

Разработка и апробация методики численного моделирования аэроупругого состояния крыла на основе методов конечных элементов и контрольных объемов

© В.К. Гунчин, А.А. Больших, Б.Е. Устинов

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Москва, 125993, Россия

Рассмотрено актуальное направление в области проектирования элементов конструкции современных авиалайнеров. На начальных этапах проектирования особый интерес представляет прежде всего расчет аэродинамических нагрузок, действующих на самолет в полете. На основе экспериментальных данных была разработана САД-модель и построены расчетная сетка для CFD-решателя и конечно-элементная модель. Предложена методика по определению внешних нагрузок на планер, основанная на связанном решении динамических моделей аэродинамики и прочности. С ее применением фактически реализуется поочередный обмен данными между решателями, что позволяет смоделировать различные периодические процессы, включая колебания конструкции. Исследованы аэродинамические характеристики и собственные формы крыла под нагрузкой на примере расчетного повторения продувки крыла в криогенной аэродинамической трубе. Полученные результаты свидетельствуют о применении разработанной методики при транзвуковых скоростях, а также возможности о хорошей сходимости результатов математического моделирования с экспериментальными данными.

Ключевые слова: аэродинамика, прочность, конечно-элементная модель, аэроупругость, аэродинамические нагрузки

Введение. При проектировании и эксплуатации современных авиалайнеров методы моделирования явлений аэроупругости играют все более важную роль. Помимо возможности моделирования опасных явлений динамической аэроупругости, такие методы применяются для моделирования напряженно-деформированного состояния крыла с целью весовой оптимизации конструкции, снижения величин внешних нагрузок, а также для обеспечения требуемого ресурса.

Определение нагрузок, действующих на самолет, — одна из основных задач проектирования объектов авиационной техники. На начальных этапах проектирования особый интерес представляет расчет аэродинамических нагрузок, действующих на самолет в полете. Диапазон допустимых нагрузок определяется по результатам расчетов или испытаний в соответствии с перечнем расчетных случаев, предусмотренных сертификационным базисом. Достоверность их определения влияет на качество проектных решений. По результатам моделирования становится возможным осуществить верный подбор

толщин и других характеристик основных элементов конструктивно-силовой схемы (КСС) планера [1].

Определение прочностных и массовых характеристик крыла — одна из сложнейших задач, результаты решения которой влияют на оптимизацию при проектировании самолета. Причем она осложняется, когда речь идет о процессах, протекающих нелинейно, моделирование которых возможно только в динамической постановке. К таким процессам относятся флаттер и бафтинг, определяемые свойствами аэроупругости конструкции. Напряженно-деформированное состояние крыла современного трансзвукового авиалайнера зависит от условий полета, так как постоянно взаимодействует со средой, следствием чего являются его колебания. В качестве причин возникновения колебаний можно выделить: неоднородность атмосферы (восходящие и нисходящие потоки, горизонтальное движение воздушных масс) и упомянутый ранее трансзвуковой бафтинг (взаимодействие крыла с турбулентным течением либо вблизи поверхности в зоне отрыва потока, либо в зоне чрезмерного утолщения пограничного слоя, что также приводит к срыву потока), который при определенных условиях может предшествовать флаттеру [2]. Суперпозиция сил упругой деформации, инерции и аэродинамических сил приводит к колебательному движению крыла трансзвукового авиалайнера. Вследствие деформации крыла изменяются его аэродинамические характеристики, что, в свою очередь, отражается на топливной эффективности самолета, а значит, и на его экономической эффективности.

По сравнению с традиционными методами расчета нагрузок с использованием балочных конечно-элементных моделей (КЭМ) и численных моделей аэродинамики, основанных на панельном методе [3], предложенная методика позволяет получить более достоверную картину распределения давления по поверхности исследуемой модели в процессе деформирования крыла [4, 5], а также учесть инерционные составляющие конструкции планера.

Для расчета аэроупругого состояния крыла требуется осуществить связь между решателем, в котором реализован метод контрольных объемов (CFD), и решателем, в основе которого лежит метод конечных элементов (FEM). Такой метод решения задач данного класса получил наименование Fluid–Structure Interaction (FSI) — взаимодействие жидкости и структуры [6].

Предложенная методика основана на принципе двусторонней связи, при которой фактически реализуется поочередный обмен данными между решателями, что позволяет смоделировать различные периодические процессы, включая колебания конструкции.

Цель данной работы — разработка методики численного моделирования аэроупругого состояния крыла, в основе которой лежит

использование метода конечных элементов (МКЭ) и метода контрольных объемов (МКО) для дальнейшего применения в проектной деятельности ведущих авиаконструкторских бюро.

Описание методики численного моделирования аэроупругого состояния. Встроенный функционал Siemens Star-CCM+ позволяет выполнять двусторонний связанный расчет совместно с решателем Dassault Systemes Simulia Abaqus. Схема такой связи представлена на рис 1.

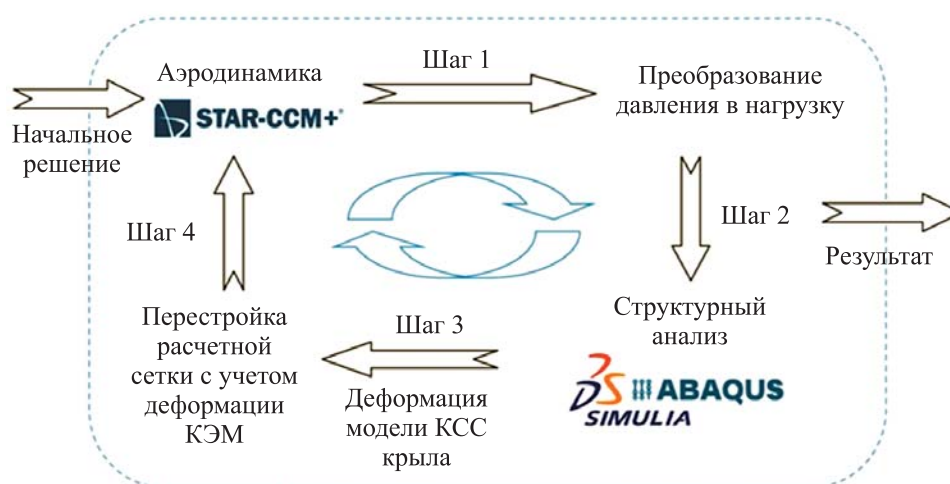


Рис. 1. Общая схема взаимодействия решателей при двусторонней связи:
КЭМ — конечно-элементная модель; КСС — конструктивно-силовая схема

Для реализации такого подхода в решении связанной задачи требуется на каждом временном шаге осуществлять деформацию (морфинг) расчетной области CFD. В Siemens STAR-CCM+ алгоритм деформации (морфер) перераспределяет вершины сетки в ответ на смещение границ, обеспечивая деформацию сетки. Начальное движение, накладываемое морфером на сетку, определяется набором контрольных точек, которые берут начало из вершин сетки на границе морфинга, или из таблицы контрольных точек. Каждая контрольная точка связана с известным вектором смещения. Морфер использует эти смещения для построения поля интерполяции, применяемого для вычисления смещений всех вершин сетки, чтобы создать поле интерполяции для области, с помощью которой определяется движение морфера. Затем морфер применяет поле интерполяции для перемещения вершин, смещая новые их позиции.

Описание эксперимента HIRENASD (High Reynolds Number Aero-Structural Dynamics — аэроупругость при высоких числах Рейнольдса). Эксперимент был проведен в Рейнско-Вестфальском техническом университете Ахена для получения высокоточных

трансзвуковых аэроупругих данных при реалистичных полетных числах Рейнольдса для конфигурации крыло—фюзеляж. Модель крыла продувалась в криогенной аэродинамической трубе. Этот эксперимент был выбран ААІА (American Institute of Aeronautics and Astronautics) в качестве эталонного для валидации методов численного моделирования аэроупругости [7].

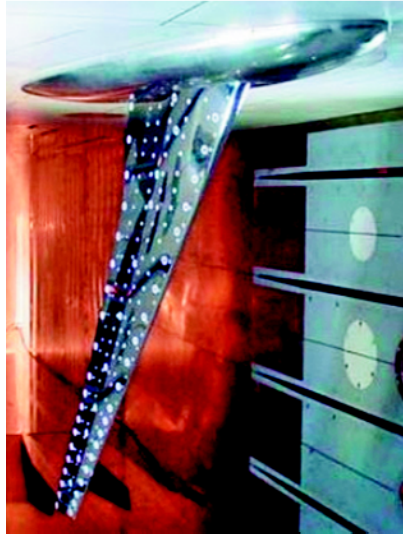


Рис. 2. Общий вид экспериментальной установки

Конфигурация модели крыла, установленного в аэродинамической трубе, представлена на рис 2. Форма крыла в плане, типичная для трансзвуковых авиалайнеров, соответствует крылу SFB 401. Угол стреловидности крыла — 34° , размах — 1,2857 м, средняя аэродинамическая хорда — 0,3445 м. Крыло набрано из профилей ВАС3-11 и RES-30,21 с относительной толщиной 11 % [8]. Корневые профили имеют несколько иные относительные толщины для обеспечения требуемых внутренних объемов модели. Задняя кромка имеет излом. Фюзеляж изолирован от крыла с помощью лабиринтного уплотнения. В результате проведения ряда экспериментов получено большое

количество данных. Были использованы шестикомпонентные весы, оптические маркеры для определения деформации поверхности крыла, 11 акселерометров, 28 тензодатчиков, датчики для измерения параметров газа вблизи поверхности модели. Геометрические параметры модели крыла HIRENASD приведены ниже:

Средняя аэродинамическая хорда, м	0,3445
Размах крыла, м	1,28571
Базовая площадь крыла, м ²	0,3926
Стреловидность по передней кромке, град	34
Удлинение крыла	4,21

Для моделирования был выбран эксперимент 271 HIRENASD [9], проведенный при следующих условиях:

Число Маха, М.....	0,8
Число Рейнольдса, Re	$23,5 \cdot 10^6$
Газ.....	Азот
Температура газа, К.....	204
Давление, Па.....	198115
Угол атаки, град	-1,34

В результате эксперимента были получены данные, позволившие проанализировать амплитудно-частотные характеристики колебаний модели крыла.

Характеристики колебаний крыла по эксперименту 271 [9]

Мода колебаний	1	2
Частота, Гц	29,1	80,4

Описание моделей, использованных для численного моделирования. Вследствие несовпадения теоретического контура, представленного в [9], с конструктивно-силовой схемой, приведенной в открытом доступе, модель конструктивно-силовой схемы крыла была полностью переработана (внешняя поверхность заменена на аналогичную от модели теоретического контура крыла) для полного совпадения математической модели с анализируемым в эксперименте крылом. В результате была получена твердотельная CAD-модель крыла (рис. 3, *a*), воспроизводящая с достаточной степенью точности прототип: сохранились толщины и в целом конструктивно-силовая схема. Модель, представляющая теоретические внешние контуры крыла, также была доработана для создания задней кромки.

Расчеты проводились в неявной динамической постановке без учета демпфирования материала и с включенным параметром интегратора времени (TIP) — 0,05.

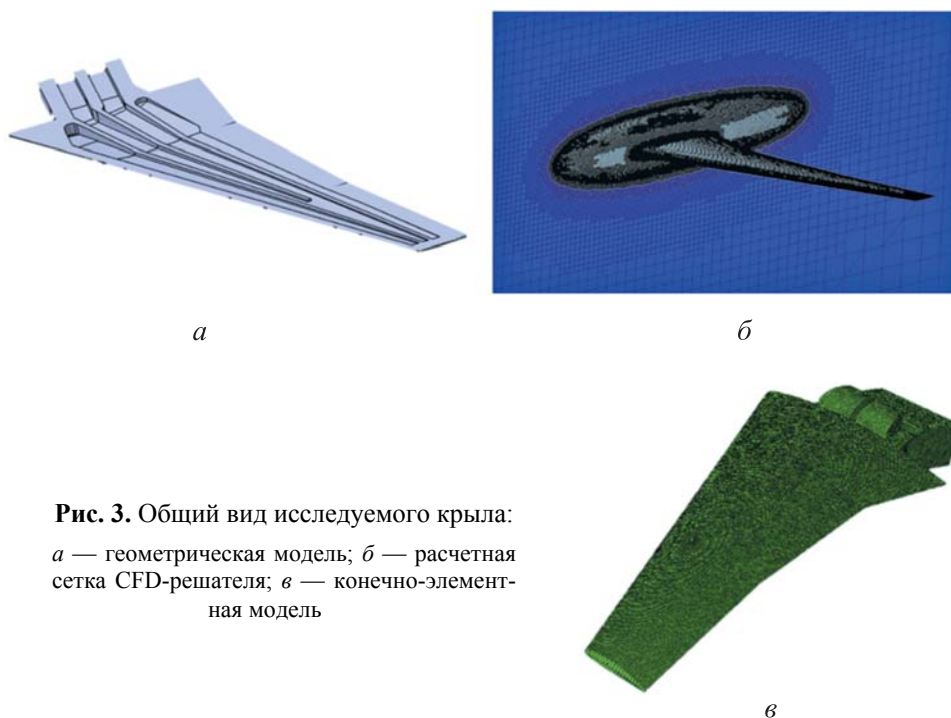


Рис. 3. Общий вид исследуемого крыла:
a — геометрическая модель; *б* — расчетная сетка CFD-решателя; *в* — конечно-элементная модель

На основе доработанных САД-моделей были построены расчетная сетка для CFD-решателя (рис. 3, б) и конечно-элементная модель (рис. 3, в). Оценка качества расчетной сетки, построенной средствами CFD-решателя, проводилась с помощью гистограмм, отражающих параметры качества контрольных объемов. Достаточность такого параметра, как разрешение пристеночной области, обеспечивалась путем его отображения на поверхности исследуемой модели (рис. 4).

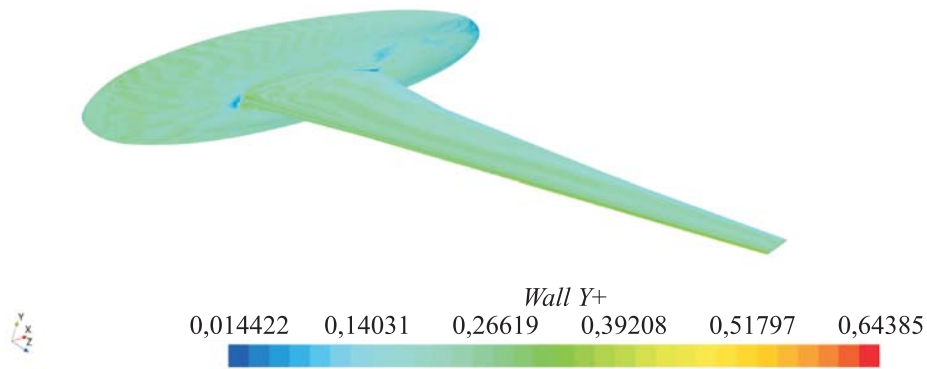


Рис. 4. Параметр разрешения Y^+ пристеночной области

Основные параметры расчетной сетки приведены ниже:

Тип сетки	Неструктурированная
Тип ячеек	Гексагональные, усеченные
Количество ячеек	4 864 139
Число призматических слоев	10
Высота первого слоя, м	$2,0758 \cdot 10^{-7}$
Толщина призматического слоя, мм	3
Параметр разрешения Y^+	Low Y^+

Для того чтобы проанализировать колебания в конечно-элементной модели (см. рис. 3, в), в узлах были размещены контрольные точки (сенсоры), координаты которых соответствовали расположению акселерометров, установленных внутри экспериментальной модели. История перемещений данных точек была записана в файл с расширением odb. Затем данные из файла были экспортированы с целью выполнения преобразований, требующихся для анализа колебаний.

Результаты численного моделирования. На первом этапе проводилось численное моделирование течения газа в статической постановке, для того чтобы отладить настройки CFD-решателя.

Распределение коэффициента давления по поверхности для угла атаки -2° [10] представлено на рис. 5. Распределение коэффициента давления в сечениях, полученные в ходе эксперимента и расчетным путем, изображено на рис. 6.

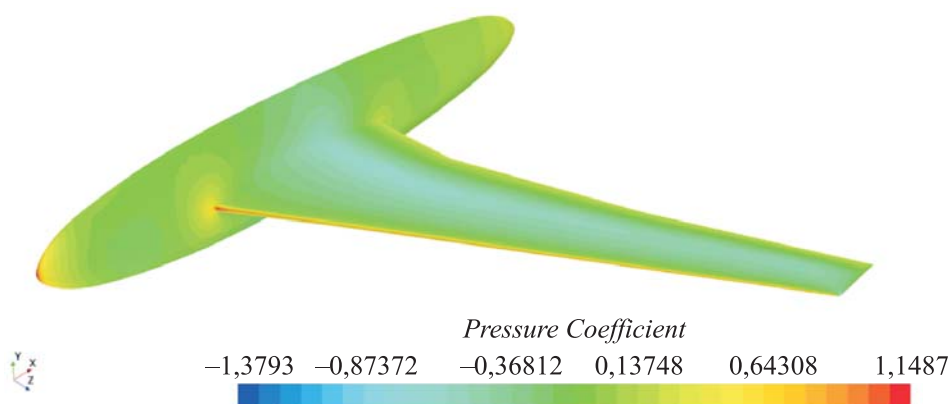


Рис. 5. Распределение коэффициента давления по поверхности

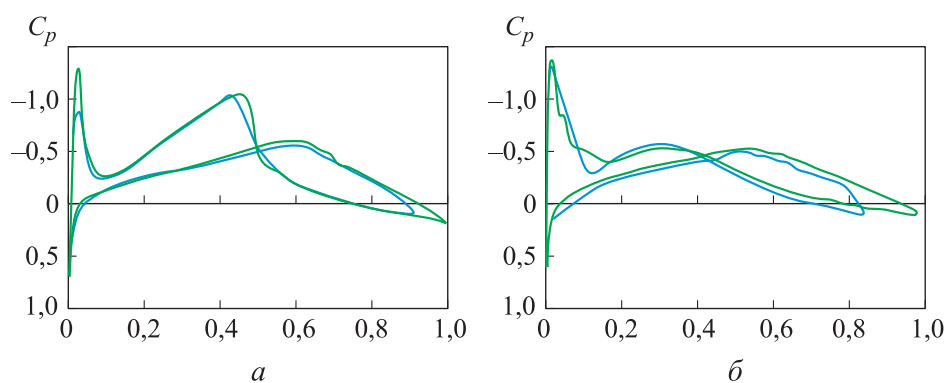


Рис. 6. Распределение коэффициента давления C_p по поверхности хорды в сечениях 0,14 (а) и 0,59 (б) по размаху крыла:

— эксперимент; — моделирование

Затем был проведен расчет собственных частот конечно-элементной модели. Полученные моды колебаний и значения частот собственных колебаний приведены ниже:

Мода 1.....	26,655 Гц
Мода 2.....	86,877 Гц
Мода 3.....	155,92 Гц
Мода 4.....	192,60 Гц
Мода 5.....	283,71 Гц

Визуально моды собственных колебаний крыла представлены на рис. 7.

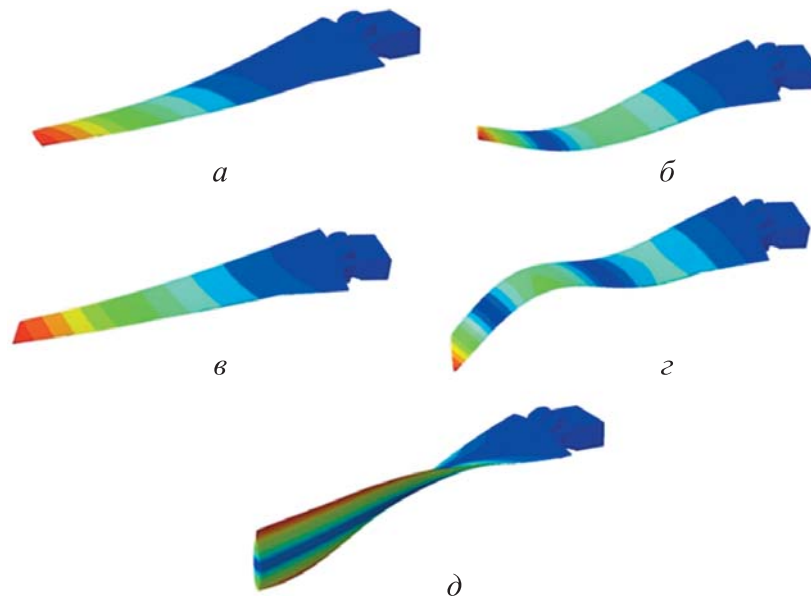


Рис. 7. Визуализация мод собственных колебаний крыла:
а — мода 1; б — мода 2; в — мода 3; г — мода 4; д — мода 5

С учетом собственных частот колебаний конструкции, а также экспериментальных данных для динамического расчета был выбран временной шаг, который, с одной стороны, позволяет разрешить во времени колебания с частотой, аналогичной первой и второй моде, с другой стороны, обеспечивает, учитывая аппаратные возможности используемой ЭВМ, приемлемое время расчета. Для обеспечения наибольшей точности определения мод колебаний общее время динамического процесса было принято равным 1 с.

Информация о перемещениях сенсора на концевой части исследуемого крыла по оси Y была записана в файл с расширением .odb, а затем обработана с помощью библиотек NumPy языка программирования Python. Перемещения этого сенсора по оси Y представлены на рис. 8. Спектр колебаний, полученный путем быстрого преобразования Фурье, показан на рис. 9. Зелеными точками на графике (см. рис. 9) обозначены частоты, вносящие наибольший вклад, синяя кривая отражает спектр колебаний. Значения коэффициента подъемной силы при проведении эксперимента с различными углами атаки, полученные путем статического и динамического расчетов, приведены на рис. 10. Было выявлено, что коэффициент подъемной силы уменьшается вследствие деформации крыла, а именно уменьшения площади крыла в плане, вовлеченной в создание подъемной силы.

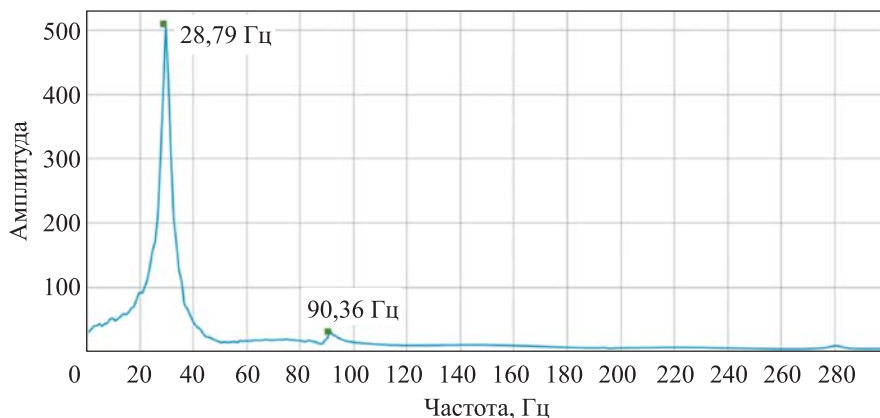


Рис. 8. Спектр колебаний, полученный путем быстрого преобразования Фурье

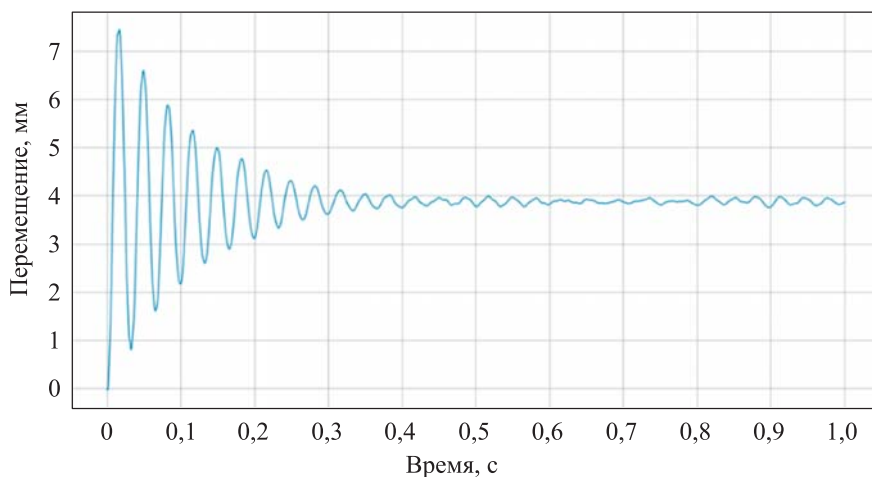


Рис. 9. Перемещения сенсора на концевой части крыла по оси Y

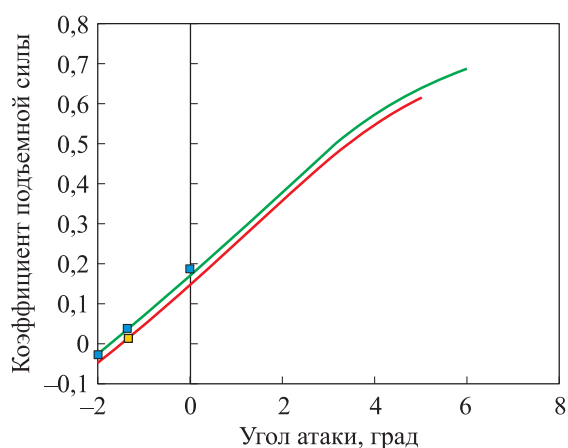


Рис. 10. Коэффициент подъемной силы при различных углах атаки и в различных условиях:

— CD-Adarco; — эксперимент; ■ — стационарные; ■ — динамические

Результаты вычислений по сравнению с экспериментальными данными и аналогичными расчетами других авторов [10] приведены в таблице.

Результаты расчета собственных частот в сравнении с экспериментом

Мода	Собственная частота, Гц, при		
	эксперименте	CD-Adapco	моделировании
1	29,1	29,54	28,79
2	80,4	–	90,36

Заключение. Полученные при моделировании значения частот колебаний удовлетворительно согласуются с экспериментальными данными. Частоты мод колебаний в динамическом расчете отличаются от собственных частот, что характерно для напряженно-деформированного состояния крыла. Совпадение собственных частот колебаний с частотами вынужденных мод колебаний приводит к развитию флаттера.

Результатом проведенных исследований стали разработка и апробация методики численного моделирования аэроупругого состояния крыла на основе методов конечных элементов и контрольных объемов, позволяющая проводить расчеты по определению нагрузок как слабонагруженных элементов, так и ответственных агрегатов, в том числе кессона крыла и оперения. Использование современного программного обеспечения при решении задач аэроупругости дает возможность достичь результатов, которые с достаточной степенью точности совпадают с экспериментальными данными.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Еремин В.П., Больших А.А. Применение метода параметрической оптимизации в задачах проектирования пассажирских авиалайнеров. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2020, вып. 10 (106), с. 3. <https://doi.org/10.18698/2308-6033-2020-10-2022>
- [2] Duan J., Zhang Z. An efficient method for nonlinear flutter of the flexible wing with a high aspect ratio. *Aerospace Systems*, 2018, no. 1, pp. 49–62.
- [3] Парафесь С.Г., Туркин И.К. *Актуальные задачи аэроупругости и динамики конструкций высокоманевренных беспилотных летательных аппаратов*. Москва, Изд-во МАИ, 2016, 184 с.
- [4] Карклэ П.Г., Малютин В.А., Мамедов О.С., Поповский В.Н., Смотров А.В., Смыслов В.И. О современных методиках наземных испытаний самолетов в аэроупругости. *Тр. ЦАГИ, вып. 2708*. Москва, 2021, с. 1–35.
- [5] Мензульский С.Ю., Бура Р.В. Расчет динамических аэроупругих характеристик сверхзвукового летательного аппарата. *XLI Академические чтения по космонавтике. Секция 22 имени академика В.Н. Челомея. Сб. тезисов. Москва 24–27 января 2017 г.* Москва, 2017, с. 512.

- [6] Verri A.A., Morais K.C., Bussamra F.L., Becker G.G., Cesnik C.E. Static loads evaluation in a flexible aircraft using high fidelity fluid–structure iteration tool (E2-FSI). *31st Congress of the international council of the aeronautical sciences*, 2018. URL: https://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2018/data/papers/ICAS2018_0702_paper.pdf (дата обращения 12.05.2023).
- [7] Ballmann J., Boucke A., Chen B., Reimer L., Reime L., Behr M., Behr M., Dafnis A., Buxe C., Buesing S., et al. Aero-structural wind tunnel experiments with elastic wing models at high Reynolds numbers (HIRENASD-ASDMAD). In: *Proceedings of the 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*. Orlando, FL, USA, 4–7 January 2011, p. 882. <https://doi.org/10.2514/6.2011-882>
- [8] Reimer L., Braun C., Chen B.H., Ballmann J. Computational Aeroelastic Design and Analysis of the HIRENASD Wind Tunnel Wing Model and Tests. In: *Proceedings of the International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics (IFASD)*. Stockholm, Sweden, 18–21 June 2007, pp. 17–20.
- [9] Hassan D., Ritter M. Assessment of the ONERA/DLR numerical aeroelasticity prediction capabilities on the HIRENASD configuration. In: *Proceedings "IFASD 2011". IFASD 2011 — 15th International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics*, 26–30 June 2011, Paris, Frankreich.
- [10] Mueller A., Zhelzov S. HIRENASD: Validations. In: *1st AIAA Aerolastic Prediction Workshop*. April 2012, Honolulu, HI (Associated with the 28th AIAA SDM Conference).

Статья поступила в редакцию 17.05.2023

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Гучин В.К., Больших А.А., Устинов Б.Е. Разработка и апробация методики численного моделирования аэроупругого состояния крыла на основе методов конечных элементов и контрольных объемов. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2023, вып. 7. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2023-7-2291>

Гучин Виталий Константинович — инженер-конструктор 2-й категории лаборатории № 2 «Композиционные материалы и конструкции», НИО-101 Московского авиационного института. Область деятельности и научных интересов: численные методы, авиационная техника, численное моделирование динамики жидкости и газа, численное моделирование взаимодействия жидкости и твердого тела, моделирование явлений динамической и статической аэроупругости в интересах сертификации летательных аппаратов. e-mail: GuchinVK@mai.ru

Больших Александр Андреевич — инженер 2-й категории лаборатории № 2 «Композиционные материалы и конструкции», НИО-101 Московского авиационного института. Область интересов: численные методы, авиационная техника, полимерные композиционные материалы, параметрическая оптимизация, математическое моделирование статики и динамики, статическая и динамическая аэроупругость. e-mail: bolshikhaa@mai.ru

Устинов Богдан Евгеньевич — техник лаборатории № 2 «Композиционные материалы и конструкции», НИО-101 Московского авиационного института (национального исследовательского университета). Область интересов: численные методы, авиационная техника, полимерные композиционные материалы, статическая и динамическая аэроупругость. e-mail: ustinovbe@mai.ru

Design, development and approbation of the numerical technique in simulating the wing aeroelastic state based on the finite element and control volumes methods

© V.K. Gunchin, A.A. Bolshikh, B.E. Ustinov

Moscow Aviation Institute (National Research University),
Moscow, 125993, Russia

The paper considers a current trend in designing structural elements for the modern airliners. Calculation of the aerodynamic loads acting on the aircraft in flight is of primary interest at the initial design and development stages. Based on the experimental data, a CAD model was developed, and a computational grid for the CFD solver and the finite element model were constructed. The proposed technique for determining external loads on the airframe is based on the coupled solution of the aerodynamics and strength dynamic models. When using this technique, the serial data exchange between the solvers was actually implemented making it possible to simulate various periodic processes, including the structural vibrations. This work studies aerodynamic characteristics and eigenforms of the loaded wing using the example of the wing blowing calculated repetition in a cryogenic wind tunnel. The purpose of the work is to develop and test a technique for numerical simulation of the wing aeroelastic state, which allows performing calculations to determine the loads on both the lightly loaded elements and the critical units, including the wing box and the empennage. The results obtained testify to applicability of the developed technique at the transonic speeds, as well as a good convergence of the mathematical simulation results with the experimental data.

Keywords: aerodynamics, strength, finite element model, aeroelasticity, aerodynamic loads

REFERENCES

- [1] Eremin V.P., Bolshikh A.A. Primenenie metoda parametricheskoy optimizatsii v zadachakh proektirovaniya passazhirskikh avialaynerov [Method of parametric optimization in the problems of passenger airliner design]. *Inzhenerny zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2020, iss. 10 (106), p. 3. <https://doi.org/10.18698/2308-6033-2020-10-2022>
- [2] Duan J., Zhang Z. An efficient method for nonlinear flutter of the flexible wing with a high aspect ratio. *Aerospace Systems*, 2018, no. 1, pp. 49–62.
- [3] Parafes S.G., Turkin I.K. *Aktualnye zadachi aerouprugosti i dinamiki konstruktsiy vysokomanevrennykh bespilotnykh letatelnykh apparatov* [Actual problems of aeroelasticity and structural dynamics of the highly maneuverable unmanned aerial vehicles]. Moscow, MAI Publ., 2016, 184 p.
- [4] Karkle P.G., Malyutin V.A., Mamedov O.S., Popovskiy V.N., Smotrov A.V., Smyslov V.I. O sovremennykh metodikakh nazemnykh ispytaniy samoletov v aerouprugosti [On modern methods of aircraft ground test in aeroelasticity]. *Trudy TsAGI (Proceedings of TsAGI)*, no. 2708. Moscow, TsAGI Publ., 2021, pp. 1–35.
- [5] Menzulskiy S.Yu., Bura R.V. Raschyot dinamicheskikh aerouprugikh kharakteristik sverkhzvukovogo letatel'nogo apparata [Calculation of dynamic aeroelastic characteristics of a supersonic aircraft]. In: *XLI Akademicheskie chteniya po kosmonavtike. Moscow, 24–27 yanvarya 2017 goda* [XVI Academic readings on cosmonautics. Moscow, January 24–27, 2017]. Moscow, 2017, p. 512.

- [6] Verri A.A., Morais K.C., Bussamra F.L., Becker G.G., Cesnik C.E. Static loads evaluation in a flexible aircraft using high fidelity fluid–structure iteration tool (E2-FSI). In: *31st Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences*, 2018. Available at: https://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2018/data/papers/ICAS2018_0702_paper.pdf (accessed May 12, 2023).
- [7] Ballmann J., Boucke A., Chen B., Reimer L., Reimer L., Behr M., Behr M., Dafnis A., Buxel C., Buesing S., et al. Aero-structural wind tunnel experiments with elastic wing models at high Reynolds numbers (HIRENASD-ASDMAD). In: *Proceedings of the 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*. Orlando, FL, USA, 4–7 January 2011, p. 882. <https://doi.org/10.2514/6.2011-882>
- [8] Reimer L., Braun C., Chen B.H., Ballmann J. Computational aeroelastic design and analysis of the HIRENASD wind tunnel wing model and tests. In: *Proceedings of the International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics (IFASD)*. Stockholm, Sweden, 18–21 June 2007, pp. 17–20.
- [9] Hassan D., Ritter M. Assessment of the ONERA/DLR numerical aeroelasticity prediction capabilities on the HIRENASD configuration. In: *Proceedings “IFASD 2011”. IFASD 2011 — 15th International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics*. 26–30 June 2011, Paris, France.
- [10] Mueller A., Zhelzov S. HIRENASD: Validations. In: *1st AIAA Aerolastic Prediction Workshop*. April 2012, Honolulu, HI (Associated with the 28th AIAA SDM Conference).

Gunchin V.K., Design Engineer of the 2nd Category, Laboratory No. 2 “Composite Materials and Structures”, NIO-101, Moscow Aviation Institute (National Research University). Research interests: numerical methods, aviation technology, numerical simulation of fluid and gas dynamics, numerical simulation of the fluid-solid interaction, simulation of dynamic and static aeroelasticity phenomena for the aircraft certification.
e-mail: GuchinVK@mai.ru

Bolshikh A.A., Engineer of the 2nd Category, Laboratory No. 2 “Composite Materials and Structures”, NIO-101, Moscow Aviation Institute (National Research University). Research interests: numerical methods, aviation technology, polymer composite materials, parametric optimization, mathematical simulation of statics and dynamics, static and dynamic aeroelasticity. e-mail: bolshikhaa@mai.ru

Ustinov B.E., Technician, Laboratory No. 2 “Composite Materials and Structures”, NIO-101, Moscow Aviation Institute (National Research University). Research interests: numerical methods, aviation technology, polymer composite materials, static and dynamic aeroelasticity. e-mail: ustinovbe@mai.ru