

Научная статья
УДК 629.7.015.4
URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=179109>

ИССЛЕДОВАНИЕ КОНСТРУКТИВНО-СИЛОВЫХ СХЕМ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ

Ван Нгок Нгуен

Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет),
Долгопрудный, Московская область, Россия
vanngok@phystech.edu

Аннотация. Создана методика расчетных исследований зависимости упругих деформаций «жестких» аэродинамических моделей от их геометрических и конструктивных параметров с целью определения рациональных модификаций силовой конструкции, позволяющих минимизировать угол упругой крутки крыла модели. Показана возможность минимизации углов упругой крутки в условиях испытаний в аэродинамической трубе и существенного снижения погрешности определения аэродинамических характеристик крыла модели магистрального самолета.

Ключевые слова: аэродинамическая модель, конструктивно-силовая схема, балочная схематизация, аэродинамические характеристики, жесткость, угол поточной крутки, упругие деформации

Для цитирования: Нгуен В.Н. Исследование конструктивно-силовых схем аэродинамических моделей // Вестник Московского авиационного института. 2024. Т. 31. № 1. С. 75–81. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=179109>

Original article

THE STUDY OF STRUCTURAL-POWER SCHEMES OF AERODYNAMIC MODELS

Van Ngoc Nguyen

Moscow Institute of Physics and Technology (National Research University),
Dolgoprudny, Moscow Region, Russia
vanngok@phystech.edu

Abstract

Tests of geometrically congruent models in wind tunnels are conducted as a rule for experimental studies of aerodynamic characteristics while and airplane design. However, computational and experimental studies reveal that these models cannot be made absolutely rigid. At high ram pressures, even steel models are subjected to elastic deformations, which, due to the elastic twist of the lifting surfaces, may significantly distort the test results. The main elasticity impact on the manifests itself herewith for a modern mainline aircraft wing model aerodynamic characteristics through the streamwise twist, and the impact of other bucklings can usually be neglected.

The studies of the “rigid” aerodynamic models elastic deformations dependence on their geometric and structural parameters demonstrate that minimization of the streamwise twist angles requires considering modifications of the model structural-power scheme in two aspects: 1) changing relative position of the line of pressure centers and stiffness axis; 2) reducing torsional stiffness.

The author created a technique for studying dependence of rigid aerodynamic models deformation on their geometric and structural parameters to elaborate requirements for stiffness characteristics of the model, and determine rational modifications of the load-carrying structure, allowing minimizing the streamwise twist angle for various layouts and flow-around modes. Computations of aerodynamic loads and elastic deformations were performed with NASTRAN software by the beam theory approximation. The stiffness characteristics of the wing sections were iteratively computed by the WingDesign program developed on the basis of the hydrodynamic analogy method.

The computational studies results denote that the developed computation technique allows minimizing the angles of the streamwise twist angles of the mainline aircraft model wing under the test conditions in a wind tunnel and significantly reducing the error in determining its aerodynamic characteristics by rational modifications of the structural-power scheme of the model. It seems worthwhile to confirm experimentally in the further activities on this subject technological feasibility of the model structure modifications being considered.

Keywords: aerodynamic model, structural-power scheme, beam schematization, aerodynamic characteristics, stiffness, streamwise twist angle, elastic deformations

For citation: Nguyen V.N. The Study of Structural-Power Schemes of Aerodynamic Models. *Aerospace MAI Journal*, 2024, vol. 31, no. 1, pp. 75-81. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=179109>

Введение

Для экспериментального исследования аэродинамических характеристик при проектировании самолетов обычно проводят испытания их геометрически подобных моделей в аэродинамических трубах (АДТ). Эти модели не удается делать абсолютно жесткими; при больших скоростных напорах даже стальные модели подвержены упругим деформациям, которые из-за упругой крутки несущих поверхностей могут заметно искажать результаты испытаний. Например, в работе [1] на основе метода коэффициентов влияния проведены расчеты по определению влияния упругости конструкции на некоторые аэродинамические характеристики, получаемые в АДТ для типичных жестких моделей крыльев, различных по размерам, стреловидности, жесткостным характеристикам. Результаты показывают, что упругость конструкции особенно значительно влияет на крылья прямой стреловидности большого удлинения. Выявлено, что эффекты нежесткости проявляются и на крылья умеренного удлинения на дренированных моделях. Отмечается, что для повышения точности определения аэродинамических коэффициентов жестких аэродинамических моделей в АДТ необходимо вводить поправки для исключения влияния упругости конструкций. Результаты параметрических исследований, полученные в работе [2], показывают заметное влияние упругости на аэродинамические коэффициенты. Это явление также было исследовано в работе [3] для модели крыла большого удлинения.

Много исследований в данном направлении выполнено для тестовой модели магистрального пассажирского самолета традиционной компоновки Common Research Model (CRM), разработанной

совместно NASA и Boeing [4]. Например, в работе [5] проводились расчеты при числе Маха $M = 0,85$ и числе Рейнольдса $Re = 5 \cdot 10^6$, а угол атаки варьировался от $\alpha = 0$ до $\alpha = 4,5^\circ$. Показано, что различие между результатами расчетов с учетом и без учета упругих деформаций увеличивается с ростом угла атаки. Подъемная сила уменьшается из-за упругой крутки, вызванной геометрической связью изгиба и кручения стреловидного крыла. Для коэффициентов момента тангажа различия между численными и экспериментальными данными значительно уменьшаются при учете деформаций крыла. При исследовании распределения давления по хорде некоторые аэроупругие эффекты становятся видимыми в средней части крыла и увеличиваются по направлению к концу крыла. Показано, что в целом расчеты с учетом упругих деформаций обеспечивают более точный прогноз уровней давления и положения скачка уплотнения.

Расчетные исследования влияния упругих деформаций крыла на аэродинамические характеристики модели самолета с использованием современных методов аэрогидродинамики при трансзвуковых скоростях, проведенные в работе [6], показывают, что при больших углах атаки от 5 до 9° значения коэффициента подъемной силы с учетом упругих деформаций уменьшаются на $0,03-0,06$ по сравнению со значениями для жесткой модели. Упругие деформации также влияют на распределение циркуляции по размаху крыла, уменьшают протяженность области разрежения перед скачком уплотнения по хорде крыла по сравнению с жесткой моделью в центральных сечениях.

В работе [7] также рассмотрены вопросы, связанные с учетом упругой крутки модели крыла магистрального самолета при проведении испытаний

в АДТ. Показано, что из-за более существенного вклада в поточную крутку сечений изгиба по сравнению с кручением происходит разгрузка концевых сечений при деформациях крыла. Изменения углов атаки концевых сечений достигали 10% от углов атаки корневых сечений, что заметно искажало распределение коэффициента давления.

В работе [8] на основе численных решений уравнений Навье–Стокса проведены расчетные исследования влияния упругих деформаций крыла на аэродинамические характеристики модели магистрального пассажирского самолета. Сравнения расчетных и экспериментальных значений аэродинамических коэффициентов показывают, что влияние аэроупругой деформации на коэффициент давления возрастает в концевых сечениях крыла, а также что полученные без учета влияния аэроупругости значения коэффициента подъемной силы несколько превышают экспериментальные, а значения коэффициента сопротивления завышаются существенно.

Для исключения (или минимизации) указанных погрешностей иногда используют модель со специальной предварительной деформацией, которая обеспечивает получение необходимой формы крыла в расчетном режиме, а также упругоподобную модель крыла, которая обеспечивает деформации модели в потоке, подобные деформациям натурального самолета (с учетом масштабов модели). Различные методы проектирования упругоподобной модели рассмотрены в работах [9, 10]. Некоторые расчетные и/или экспериментальные исследования жесткостных и аэродинамических характеристик упругоподобных моделей рассматривались в работах [11, 12]. Однако использование таких моделей может обеспечить минимизацию погрешностей только для одного режима полета.

Расчетные и экспериментальные исследования показывают, что основное влияние упругости крыла модели современного магистрального самолета на аэродинамические характеристики проявляется через изменение углов поточной крутки, а влиянием упругих прогибов обычно можно пренебречь. При положительных углах атаки углы упругой поточной крутки $\alpha_{\text{упр}}$ на крыле со стреловидной осью жесткости отрицательные (передняя кромка отклоняется вниз), а на крыле с прямой осью жесткости (или с обратной стреловидностью) углы крутки положительные. Это можно видеть из выражения для угла упругой крутки [13–15]:

$$\alpha_{\text{упр}} = \varphi \cos(\chi) - \psi \sin(\chi), \quad (1)$$

где χ – угол стреловидности оси жесткости крыла, φ – угол кручения сечения крыла относительно оси жесткости, ψ – изгибный угол, который связан

с упругим прогибом по нормали w выражением $\psi = \partial w / \partial l$, l – расстояние вдоль оси жесткости. Угол φ определяется крутильной жесткостью, а также взаимным положением оси жесткости и линии центров давления, а угол ψ – изгибной жесткостью и распределением нагрузки вдоль размаха крыла (циркуляцией). Поэтому, меняя положение оси жесткости и соотношение между изгибной и крутильной жесткостями, можно минимизировать угол упругой крутки крыла. При этом нужно учитывать, что деформации модели в потоке существенно зависят от геометрии модели, параметров силовой схемы конструкции, режима обтекания.

Исследования зависимости упругих деформаций «жестких» аэродинамических моделей от их геометрических и конструкционных параметров показывают [2], что для минимизации углов упругой крутки можно рассматривать модификации конструктивно-силовой схемы модели в двух аспектах: 1) изменение взаимного расположения линии центров давления и оси жесткости; 2) уменьшение жесткости на кручение.

В данной работе создана методика исследования зависимости упругих деформаций «жестких» аэродинамических моделей от их геометрических и конструкционных параметров с целью выработки требований к жесткостным характеристикам модели и определения рациональных модификаций силовой конструкции, позволяющих минимизировать угол упругой крутки модели при разных компоновках крыла и режимах обтекания.

Методика расчетов

Рассматриваемая задача включает расчет упругих деформаций конструкции в потоке воздуха, т. е. это типичная задача аэроупругости. Для ее решения здесь используется полиномиальный метод Ритца совместно с панельным методом, реализованный в многодисциплинарном комплексе программ АРГОН [16], а также метод конечного элемента совместно с методом дискретных диполей [17], реализованный в комплексе программ NASTRAN [18].

Для уточнения распределения аэродинамических сил с учетом транзвуковых особенностей обтекания модели используется эффективный метод расчета характеристик аэроупругости в транзвуковом потоке, разработанный в ЦАГИ [19]. Метод основан на интеграции комплекса аэродинамических программ BLWF, основанных на использовании уравнений Эйлера с учетом вязкости, и многодисциплинарной системы анализа и проектирования конструкций АРГОН; ряд валидационных расчетов подтверждает достоверность результатов для моделей в транзвуковом потоке (рис. 1).

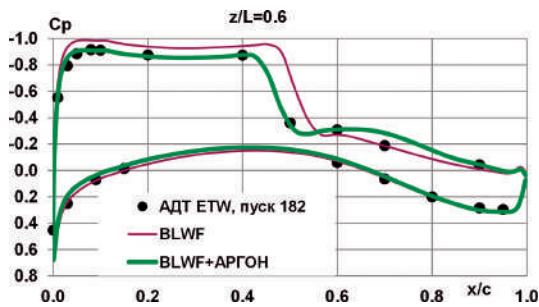


Рис. 1. Сравнение расчетных и экспериментальных распределений давления для модели NASA CRM, $M = 0,85$; $\alpha = 3^\circ$; $q = 60,5$ кПа, $Re = 5$ млн

При построении расчетной модели крыла большого удлинения нужны распределения изгибных и крутильных жесткостей вдоль оси жесткости. Для их расчета применяется специально разработанный метод, основанный на гидродинамической аналогии [20] и реализованный в программе WingDesign.

Для решения поставленной задачи минимизации углов упругой крутки применяется процедура оптимизации параметров при выбранной конструктивно-силовой схеме. При этом форма сечения крыла выбирается из инженерных соображений и предварительных оценок, затем назначаются варьируемые и технологически необходимые параметры сечения. Далее применяется оптимизационный подход к определению параметров сечения крыла модели для минимизации углов упругой крутки, возникающих при действии на крыло аэродинамических нагрузок.

Предварительные расчетные оценки показали, что для типичного крыла пассажирского самолета с углом стреловидности примерно $20-30^\circ$ эффект «уравновешивания» вклада изгибных и крутильных деформаций в упругую крутку (см. выражение (1)) может быть достигнут. Для его технической реализации потребуется изготавливать модели с внутренними полостями определенной конфигурации. На рис. 2 показан один из возможных вариантов такого внутреннего выреза. Принципиальным моментом здесь является наличие щели в передней части про-

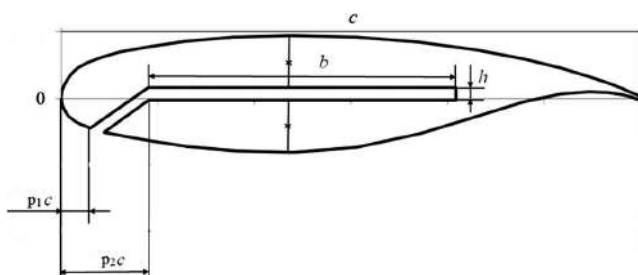


Рис. 2. Сечение силовой конструкции крыла модели с внутренним вырезом

филя, что обеспечивает необходимый сдвиг назад положения оси жесткости при одновременном уменьшении крутильной жесткости.

Поиск оптимальных параметров сечения, показанного на рис. 2, может быть сформулирован как задача минимизации некоторой целевой функции при заданных ограничениях. В данном случае рассматриваются два параметра для каждого сечения: высота h и глубина b выреза (рис. 2). В качестве целевой функции выбрана сумма квадратов углов упругой крутки по всем сечениям.

Математическая формулировка задачи минимизации углов поточной крутки модели крыла выглядит следующим образом: найти $\min \sum_{i=1}^n \alpha_i^2$ при ограничениях $h_l \leq h \leq h_u$; $b_l \leq b \leq b_u$; $d_{\min} \geq p h_0$, где α_i – угол поточной крутки i -й наблюдаемой точки на оси жесткости модели крыла, $i = \{1, \dots, n\}$, n – количество наблюдаемых точек на оси жесткости модели крыла, h_l и h_u – нижняя и верхняя граница для высоты выреза, а b_l и b_u – нижняя и верхняя граница для глубины выреза, d_{\min} – минимальное расстояние до контура профиля от всех угловых точек выреза; параметры p, p_1, p_2 выбираются исходя из технологических требований.

Для решения данной задачи разработано программное обеспечение, основанное на применении метода последовательного квадратичного программирования. Для определения значения целевой функции при заданном наборе параметров необходимо перестроить расчетную модель и решить задачу статической аэроупругости для заданного режима обтекания, что достаточно трудоемко в вычислительном отношении. Поэтому при оптимизации логично использовать линейную аэродинамику, а полученный результат уточнять с применением трансзвуковой аэродинамики.

Результаты расчетов

Результаты расчетов для модели крыла магистрального самолета (рис. 3) показывают, что разработанный подход позволяет получить желаемый эффект по снижению упругой крутки за счет целенаправленных модификаций конструктивно-силовой схемы модели. Как было указано выше, эффект достигается как сдвигом центра жесткости сечений назад, так и уменьшением жесткости на кручение. Заметим, что у цельнометаллического крыла модели соотношение изгибной и крутильной жесткостей составляет примерно $1 : 1,5$, а у крыла с вырезом – соответственно примерно $3 : 1$.

Полученные распределения углов упругой поточной крутки для исходной сплошной модели и для модели с вырезом при одном из режимов обтекания показаны на рис. 4.

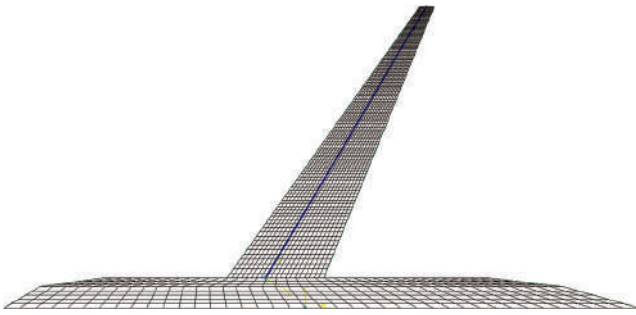


Рис. 3. Расчетная схема модели

Для модели крыла с вырезом удается минимизировать углы поточной кривки, что существенно снижает погрешность в определении аэродинамических характеристик (см. таблицу).

Изменение коэффициента подъемной силы c_y в зависимости от скоростного напора (в процентах от его значения для жесткого крыла)

| | | | |
|---|-------|-------|-------|
| Скоростной напор q , кПа | 25 | 40 | 60 |
| Цельнометаллическое крыло, Δc_y , % | 0,9 | 1,5 | 2,2 |
| Крыло с вырезом, Δc_y , % | 0,005 | 0,008 | 0,012 |

Из таблицы видно практическое отсутствие влияния скоростного напора на коэффициент подъемной силы c_y крыла с вырезом.

Выводы

Результаты расчетных исследований показывают, что разработанная методика позволяет мини-

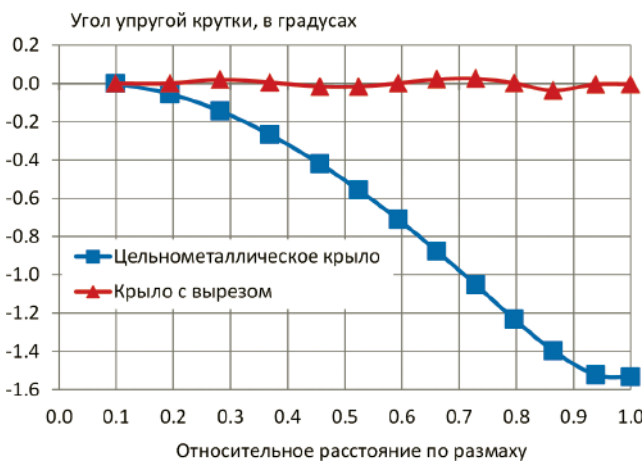


Рис. 4. Зависимость угла упругой кривки для исходной сплошной модели и для модели с вырезом от расстояния по размаху ($M = 0.85$; $q = 54,4$ кПа; $\alpha = 3^\circ$)

мизировать упругие приращения углов поточной кривки крыла модели в условиях испытаний в аэродинамической трубе благодаря рациональным модификациям конструктивно-силовой схемы модели. В дальнейшей работе по данной теме было бы целесообразно экспериментально подтвердить технологическую реализуемость рассматриваемых модификаций конструкции модели.

Список источников

1. Амирьянц Г.А., Ефименко С.В., Сирота С.Я. Влияние упругих деформаций «жестких» аэродинамических моделей на их аэродинамические характеристики // Ученые записки ЦАГИ. 1993. Т. XXIV. № 1. С. 131–144.
2. Горбушин А.Р., Ишмуратов Ф.З., Нгуен В.Н. Исследование зависимости упругих деформаций «жестких» аэродинамических моделей от их геометрических и конструктивных параметров // Вестник Московского авиационного института. 2022. Т. 29. № 2. С. 45–60. DOI: 10.34759/vst-2022-2-45-60
3. Amiryants G.A., Bunkov V.G., Mamedov O.S., Paryshev S.E. Static and dynamic aeroelasticity study of Boeing wing models // In: Joint advanced research and technology projects in commercial aviation: 25 years of collaboration between Russian and Boeing scientists (1993–2018). Moscow, Nauka, 2017, pp.109–116.
4. Keye S., Brodersen O., Rivers M.B. Investigation of Aeroelastic Effects on the NASA Common Research Model // AIAA Journal of Aircraft. 2014. Vol. 51. No. 4, pp. 1323–1330. DOI: 10.2514/1.C032598
5. Rivers M.B., Dittberner A. Experimental Investigations of the NASA Common Research Model // AIAA Journal of Aircraft. 2014. Vol. 51. No. 4, pp. 1183–1193. DOI: 10.2514/1.C032626
6. Баринев В.А., Павленко О.В., Янин В.В. Расчетные исследования влияния упругих деформаций крыла на аэродинамические характеристики модели самолета при трансзвуковых скоростях // Ученые записки ЦАГИ. 2016. Т. 47. № 3. С. 80–90.
7. Гарифуллин М.Ф., Орлова О.А. Учет влияния упругой кривки при обработке результатов испытаний дренированной модели крыла большого удлинения в АДТ // Ученые записки ЦАГИ. 2018. Т. 49. № 5. С. 76–85.
8. Вожедаев В.В., Теперин Л.Л. Исследование влияния упругих деформаций модели крыла магистрального пассажирского самолета на ее аэродинамические характеристики // Ученые записки ЦАГИ. 2018. Т. 49. № 7. С. 76–84.
9. Амирьянц Г.А., Вермель В.Д., Ишмуратов Ф.З. и др. Проектирование упругоподобной модели, изготавливаемой с использованием современных цифровых технологий // Ученые записки ЦАГИ. 2012. Т. 43. № 3. С. 88–104.

10. Амирьянц Г.А., Ишмуратов Ф.З., Найко Ю.А. и др. Проектирование упругоподобной модели крыла балочной схематизации // Ученые записки ЦАГИ. 2018. Т. 49. № 5. С. 65–75.
11. Амирьянц Г.А., Возжаев В.В., Ишмуратов Ф.З. и др. О расчетных исследованиях жесткостных и аэродинамических характеристик упруго-подобных моделей // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2013. № 6. С. 51–60.
12. Амирьянц Г.А., Ишмуратов Ф.З., Кулеи В.П., Найко Ю.А. Испытания упруго-подобной модели крыла административного самолёта в АДТ-128 // Прочность конструкций летательных аппаратов: Сб. статей научно-технической конференции (31 мая–1 июня 2018; Жуковский). Сер. «Труды ЦАГИ». Выпуск № 2782. М.: Издательский отдел ЦАГИ, 2018. С. 179–182.
13. Бисплингофф Р. Л., Эшли Х., Халфмэн Р. Л. Аэроупругость / Пер. с англ. Г.И. Баренблатта и др.; Под ред. Э.И. Григолюка. – М.: Изд-во иностранной литературы, 1958. – 799 с.
14. Фершинг Г.В. Основы аэроупругости / Пер. с нем. К.Ф. Плитта. – М.: Машиностроение, 1984. – 600 с.
15. Фын Я.Ц. Введение в теорию аэроупругости / Пер. с англ. А.И. Смирнова; Под ред. Э.И. Григолюка. – М.: Физматлит, 1959. – 524 с.
16. Ishmuratov F.Z., Chedrik V.V. ARGON Code: Structural Aeroelastic Analysis and Optimization // International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics (IFASD, 4–6 June 2003, Amsterdam).
17. Albano E., Rodden W. A Doublet-Lattice Method for Calculating Lift Distributions on Oscillating Surfaces in Subsonic Flows // AIAA Journal. 1969. Vol. 7. No. 2, pp. 279–285. DOI: 10.2514/3.5086
18. Rodden W.P., Johnson E.H. MSC/NASTRAN Aeroelastic Analysis: User's Guide, version 68. - The MacNeal-Schwendler Corporation. Los Angeles. CA, 1994. – 864 p.
19. Kuzmina S.I., Ishmuratov F.Z., Bezuevsky A.V., Karas O.V. Study of an influence of Reynolds number on a model deformation in a wind tunnel flow // 5th Aircraft Structural Design Conference (3–7 October 2016; Manchester UK)
20. Возжаев В.В., Теперин Л.Л., Чан Ван Хынг. Метод определения жесткостных характеристик аэроупругих моделей крыльев большого удлинения // Авиационная промышленность. 2014. № 3. С. 4–12.

References

1. Amir'yants G.A., Efimenko S.V., Sirota S.Ya. *Uchenye zapiski TSAGI*, 1993, vol. XXIV, no. 1, pp. 131–144.
2. Gorbushin A.R., Ishmuratov F.Z., Nguyen V.N. Studying dependence of “RIGID” aerodynamic models elastic deformations on their geometric and design parameters. *Aerospace MAI Journal*, 2022, vol. 29, no. 2, pp. 45–60. DOI: 10.34759/vst-2022-2-45-60
3. Amir'yants G.A., Bunkov V.G., Mamedov O.S., Paryshev S.E. Static and dynamic aeroelasticity study of Boeing wing models. In: “*Joint advanced research and technology projects in commercial aviation: 25 years of collaboration between Russian and Boeing scientists (1993-2018)*”. Moscow, Nauka, 2017, pp.109–116.
4. Keye S., Brodersen O., Rivers M.B. Investigation of Aeroelastic Effects on the NASA Common Research Model. *AIAA Journal of Aircraft*, 2014, vol. 51, no. 4, pp. 1323–1330. DOI: 10.2514/1.C032598
5. Rivers M.B., Dittberner A. Experimental Investigations of the NASA Common Research Model. *AIAA Journal of Aircraft*, 2014, vol. 51, no. 4, pp. 1183–1193. DOI: 10.2514/1.C032626
6. Barinov V.A., Pavlenko O.V., Yanin V.V. *Uchenye zapiski TSAGI*, 2016, vol. 47, no. 3, pp. 80–90.
7. Garifullin M.F., Orlova O.A. *Uchenye zapiski TSAGI*, 2018, vol. 49, no. 5, pp. 76–85.
8. Vozhdaev V.V., Teperin L.L. *Uchenye zapiski TSAGI*. 2018, vol. 49, no. 7, pp. 76–84.
9. Amir'yants G.A., Vermel' V.D., Ishmuratov F.Z. et al. *Uchenye zapiski TSAGI*. 2012, vol. 43, no. 3, pp. 88–104.
10. Amir'yants G.A., Ishmuratov F.Z., Naiko Yu.A. et al. *Uchenye zapiski TSAGI*. 2018, vol. 49, no. 5, pp. 65–75.
11. Amir'yants G.A., Vozhdaev V.V., Ishmuratov F.Z. et al. *Polet. Obshcherossiiskii nauchno-tekhnicheskii zhurnal*. 2013, no. 6, pp. 51–60.
12. Amir'yants G.A., Ishmuratov F.Z., Kulesh V.P., Naiko Yu.A. *Materialy Nauchno-tekhnicheskoi konferentsii “Prochnost' konstruksii letatel'nykh apparatov” (31 May – 1 June 2018; Zhukovskii)*. Ser. “*Trudy TsAGI*”. No. 2782, Moscow, Izdatel'skii otdel TsAGI, 2018, pp. 179–182.
13. Bisplinghoff R.L., Ashley H., Halfman R.L. *Aeroelasticity*. Dover Publications, First Dover Edition, 1996, 880 p.
14. Försching H.W. *Grundlagen der Aeroelastik*. Springer-Verlag, 1974, 693 p.
15. Fuhg Y.C. *An introduction to the theory of aeroelasticity*. Dover Publications, 2008, 512 p.
16. Ishmuratov F.Z., Chedrik V.V. ARGON Code: Structural Aeroelastic Analysis and Optimization. *International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics (IFASD, 4–6 June 2003, Amsterdam)*.
17. Albano E., Rodden W. A Doublet-Lattice Method for Calculating Lift Distributions on Oscillating Surfaces in

- Subsonic Flows. *AIAA Journal*, 1969, vol. 7, no. 2, pp. 279-285.
DOI: 10.2514/3.5086
18. Rodden W.P., Johnson E.H. *MSC/NASTRAN Aeroelastic Analysis: User's Guide, version 68*. The MacNeal-Schwendler Corporation. Los Angeles. CA, 1994, 864 p.
19. Kuzmina S.I., Ishmuratov F.Z., Bezuevsky A.V., Karas O.V. Study of an influence of Reynolds number on a model deformation in a wind tunnel flow. *5th Aircraft Structural Design Conference (3-7 October 2016; Manchester UK)*.
20. Vozhdaev V.V., Teperin L.L., Chan Van Khyng. *Aviatsionnaya promyshlennost'*, 2014, no. 3, pp. 4-12.

Статья поступила в редакцию 30.11.2023; одобрена после рецензирования 06.12.2023; принята к публикации 08.12.2023.

The article was submitted on 30.11.2023; approved after reviewing on 06.12.2023; accepted for publication on 08.12.2023.