik V.V. ARGON Code: Structural Aeroelastic Analysis and Optimization. *International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics IFASD-2003 (Amsterdam, 4-6 June 2003)*.
22. Zubakov A.V., Zubakova O.V., Ishmuratov F.Z., Timokhin V.P. *Svidetel'stvo o gosudarstvennoi registratsii programm dlya EVM "Programmnyi kompleks rascheta i analiza kharakteristik aeroservouprugosti aviatsionnykh konstruksii FRECAN"* no. 2015610225, 12.01.2015 (Certificate of state registration of computer programs
23. Kuzmina S., Ishmuratov F., Karas O., Chizhov A. "Software complex for calculation and analysis of aeroservoelasticity characteristics of FRECAN aircraft structures", no. 2015610225, 20.01.2015).
24. Kuzmina S., Ishmuratov F., Karas O., Chizhov A. Dynamic response of an airplane elastic structure in transonic flow. *29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences ICAS2014 (St. Petersburg, Russia, 7-12 September 2014)*.
24. Kuzmina S., Ishmuratov F., Chizhov A., Karas O. Investigation of viscosity influence on transonic flutter. *Transportation Research Procedia*, 2018, no. 29, pp.191-201.