

ВЛИЯНИЕ КВАЗИСТАТИЧЕСКИХ ДЕФОРМАЦИЙ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ АЭРОУПРУГОСТИ САМОЛЕТА С КРЫЛОМ БОЛЬШОГО УДЛИНЕНИЯ

Безуевский А.В., Ишмуратов Ф.З.

Центральный аэрогидродинамический институт им. Н.Е. Жуковского,
ЦАГИ, ул. Жуковского, 1, Жуковский, Московская область, 140180, Россия
e-mail: stataer@tsagi.ru

Предложен и обоснован расчетный метод исследования влияния квазистатических деформаций крыла на характеристики статической и динамической аэроупругости самолета. Метод основан на автоматизированной генерации ряда расчетных схем самолета в полиномиальном методе Ритца, реализованном в многодисциплинарном комплексе программ АРГОН. Приведены примеры влияния полетных деформаций крыла на характеристики статической аэроупругости, частоты и формы упругих колебаний, характеристики флаттера.

Ключевые слова: модальный анализ, крыло большого удлинения, полетные деформации, характеристики аэроупругости, критическая скорость флаттера.

Введение

Одной из мер по повышению аэродинамического качества современных и перспективных летательных аппаратов (ЛА) является увеличение удлинения крыла. Это относится как к пассажирским и транспортным самолетам, так и к беспилотным летательным аппаратам (БЛА). Увеличение удлинения крыла приводит к появлению различных новых аспектов нагружения конструкции, прочности и аэроупругости. Одним из таких аспектов является увеличение гибкости крыла, и, как следствие, возможное влияние полетных деформаций конструкции на характеристики аэроупругости.

Для перспективных магистральных пассажирских и транспортных самолетов с композитным крылом в настоящее время рассматривается увеличение удлинения до значений $\lambda = 11.5 \div 12.5$ и выше, а для БЛА — до значений $\lambda = 20 \div 30$ и выше. В связи с этим возникает вопрос о возможном влиянии квазистатических полетных деформаций конструкции на характеристики аэроупругости, включая деформации при маневре и действии порыва. Заметим, что в настоящее время в нормативных документах предписано обеспечивать запасы по флаттеру в горизонтальном невозмущенном полете. Но нужно иметь в виду, что нормативные документы основаны на опыте эксплуатации прошлых и существующих ЛА. Для перспективных ЛА с крылом сверхбольшого удлинения может потребоваться коррек-

ция нормативных документов и процедуры сертификации.

В общем случае при больших деформациях крыла необходима новая методология, описывающая взаимодействие нелинейной расчетной модели конструкции с нелинейной аэродинамической моделью для выполнения совместного нелинейного анализа характеристик аэроупругости. Исследования в такой постановке начаты и ведутся активно уже в течение 15—20 лет; ниже приведен краткий обзор работ в данной области.

Деформации несущих поверхностей ЛА в полете могут оказывать различное влияние на характеристики аэроупругости. Например, в [1, 2] исследованы нелинейные явления аэроупругости, в том числе нелинейного флаттера, возникающие при изгибе несущей поверхности при использовании многос шарнирной навески рулей. При этом может возникать явление так называемого «прощелкивания», связанное со стеснением вращения руля при совместном изгибе несущей и рулевой поверхности.

Другой подход к исследованию нелинейностей на явления аэроупругости рассмотрен в [3]. Разработан метод расчета флаттера Т-образного оперения, учитывающий влияние угла атаки и угла установки стабилизатора на критические параметры флаттера, выполнено сравнение с результатами испытаний динамически подобной модели в аэродинамической трубе (АДТ). Показано, что учет влияния упругости на геометрию конструкции суще-

ственно улучшает согласование расчетных и экспериментальных результатов.

В [4] исследованы характеристики флаттера несущих поверхностей с учетом статических деформаций и напряженного состояния. На примере самолета схемы «летающее крыло» показано, что влияние нагружения при расчетных перегрузках может заметно снизить критическую скорость флаттера.

Много исследований выполнено по программе высотного самолета большой продолжительности полета (ВСБПП) (в англоязычной литературе HALE — High Altitude Long Endurance aircraft [5, 6]). В [7] исследован проект ВСБПП с удлинением $\lambda = 32$, в том числе исследованы его характеристики аэроупругости и влияние на них упругих деформаций от полетных нагрузок. Из интересных результатов следует отметить обнаруженное существенное влияние нагружения при увеличении угла атаки и связанных с ним деформаций на скорость и частоту флаттера. Скорость флаттера снижается на 10–15% при увеличении угла атаки в корневом сечении крыла на 1° .

Создаются новые методы для описания взаимодействия геометрически нелинейной модели конструкции, учитывающей большие деформации, с нелинейной аэродинамической моделью и для выполнения совместного нелинейного анализа характеристик аэроупругости [8, 9].

Влияние нагружения и деформации конструкции на характеристики аэроупругости исследуется также применительно к лопастям несущих винтов вертолетов. Но в этих исследованиях много своих особенностей, связанных с вращением винта: растягивающая центробежная сила, аэродинамическое взаимовлияние обтекания лопастей и др. [10, 11].

При полете с трансзвуковыми скоростями возникают другие аспекты влияния деформаций на характеристики аэроупругости, связанные с движением скачков из-за изменения локальных углов атаки и соответствующим перераспределением давления [12, 13].

Анализ упомянутых выше и других исследований показывает, что практические задачи аэроупругости связаны с производными аэродинамических сил по параметрам движения. Для учета влияния деформаций на характеристики аэроупругости достаточно линеаризованных вокруг деформированного положения уравнений колебаний. При этом присутствуют три аспекта влияния деформаций на характеристики аэроупругости:

- аэродинамическая нелинейность по локальным углам атаки;
- влияние изменения напряженного состояния конструкции из-за деформаций;

— влияние изменения геометрии из-за деформаций.

Первый аспект, как упоминалось выше, заметно проявляется при трансзвуковых скоростях полета, для его анализа используется аэродинамика на основе уравнений Эйлера или Навье—Стокса [12, 13], здесь данный аспект не рассматривается.

Второй и третий аспекты рассмотрены ниже в данной работе. Показано, что в основном на характеристики аэроупругости влияет изменение геометрии из-за деформаций. Перестроение расчетной модели из-за изменения геометрии является достаточно трудоемкой задачей при использовании подробных расчетных схем самолета. Существенное уменьшение трудоемкости достигается при использовании специализированных методов расчета, таких, как метод отсеков [14, 15], метод многочленов [16, 17], которые показали свою эффективность при решении задач аэроупругости во многих практических приложениях.

Здесь рассмотрено применение модификаций полиномиального метода Ритца, реализованного в многодисциплинарном расчетном комплексе АРГОН [16, 17], для исследования влияния квазистатических деформаций на характеристики статической и динамической аэроупругости самолетов с крылом большого удлинения в зависимости от нагружения и параметров маневра. Для выяснения механизма влияния статических деформаций на модальные характеристики и верификации предлагаемого подхода использованы коммерческие программы MSC.Nastran, MSC.Marc.

Механизм влияния статических деформаций крыла на его модальные характеристики

Для исследования механизма влияния статических деформаций на частоты и формы упругих колебаний рассмотрены упрощенные методические примеры. Крыло моделируется консольно закрепленной балкой, а в качестве нагрузки, вызывающей прогиб, используется постоянное давление, действующее на нижнюю поверхность балки. Значение давления соответствует прогибу конца балки в нелинейном расчете 0%, 5%, 10%, 15%, 20%, 25% и 30% от длины балки. Рассмотрены две расчетные модели: в первой из них использована модель сплошного тела с 3D-элементами, а во второй — тонкостенная конструкция типа кессона с нервюрами.

В первом примере рассматривается расчет модальных характеристик при статических деформациях балки со сплошным прямоугольным сечением с учетом нелинейности в рамках программы MSC.Marc. Известно, что влияние на частоты ко-

лебаний оказывает как изменение геометрии конструкции, так и напряженное состояние в конструкции. Для исследования отдельного влияния каждого из указанных эффектов выполнены расчеты для трех случаев нагружения:

— расчет на нелинейную статику с модальным анализом нагруженной деформированной конструкции для указанного выше ряда значений давления;

— расчет собственных частот деформированной конструкции без нагрузки с формой, полученной из предыдущего расчета (таким способом моделируется деформированная балка без предварительного нагружения, т.е. влияние только изменения геометрии);

— расчет собственных частот деформированной конструкции, к которой приложена выпрямляющая нагрузка (противоположная нагрузке первого случая; так моделируется влияние отдельно напряженного состояния).

Сравнительный анализ зависимости частот собственных колебаний конструкции от прогиба для трех случаев нагружения показывает, что основное влияние на изменение собственных частот оказывает изменение геометрии балки. Типичный пример зависимости показан на рис. 1.

Вопрос о влиянии напряженного состояния на собственные частоты требует более подробного рассмотрения для тонкостенных кессонных конструкций.

Рассмотрим консольно закрепленный тонкостенный прямоугольный кессон, в которой возмож-

на потеря устойчивости обшивки. Известная задача Эйлера о продольном сжатии стержня показывает, что при приближении к потере устойчивости частота изгибных колебаний может падать до нуля. Анализ самолетных конструкций позволяет сделать вывод, что влияние напряженного состояния на модальные характеристики в основном обусловлено сжатием и растяжением обшивки и продольного набора при деформациях крыла под нагрузкой.

Рассматривались две модели кессонных конструкций. Одна из них теряет устойчивость верхней обшивки примерно при 20% прогиба (критическое значение), другая не теряет устойчивости в рассматриваемом диапазоне прогибов. Во второй модели между каждыми двумя нервюрами были заданы дополнительные невесомые нервюры, обеспечивающие устойчивость обшивки без изменения массы (и собственных частот колебаний). Расчет частот и форм в зависимости от прогиба для двух моделей кессона выполнен программой MSC.Marc (нелинейная статика с модальным анализом).

Сравнительный анализ зависимости частот и форм колебаний от прогиба показывает, что практически до критического значения прогиба модальные характеристики двух конструкций различаются незначительно. Приближение момента потери устойчивости сказывается на частотах колебаний при достижении 90—95% от критического значения прогиба. Типичный график изменения частоты от прогиба для характерного тона показан на рис. 2.

Зависимость самого прогиба от нагружающего давления близка к линейной. До 20% прогиба (мо-

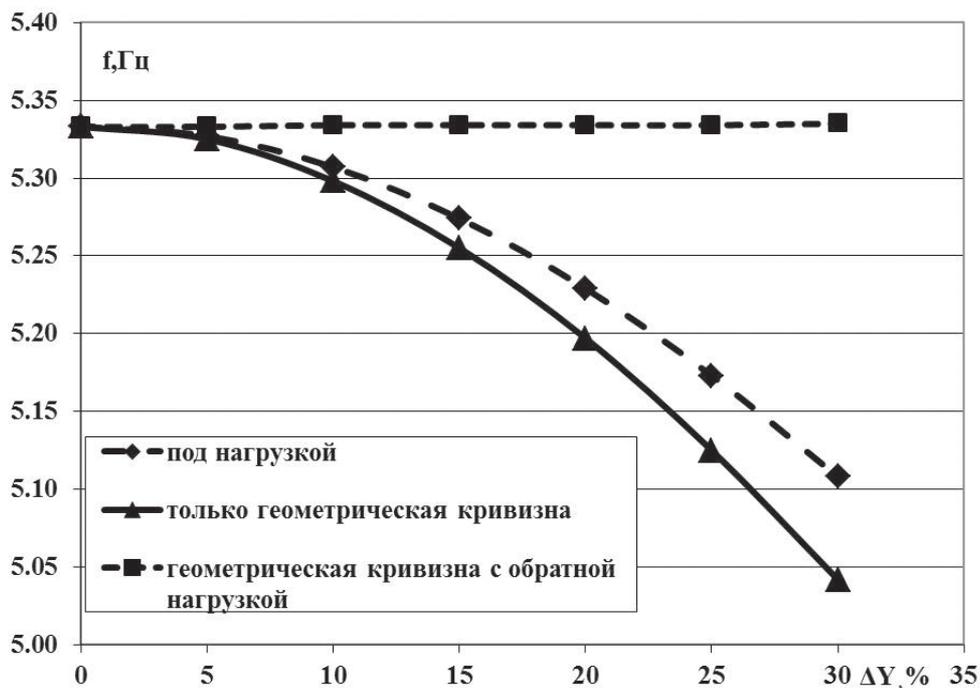


Рис. 1. Зависимость частоты собственных колебаний 2-го тона от прогиба конца балки

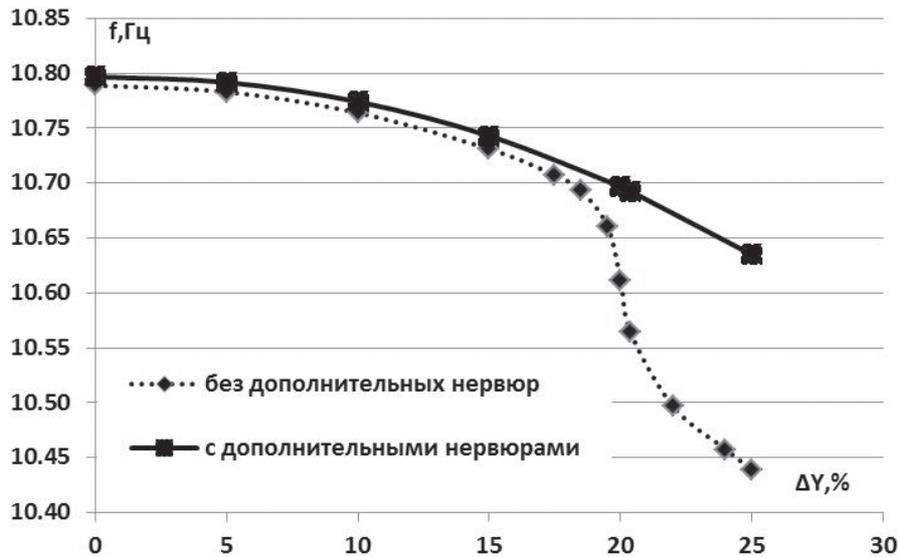


Рис. 2. Сравнение зависимости частот собственных колебаний от прогиба конца балки для двух кессонных конструкций

мент наступления потери устойчивости) она совпадает у двух моделей, после 20% у модели без дополнительных нервюр кривая слегка меняет угол наклона (рис. 3).

Таким образом, здесь показано, что основное влияние на модальные характеристики оказывает изменение геометрии конструкции, а влияние напряженного состояния становится заметным только при приближении к границе потери устойчивости обшивки (при увеличении деформаций свыше 90—95% от критического значения). Данный важный вывод позволяет для анализа влияния деформаций на характеристики аэроупругости использовать линейные расчетные модели с учетом изменения геометрии конструкции.

Крыло среднемагистрального самолета

В рамках вышеописанного подхода в системе MSC.Nastran было проведено расчетное исследование влияния прогиба крыла на характеристики аэроупругости на конечно-элементной расчетной модели крыла среднемагистрального самолета (рис. 4). Предварительные расчеты для самолета такого типа (в программе АРГОН, рис. 5) показали, что при расчетных нагрузках максимальный прогиб конца кессона достигает 14%, при эксплуатационных нагрузках 10%, в условиях горизонтального полета 4.4%.

Результаты проведенного модального анализа для данной расчетной модели крыла показали заметное изменение частот собственных колебаний в зависимости от прогиба конца кессона. Например,

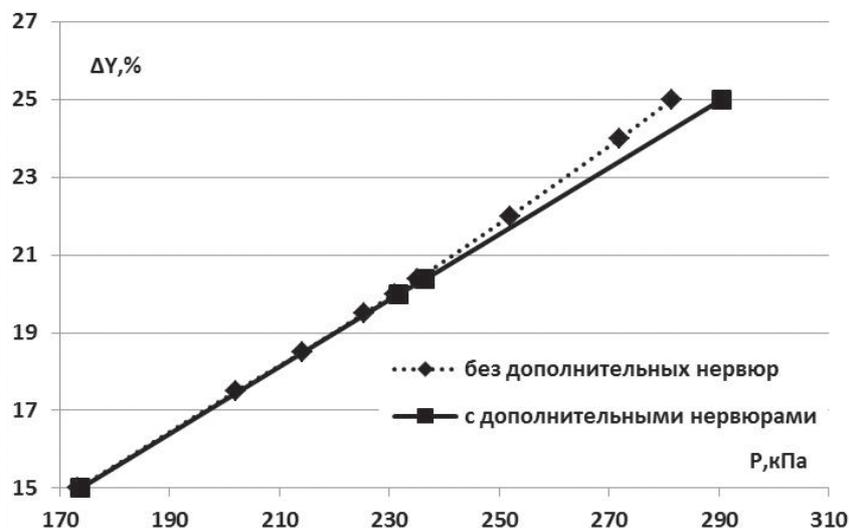


Рис. 3. Зависимость прогиба от нагружающего давления

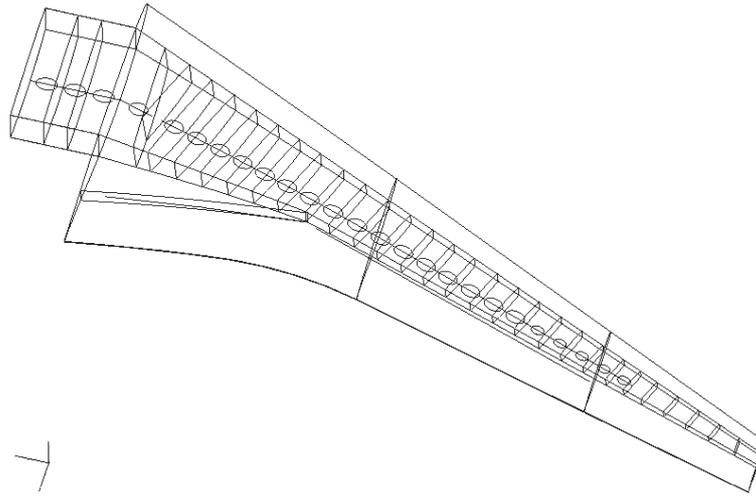


Рис. 4. Расчетная схема крыла среднемагистрального самолета

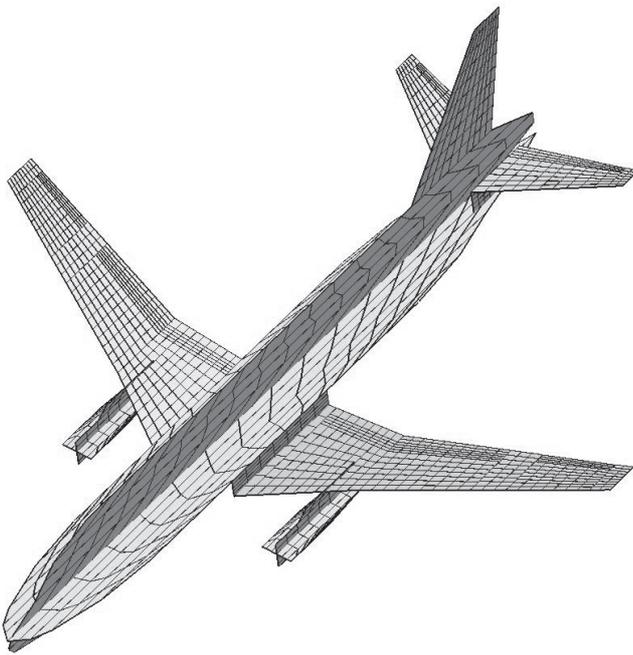


Рис. 5. Расчетная модель самолета в системе АРГОН

для второго тона ($f = 3.16$ Гц, 1-й тон горизонтального изгиба + кручение корневой части) частота колебаний снижается на 10% от начального значения при изменении прогиба от 0% до 25%. Деформация кручения в форме колебаний возрастает с ростом прогиба. Частота десятого тона ($f = 17.9$ Гц, 2-й тон кручения) растет при изменении прогиба от 0 до 25% на 6.6% от начального значения. В форме колебаний с ростом прогиба появляются деформации горизонтального изгиба. Формы колебания остальных тонов меняются незначительно, а изменение частот не превышает 5%.

Для такого крыла выполнены расчеты характеристик флаттера в зависимости от прогиба. Нестационарные аэродинамические силы вычислены методом дискретных диполей. При этом обнаруже-

ны две формы флаттера. Первая форма флаттера с частотой в 3.1 Гц связана с горизонтальными и вертикальными изгибными колебаниями по первому тону, а также с закручиванием корневой части крыла. Вторая форма с частотой 5 Гц обусловлена взаимодействием 2-го тона вертикальных изгибных колебаний и закручиванием конца крыла. Зависимость критической скорости флаттера от прогиба конца крыла для случая полета у поверхности земли приведена на рис. 6. Как видно из рис. 6, при увеличении прогиба скорость 1-й формы флаттера резко возрастает. Критическая скорость 2-й формы флаттера сначала немного падает, а потом начинает возрастать. Для рассмотренного крыла с удлинением $\lambda = 11.5$ снижение скорости флаттера из-за статических деформаций крыла не превышает 2.5% и может не учитываться при проектировании и сертификации самолетов такого класса.

БЛА «Helios Prototype»

Рассмотрим влияние статических деформаций крыла на характеристики аэроупругости для расчетной модели БЛА «Helios Prototype», который исследовался в рамках программы создания высотного самолета большой продолжительности полета [5–7] (рис. 7). Для расчетных исследований здесь использовалась модель 1-го уровня комплекса программ АРГОН [16, 17], а для верификации по модальным характеристикам — программа MSC.Nastran. При расчёте аэродинамических сил в задачах статической аэроупругости применялся линейный панельный метод (метод Вудворта), а в задаче о флаттере — метод дискретных диполей. Упруго-массовые свойства конструкции описывались на основе полиномиального метода Ритца. Задачи статической аэроупругости решались методом коэффициентов влияния.

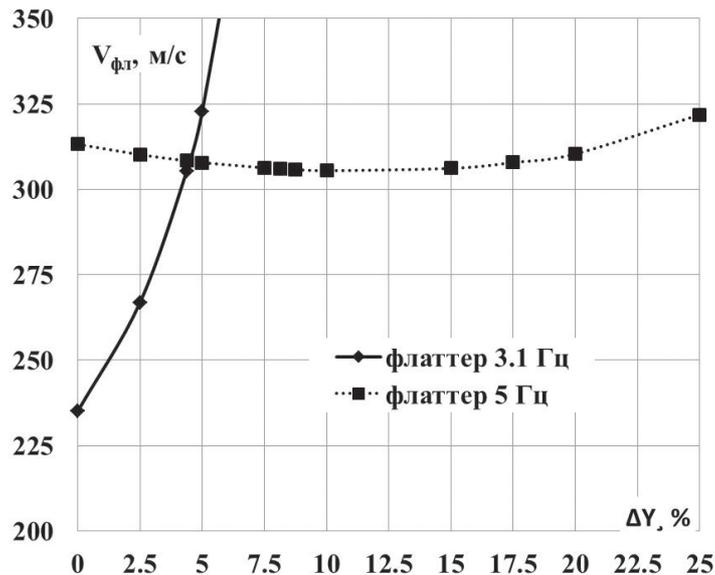


Рис. 6. Зависимость скорости флаттера от прогиба

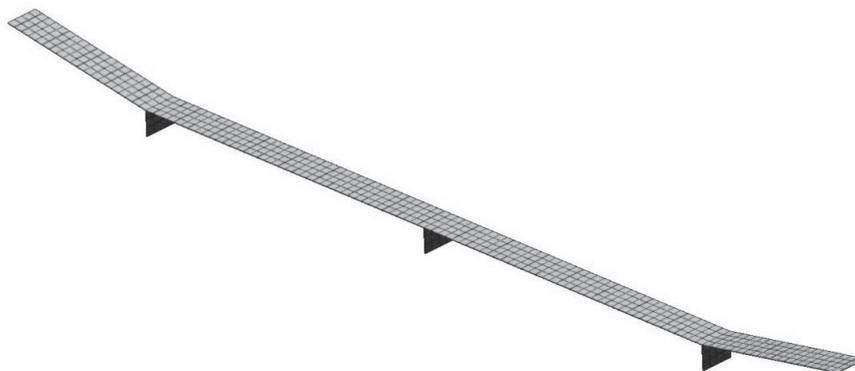


Рис. 7. Аэродинамическая расчётная схема БЛА

БЛА представляет собой летающее крыло с удлинением $\lambda = 30$. К крылу прикреплены вертикальные поверхности, моделирующие фюзеляж и пилоны. Концевые части крыла имеют угол V-образности 10° . Крыло разделено по размаху на три части, представленные отдельными упругими поверхностями (УП). Между собой поверхности соединены 6-степенными пружинами. Крыло смоделировано жесткостной балкой, находящейся на 0.3 хорды, и массовой балкой на 0.4 хорды. Из расчета статических нагрузок при восьми значениях угла атаки в полете получены упругие перемещения крыла вдоль размаха. Эти формы деформированного крыла кусочно-линейно аппроксимированы указанными выше тремя УП. Таким образом, получено восемь дополнительных расчетных схем. Они были использованы для расчета влияния угла атаки в полете, т.е. соответствующих статических деформаций крыла, на характеристики аэроупругости.

Одной из целей данного исследования является выяснение корректности расчетных схем поли-

номиального метода Ритца, используемого в комплексе программ АРГОН, для расчета характеристик аэроупругости крыла сверхбольшого удлинения. Поэтому в дополнение к модели АРГОН была создана расчетная модель БЛА для системы MSC.Nastran. Результаты модального анализа показали, что частоты и формы расчетных моделей АРГОН и MSC.Nastran согласуются с хорошей точностью.

Учет полетных деформаций в модальном анализе показал следующее. При симметричных колебаниях наиболее заметно влияние деформаций на частоты 3-го тона (горизонтальный изгиб + кручение крыла, снижение на 34%), 5-го тона (4-й вертикальный изгиб, снижение на 32%), 9-го тона (5-й вертикальный изгиб, увеличение на 22%). При антисимметричных колебаниях: 1-го тона (1-й вертикальный изгиб, снижение на 23%), 2-го тона (2-й вертикальный изгиб, снижение на 54%), 4-го тона (3-й вертикальный изгиб, снижение на 31%).

Как и следовало ожидать для ЛА рассматриваемой компоновки, наблюдается тенденция к аэроупругой дивергенции, а также общее падение коэффициента подъёмной силы при росте угла атаки, вызванное уменьшением эффективной несущей поверхности крыла.

На рис. 8 показана зависимость критических скоростей флаттера от угла атаки.

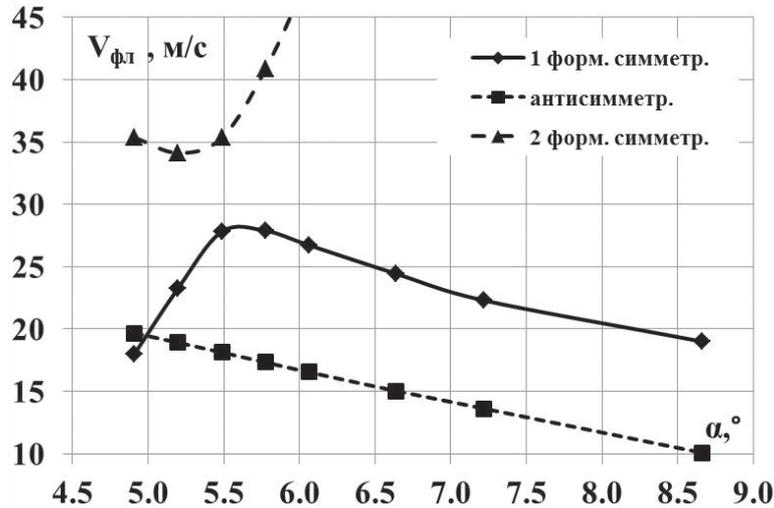


Рис. 8. Зависимость критической скорости флаттера от угла атаки

В симметричном случае возникают две формы флаттера: первая форма обусловлена взаимодействием 2-го (2-й вертикальный изгиб) и 3-го (кручение крыла + горизонтальный изгиб) тонов; вторая форма обусловлена взаимодействием 6-го (2-й тон кручения крыла + горизонтальный изгиб) и 8-го (3-й тон кручения крыла + горизонтальный изгиб) тонов. В антисимметричном случае возникает одна форма флаттера при взаимодействии 5-го (2-й тон кручения) и 6-го (4-й вертикальный изгиб) тонов. Начиная с угла атаки $\alpha = 5.7^\circ$, критическая скорость 1-й формы симметричной и антисимметричной флаттера убывает почти линейно, примерно на 10%—15% при увеличении угла атаки на 1° или, что примерно то же самое, при увеличении прогиба на 12% полуразмаха крыла. Критическая скорость флаттера 2-й формы растет при увеличении прогиба.

Основной механизм влияния статических прогибов на флаттер состоит в увеличении связанности горизонтальных изгибных колебаний крыла с крутильными колебаниями. Для данной модели это приводит к снижению скорости низшей формы флаттера примерно на 10—15% при увеличении угла атаки на 1° , что согласуется с материалами зарубежных исследований [7].

Автоматизированная генерация деформированных расчетных моделей

На основе предыдущих исследований построен алгоритм, предназначенный для автоматического учета влияния возникающих в полете деформаций и круток крыла на характеристики аэроупругости ЛА в комплексе программ АРГОН. Основные предположения и этапы алгоритма приведены ниже.

Предполагается, что построена и отлажена расчетная модель самолета, в которой крыло по размаху разбито на несколько упругих поверхностей метода многочленов. Количество УП может быть разным в зависимости от конструктивных особенностей, для практики достаточно 3—5 УП.

Для заданного расчетного случая вычисляются нагрузки, деформации и крутки на рассматриваемом агрегате (крыле). Эти результаты используются для модификации расчетной модели самолета: начало координат, угол V-образности и углы крутки каждой УП крыла изменяются в соответствии с полученными деформациями для их кусочно-линейной аппроксимации. Длина каждого участка крыла остается постоянной. Деформации крыла в плоскости не учитываются.

Затем на измененной расчетной модели вычисляются деформации и крутки, и с их использованием строится измененная расчетная модель второй итерации. Процесс повторяется до тех пор, пока различие в деформации и крутке между двумя соседними итерациями не достигнет 0.1%. В среднем расчет сходится за 3—5 итераций (пример сходимости по количеству итераций для типичного БЛА показан на рис. 9).

Построенная таким способом расчетная модель является кусочно-линейным приближением расчетной модели аппарата в полете с учетом полетных

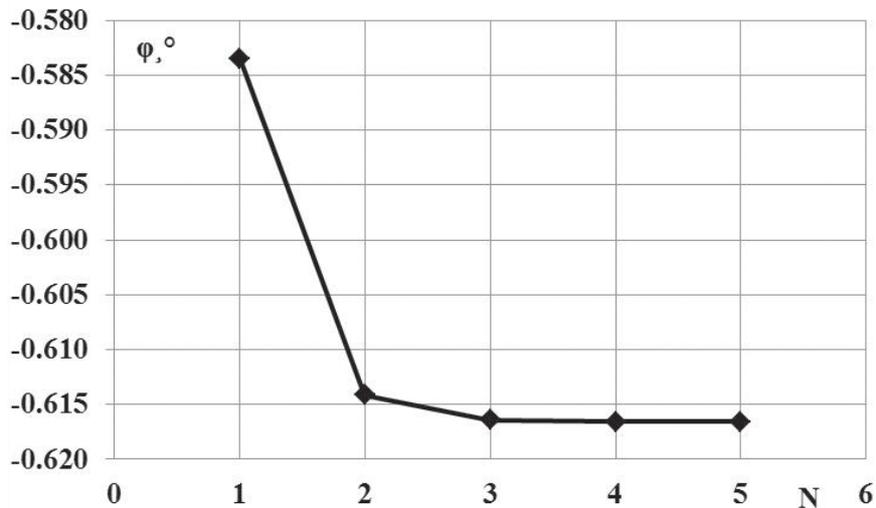


Рис. 9. Сходимость крутки по количеству итераций N

деформаций и может быть использована для решения задач аэроупругости. При этом меняется как аэродинамическая схема, так и упруго-массовая схема самолета. Изменение аэродинамической схемы приводит к уменьшению эффективного размаха крыла, изменению направления аэродинамических сил и увеличению эффективного угла V-образности. Из-за изменения упруго-массовой схемы появляется дополнительное взаимодействие между деформациями кручения и горизонтального изгиба.

Данный алгоритм реализован в дополнительном модуле NLNconsole системы АРГОН.

Применение алгоритма

Применение алгоритма продемонстрировано на одной из традиционных схем БЛА с крылом большого удлинения $\lambda = 18$ (рис. 10).

Различия собственных частот между деформированной и недеформированной расчетными моделями незначительны, за исключением 2-го (1-й горизонтальный изгиб крыла), 6-го (кручение крыла) и 7-го (3-й вертикальный изгиб + горизонтальный изгиб + кручение) тонов. Следует отметить усиление взаимодействия между формами горизонтального изгиба и кручения на деформированной расчетной модели.

На крейсерском режиме для данного аппарата на деформированной расчетной модели на 1.5 — 2% снижается производная коэффициента подъемной силы по углу атаки за счет снижения эффективной несущей поверхности по сравнению с недеформированной моделью. Производная коэффициента боковой силы по углу рыскания для деформированной модели выше на 15%, чем для недеформированной. Производная момента рыскания по углу

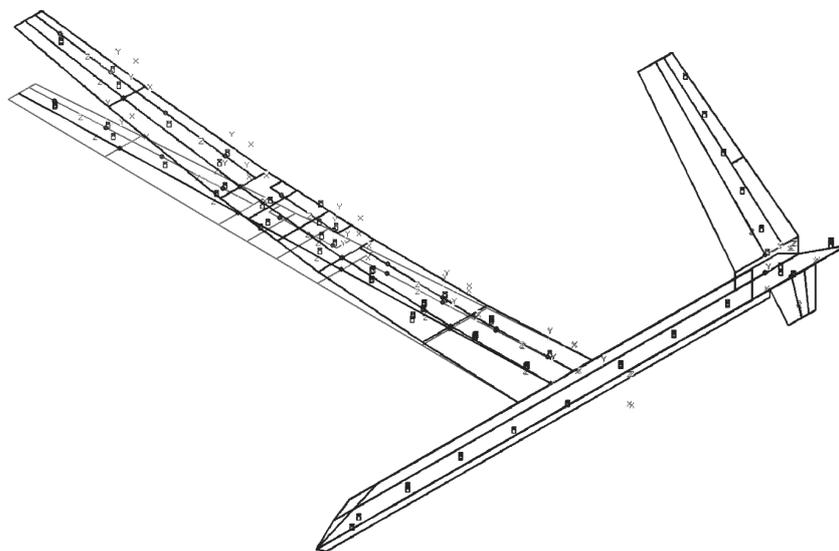


Рис. 10. Деформированная и недеформированная расчетная схема БЛА

скольжения для деформированной модели снижается на 6% по сравнению с недеформированной. Производная коэффициента подъемной силы по углу отклонения элерона ниже на 2%, чем для недеформированной. Эффективность элерона и производная момента рыскания по угловой скорости рыскания для деформированной модели близки к этим же параметрам недеформированной модели.

На деформированной расчетной модели в симметричном случае на 33% снижается критическая скорость одной из форм флаттера (рис. 11), которая связана с взаимодействием горизонтального изгиба и кручения крыла. Критическая скорость 2-й формы флаттера меняется незначительно. В антисимметричном случае ситуация аналогична.

Расчет зависимости нагрузок и характеристик аэроупругости от угла атаки для недеформированной и деформированной (построенной по нагрузкам аппарата на разных режимах) моделей для ре-

жима полета $H=0$, $M=0.34$, $n_y=2.5$, $q=3.57$ кПа показал следующее. На больших углах атаки ($8-10^\circ$) на деформированной модели по сравнению с недеформированной моделью коэффициент подъемной силы C_y падает на 5%. Производная коэффициента подъемной силы по углу атаки падает на 12%. Перерезывающая сила и изгибающий момент в корне крыла падают на 4.9% и 5.1% соответственно (рис. 12). Крутящий момент в корне крыла падает на 14%. Прогиб конца крыла снижается на 6%, а крутка на 0.17° . На рис. 12 можно видеть нелинейность по углу атаки, связанную с деформациями конструкции.

Выводы

Разработан метод исследования влияния квазистатических деформаций крыла на характеристики статической и динамической аэроупругости самолета, основанный на автоматизированной генера-

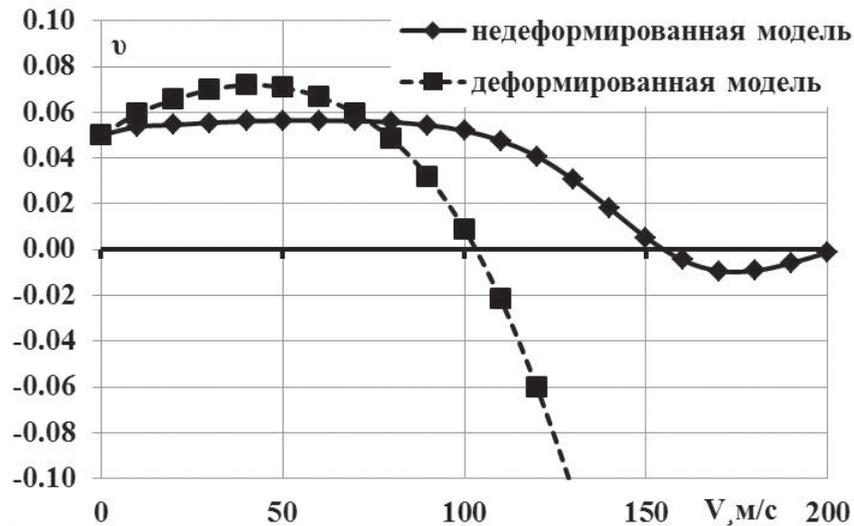


Рис. 11. Зависимость декремента флаттерного тона от скорости потока

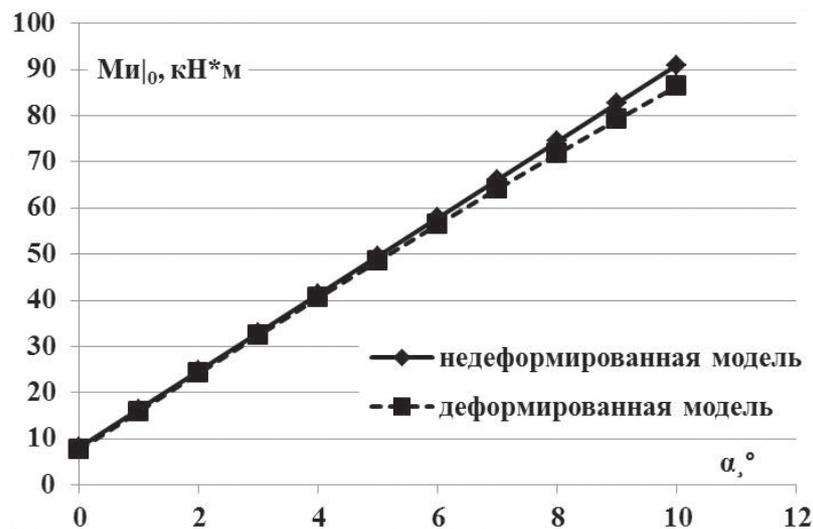


Рис. 12. Зависимость изгибающего момента в корне крыла от угла атаки

ции ряда расчетных схем деформированной конструкции. Результаты применения разработанного метода для самолетов разной компоновки позволили установить основные закономерности влияния деформаций конструкции на характеристики аэроупругости.

Влияние полетных деформаций на характеристики статической аэроупругости и нагрузки обусловлено:

- 1) уменьшением эффективного размаха крыла;
- 2) изменением направления аэродинамических сил;
- 3) увеличением эффективного угла V-образности.

Значения характеристик в продольном движении могут снижаться на 5–6%, а в боковом движении — увеличиваться или уменьшаться на 5–15%, причем изменяются как сами аэродинамические производные, так и влияние на них упругости конструкции.

Изменение характеристик динамической аэроупругости обусловлено в основном увеличением взаимодействия крутильных колебаний крыла с изгибными колебаниями в плоскости хорд. Для БЛА с крылом сверхбольшого удлинения данный эффект может приводить к существенному снижению скорости флаттера (до 30–50%). Для современных магистральных самолетов уменьшение скорости флаттера из-за полетных деформаций не превышает нескольких процентов и находится в пределах точности расчетных методов.

Важной особенностью метода является его интеграция в многодисциплинарный расчетный комплекс АРГОН, апробированный при решении задач аэроупругости во многих практических приложениях.

Библиографический список

1. Павлов В.А. Расчёт многошарнирного оперения с учётом отклонения рулей // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 1974. № 1. С. 72–76.
2. Павлов В.А., Черников С.К. О критической скорости флаттера оперения с рулём // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 1982. № 4. С. 61–64.
3. Чубань В.Д. Метод расчета флаттера Т-образного оперения, учитывающий влияние угла атаки и угла установки стабилизатора на критические параметры флаттера // Ученые записки ЦАГИ. 2004. Т. XXXV. №3–4. С.90–99.
4. Strong D.D., Kolonay R.M., Eastep F.E., Flick P.M. Flutter Analysis of Wing Configurations Using Prestressed Frequencies and Mode Shapes // International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics. 28–30 June 2005. Munich Germany, 9 p.
5. Wang Z., Chen P.C., Liu D.D., Mook D.T., Patil M.J. Time domain nonlinear aeroelastic analysis for HALE wings // Proceedings of the 37th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC structures, structural dynamics, and materials conference, 2006, 19 p.
6. Patil M.J. and Hodges D.H. Flight Dynamics of Highly Flexible Flying Wings // Journal of Aircraft. 2006. Vol. 43. No. 6, pp. 1790–1799.
7. Patil M.J., Hodges D.H. and Cesnik C.E.S. Nonlinear Aeroelasticity and Flight Dynamics of High-Altitude Long-Endurance Aircraft // Journal of Aircraft. 2001. Vol. 38. No. 1, pp. 88–94.
8. Harmin M.Y., Cooper J.E. Dynamic Aeroelastic Prediction for Geometrically Nonlinear Aircraft // International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics (IFASD) — 2011. Paris, France, 18 p.
9. Hesse H., Palacios R. Reduced-Order Aeroelastic Models For The Dynamics of Manoeuvring Flexible Aircraft // International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics (IFASD) — 2013. Bristol, UK, 25 p.
10. Kessler Ch., Friedmann P.P. A Comprehensive Survey of Individual Blade Control Emphasizing Recent Implementations // 15th International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics (IFASD) — 2011. Paris, Frankreich, 22 p.
11. Lee In, Jeong Min-Soo, Yoo Seung-Jae. Aeroelastic Analysis for Helicopter Rotor Blades in Hover and Forward Flight // 28th International Congress of the Aeronautical Sciences (ICAS) -2012. Brisbane, Australia, 8 p.
12. Kuzmina S, Karas O, Chedrik V, Ishmuratov F, Zichenkov M. Analysis of static and dynamic aeroelastic characteristics of airplane in transonic flow // 28th International Congress of the Aeronautical Sciences (ICAS) -2012. Brisbane, Australia, 10 p.
13. Yang S., Wang Z., Zhang Z. and Chen P.C. Flutter Boundary Prediction for a Twin-Engine Transport Flutter Model Using a Linearized Unsteady Solver // XVII International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics (IFASD) — 2017. Como, Italy, 19 p.
14. Гришанина Т.В., Тютюников Н.П., Шклярчук Ф.Н. Метод отсеков в расчетах колебаний конструкций летательных аппаратов: Монография. — М.: Изд-во МАИ, 2010. — 180 с.
15. Тютюников Н.П., Шклярчук Ф.Н. Определение аэродинамических характеристик упругого крыла с поворачивающимися в его плоскости законцовками // Вестник Московского авиационного института. 2016. Т. 23. № 4. С. 7–16.
16. 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.
17. Ishmuratov F.Z., Chedrik V.V. ARGON Code: Structural Aeroelastic Analysis and Optimization // International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics (IFASD) — 2003. Amsterdam, 14 p.

QUASI-STATIC DEFORMATIONS EFFECT ON AEROELASTICITY CHARACTERISTICS OF AN AIRCRAFT WITH HIGH ASPECT RATIO WING

Bezuevskii A.V., Ishmuratov F.Z.

*Central Aerohydrodynamic Institute named after N.E. Zhukovsky,
TsAGI, 1, Zhukovsky str., Zhukovsky, Moscow region, 140180, Russia
e-mail: stataer@tsagi.ru*

Abstract

One of the ways to increase the aerodynamic quality of modern and prospective aircraft consists in wing aspect ratio increasing. Such increasing leads to the occurrence of various new aspects of the structure loading, strength and aeroelasticity. One of these aspects is increasing of the wing flexibility, and as a consequence, possible in-flight structure's deformations effect on aeroelasticity characteristics.

The paper presents a review of publications on the deformation effect on various aeroelasticity characteristics. It suggests and substantiates a computational method for studying the effect of quasi-static deformations of the wing on static and dynamic aeroelasticity of an aircraft. This method is based on automated generation of a set of aircraft computational models using the Ritz polynomial method. The paper presents the examples of a wing in-flight deformations effect on characteristics of static elasticity, frequency and shape of elastic vibrations, and flutter characteristics.

The results of the developed method application for aircraft of various configuration allowed establishing the main regularities of the effect of structure's deformation on aeroelasticity characteristics.

The effect of in-flight deformations on the characteristics of static aeroelasticity and load is determined by: 1) effective wing span decrease; 2) aerodynamic forces direction changing; 3) increase of the effective dihedral angle. Characteristics of longitudinal motion can reduce by 5–6%, while characteristics of lateral motion can increase or decrease by 5–15%.

The dynamic aeroelasticity characteristics change is determined mainly by the increase in the interaction of torsional oscillations of a wing with bending vibrations in the chord plane. For the unmanned aerial vehicles with a wing of extremely high aspect ratio, this effect can lead to a significant decrease in flutter speed (up to 30–50%). For modern airliners, the decrease in flutter speed due to the in-flight deformation does not exceed a few percent and lies within the accuracy of numerical methods.

An important feature of the method is its integration into a multidisciplinary design complex ARGON,

validated while solving aeroelasticity problems in many practical applications.

Keywords: modal analysis, high-aspect wing, aeroelasticity characteristics, flutter limit.

References

1. Pavlov V.A. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedenii. Aviatsonnaya tekhnika*, 1974, no. 1, pp. 72-76.
2. Pavlov V.A., Chernikov S.K. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedenii. Aviatsonnaya tekhnika*, 1982, no. 4, pp. 61-64.
3. Chuban' V.D. *Uchenye zapiski TsAGI*, 2004, vol. XXXV, no. 3-4, pp. 90-99.
4. Strong D.D., Kolonay R.M., Eastep F.E., Flick P.M. Flutter Analysis of Wing Configurations Using Prestressed Frequencies and Mode Shapes. *International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics. 28-30 June 2005*. Munich Germany, 9 p.
5. Wang Z., Chen P.C., Liu D.D., Mook D.T., Patil M.J. Time domain nonlinear aeroelastic analysis for HALE wings. *Proceedings of the 37th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC structures, structural dynamics, and materials conference*, 2006, 19 p.
6. Patil M.J. and Hodges D.H. Flight Dynamics of Highly Flexible Flying Wings. *Journal of Aircraft*, 2006, vol. 43, no. 6, pp. 1790-1799.
7. Patil M.J., Hodgesy D.H. and Cesnik C.E.S. Nonlinear Aeroelasticity and Flight Dynamics of High-Altitude Long-Endurance Aircraft. *Journal of Aircraft*, 2001, vol. 38, no. 1, pp. 88-94.
8. Harmin M.Y., Cooper J.E. Dynamic Aeroelastic Prediction for Geometrically Nonlinear Aircraft. *International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics (IFASD) - 2011*. Paris, France, 18 p.
9. Hesse H., Palacios R. Reduced-Order Aeroelastic Models For The Dynamics of Manoeuvring Flexible Aircraft. *International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics (IFASD) - 2013*. Bristol, UK, 25 p.
10. Kessler Ch., Friedmann P.P. A Comprehensive Survey of Individual Blade Control Emphasizing Recent Implementations. *15th International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics (IFASD) - 2011*. Paris, Frankreich, 22 p.
11. Lee In, Jeong Min-Soo, Yoo Seung-Jae. Aeroelastic Analysis for Helicopter Rotor Blades in Hover and Forward Flight. *28th International Congress of the Aeronautical Sciences (ICAS) -2012*. Brisbane, Australia, 8 p.

12. Kuzmina S, Karas O, Chedrik V, Ishmuratov F, Zichenkov M. Analysis of static and dynamic aeroelastic characteristics of airplane in transonic flow. *28th International Congress of the Aeronautical Sciences (ICAS) -2012*. Brisbane, Australia, 10 p.
13. Yang S., Wang Z., Zhang Z. and Chen P.C. Flutter Boundary Prediction for a Twin-Engine Transport Flutter Model Using a Linearized Unsteady Solver. *XVII International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics (IFASD) – 2017*. Como, Italy, 19 p.
14. Grishanina T.V., Tyutyunnikov N.P., Shklyarchuk F.N. *Metod otsekov v raschetakh kolebanii konstruktsii letatel'nykh apparatov* (Cell method in aircraft structures' vibrations calculations: monograph), Moscow, MAI, 2010, 180 p.
15. Tyutyunnikov N.P., Shklyarchuk F.N. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2016, vol. 23, no. 4, pp. 7-16.
16. Gudilin A.V., Evseev D.D., Ishmuratov F.Z., Lipin E.K., Markin V.N., Mosunov V.A., Panteleev I.M., Sotnikov S.V., Tenyaeva V.E., Timonin A.S., Chedrik V.V. *Uchenye zapiski TsAGI*, 1991, vol. XXII, no. 5, pp. 89-101.
17. Ishmuratov F.Z., Chedrik V.V. ARGON Code: Structural Aeroelastic Analysis and Optimization. *International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics (IFASD) - 2003*. Amsterdam, 14 p.