

Научная статья
УДК 629.7.015.4
DOI: 10.34759/vst-2022-2-45-60

ИССЛЕДОВАНИЕ ЗАВИСИМОСТИ УПРУГИХ ДЕФОРМАЦИЙ «ЖЕСТКИХ» АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ ОТ ИХ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ И КОНСТРУКЦИОННЫХ ПАРАМЕТРОВ

Антон Роальдович Горбушин¹, Фаниль Закиевич Ишмуратов² ✉, Ван Нгок Нгуен³

^{1,2}Центральный аэрогидродинамический институт им. профессора Н.Е. Жуковского, ЦАГИ, Жуковский, Московская область, Россия

^{1,3}Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет), МФТИ, Долгопрудный, Московская область, Россия

¹gorbushin.ar@mipt.ru, gorbushin@tsagi.ru

²famil.ishmuratov@tsagi.ru ✉

³vanngok@phystech.edu

Аннотация. Рассмотрены особенности процедуры построения расчетной схемы стального крыла аэродинамической модели в комплексе программ NASTRAN для решения задач статической аэроупругости. Исследованы параметрические зависимости упругих прогибов, углов крутки и коэффициента аэродинамической нормальной силы от угла стреловидности модели и положения оси жесткости. Выявлена возможность снижения влияния упругих деформаций на аэродинамические характеристики для некоторого диапазона углов стреловидности крыла и режимов испытаний за счет модификации силовой схемы модели.

Ключевые слова: аэродинамическая модель, аэродинамическая труба, упругий прогиб, угол точной крутки, балочная схематизация, ось жесткости

Для цитирования: 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

Original article

STUDYING DEPENDENCE OF “RIGID” AERODYNAMIC MODELS ELASTIC DEFORMATIONS ON THEIR GEOMETRIC AND DESIGN PARAMETERS

Anton R. Gorbushin¹, Fanil Z. Ishmuratov² ✉, Van Ngoc Nguyen³^{1,2}Central Aerohydrodynamic Institute named after N.E. Zhukovsky (TsAGI), Zhukovsky, Moscow Region, Russia^{1,3}Moscow Institute of Physics and Technology (National Research University), Dolgoprudny, Moscow Region, Russia¹gorbushin.ar@mipt.ru, gorbushin@tsagi.ru²fanil.ishmuratov@tsagi.ru ✉³vanngok@phystech.edu

Abstract

Aerodynamic models, assumed as a rule to be very rigid, are actually subjected to noticeable elastic deformations under the wind tunnel (WT) testing conditions, which distort the measurement results. The article studies the dependences of elastic deformations of “rigid” WT models on their geometric and structural parameters to develop requirements for the model stiffness characteristics and determine rational modifications of the primary structure, which allow minimizing the model elastic twist angle for various wing layouts and flow-around modes

The procedure specifics for developing a steel wing computational model of the aerodynamic model in the NASTRAN software package for solving static aeroelasticity problems are considered. Parametric dependences of elastic deflections, twist angles and the lift coefficient on the wing sweep angle and position of the stiffness axis are studied.

Analysis of the results obtained for the wing model of a typical mainline aircraft reveal the following:

- the elastic streamwise twist angle is mainly determined by the bending angle;
- the angle of torsion around the stiffness axis for the model under consideration increases the streamwise twist angle.

Thus, the streamwise twist would be possible at the twist angle sign changing due to the shift of the axis of stiffness. It may also be seen from the comparative analysis of the center of pressure position of the sections along the chord for the three different problems, which correspond to the pressure distribution depending on the curvature and twist at the zero angle of attack, unit angle of attack and these problems combination at different angles of attack.

For the model under consideration, in the middle and end parts, where significant deformations occur, the stiffness axis is located at a distance of $(0.4–0.45)c$ from the leading edge (here c is the wing local chord). The sections' center of pressure position is much further, and reaches a value of $0.6c$ at the wing end. This rear position of the pressure center is stipulated by the specificity of the employed supercritical airfoils with a strong undercutting of the lower surface near the trailing edge.

Thus, the possibility of reducing the elastic deformation impact on aerodynamic characteristics for a certain range of wing sweep angles and test modes due to the model layout modification was revealed as the result of parametric studies.

To minimize the elasticity effect on aerodynamic characteristics while the WT test, modifications of the model layout may be considered in two aspects: 1) relative position changing of the pressure centers line and the stiffness axis; 2) torsional stiffness reducing.

The said areas of research are supposed to be developed in the further activities on this issue.

Keywords: aerodynamic model, wind tunnel, elastic deflection, streamwise twist angle, beam schematization, stiffness axis

For citation: 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

Введение

Испытания так называемых «жестких» моделей в аэродинамических трубах (АДТ) являются основным способом экспериментального исследования аэродинамических характеристик разрабатываемых самолетов. Одна из проблем, возникающих в таких исследованиях — это упругое изменение геометрии крыла модели под воздействием аэродинамических сил и моментов.

Взаимовлияние упругих деформаций крыла и распределения аэродинамических сил известно под названием аэроупругость, и ему посвящено много классических и современных работ [1—4]. Проблемы аэроупругости наиболее остро проявляются для тонкостенных, максимально облегченных, а также удлиненных авиационных конструкций [4, 5]. При испытаниях в АДТ для определения аэродинамических характеристик под большими нагрузками применяются так называемые «жесткие» аэродинамические модели. Они обычно цельнометаллические, и их изготавливают из стали с высоким модулем упругости. Однако даже такие модели деформируются при высоких скоростных напорах, что оказывает заметное влияние на измеряемые аэродинамические характеристики [6, 7]. Данное явление исследовано во многих расчетных и экспериментальных работах. Например, в работе [8] на основе численных решений уравнений Навье—Стокса проведено расчетное исследование влияния упругих деформаций крыла на аэродинамические характеристики модели магистрального пассажирского самолета; расчетные исследования влияния упругих деформаций крыла на аэродинамические характеристики модели самолета с использованием современных методов аэрогидродинамики при трансзвуковых скоростях проведены в работе [9], а в [10] рассмотрены вопросы, связанные с учетом упругой крутки модели крыла при проведении испытаний в АДТ.

Много исследований в данном направлении выполнено для тестовой модели магистрального пассажирского самолета традиционной компоновки CRM (Common Research Model), разработанной совместно NASA и Boeing [11]. В работах [12—14] расчетными и экспериментальными исследованиями показано, что для данной модели при больших скоростных напорах возникают заметные деформации: прогиб концевых сечений достигает 3—4 % от полуразмаха крыла, а поточные углы крутки (-1.5) — $(-2)^\circ$. Такие деформации вносят ощутимые систематические по-

грешности в экспериментальные результаты при определении аэродинамических характеристик.

Для исключения (или минимизации) указанных погрешностей иногда используют модель со специальной предварительной деформацией («стапельной» круткой), которая обеспечивает получение необходимой формы крыла в расчетном режиме. Недостатком такого подхода является то, что «правильную» форму крыло будет принимать только для одного режима испытаний.

Другой подход состоит в использовании упругоподобной модели крыла [15—18], которая обеспечивает деформации модели в потоке, подобные деформациям натурального самолета (с учетом масштабов модели). Однако такое подобие можно обеспечить тоже только для одного режима.

Возможен другой подход к проектированию аэродинамических моделей для современных магистральных самолетов с крылом малой и умеренной стреловидности. Влияние упругих деформаций на аэродинамические характеристики определяется в основном углом поточной крутки. 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:

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

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 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.

В данной работе исследованы зависимости упругих деформаций «жестких» аэродинамичес-

ких 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, для разных компоновок крыла и режимов обтекания.

1. Расчетная схема модели крыла

Для исследований в качестве базовой выбрана модель крыла типичного современного магистрального самолета со стреловидностью 32.4° по линии 1/4 хорд. Геометрия крыла в плане задана тремя хордами в базовых сечениях: в корне, на изломе и на конце (рис. 1). Их параметры приведены в табл. 1; начало связанной системы координат находится в носике корневой хорды. Ось Ox направлена вдоль потока, Oy – вверх, Oz – вдоль размаха консоли крыла.

В этих же базовых сечениях заданы аэродинамические профили (рис. 2) и углы крутки (табл. 1).

Упругая схема крыла задана в балочном приближении. Балка располагается вдоль оси жесткости с углом стреловидности 30.5°, координата начала балки $x_0 = 0.098$ м. Распределение изгибной (EI) и крутильной (GJ) жесткостей по размаху крыла показано на рис. 3 (значения жесткостей изменяются на четыре порядка в зависимости от расстояния вдоль размаха, поэтому для наглядности они показаны в линейном и логарифмическом масштабах).

В качестве основного рассматривался расчетный режим с числом Маха $M = 0.8$, скоростным напором $q = 45$ кПа и углом атаки $\alpha = 2^\circ$.

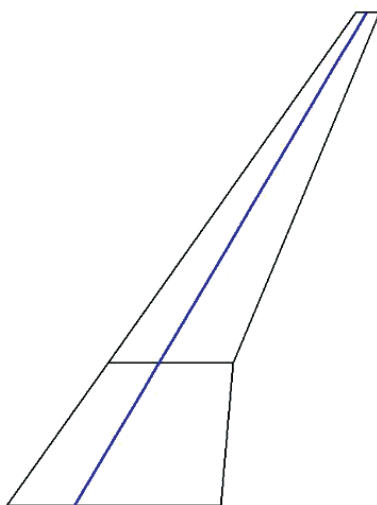
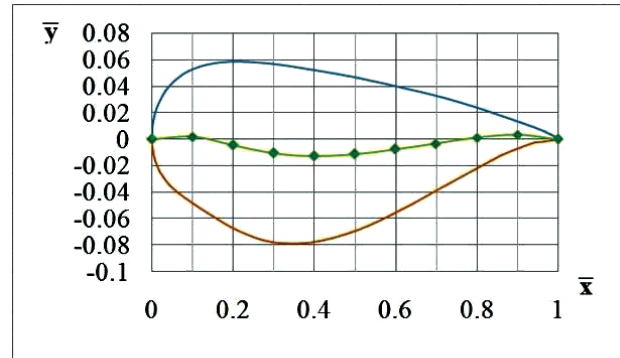


Рис. 1. Геометрия модели крыла (вид в плане)

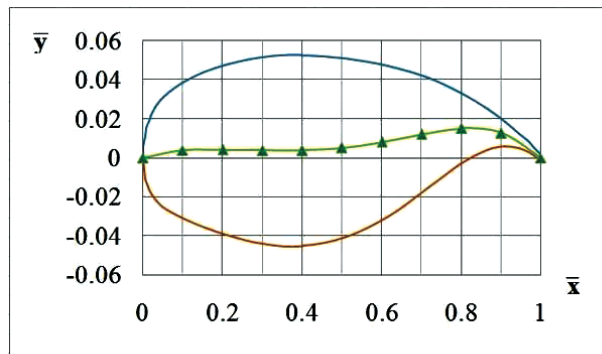
Таблица 1

Геометрические параметры базовых сечений модели крыла

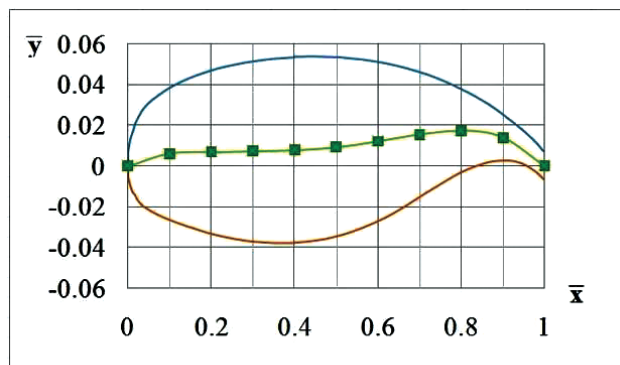
№	x, м	y, м	z, м	хорда, м	крутка, град
1	0	0	0.	0.31	+3
2	0.147	0	0.207	0.18	+1.5
3	0.505	0	0.715	0.034	-3



Корневой профиль



Профиль на изломе



Концевой профиль

Рис. 2. Аэродинамические профили крыла в базовых сечениях

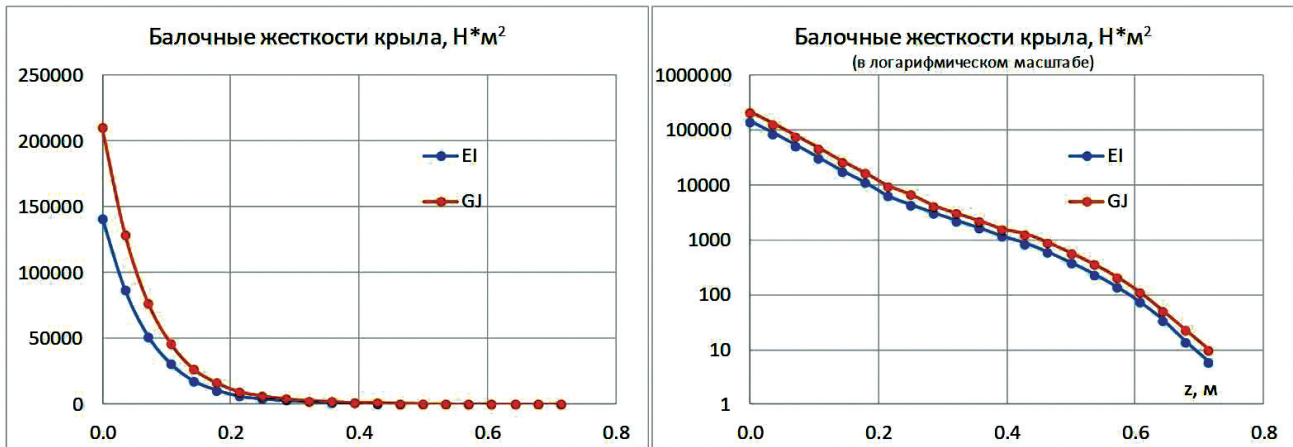


Рис. 3. Распределение изгибной (EI) и крутильной (GJ) жесткостей

С помощью программного обеспечения MSC.Patran-Nastran [19, 20] и MSC.FlightLoads [21] создана конечно-элементная (КЭ) балочная расчетная модель конструкции крыла (рис. 4). Преимуществом балочной схематизации для рассматриваемой задачи является возможность варьирования положения оси жесткости и соотношений между крутильной и изгибной жесткостями.

Для визуализации упругих деформаций балки и улучшения передачи аэродинамических

нагрузок на узлы КЭ модели добавлены дополнительные жесткие стержни (рис. 4). КЭ модель содержит 237 элементов и 238 узлов (40 балочных элементов типа BEAM для жесткостей основной конструкции, 176 элементов типа BAR для дополнительных стержней и 21 точечный элемент типа CONM2 с точечными массами). Задано жесткое закрепление в корневом сечении балки.

Аэродинамическая расчетная модель крыла (рис. 5) состоит из несущей поверхности с учё-

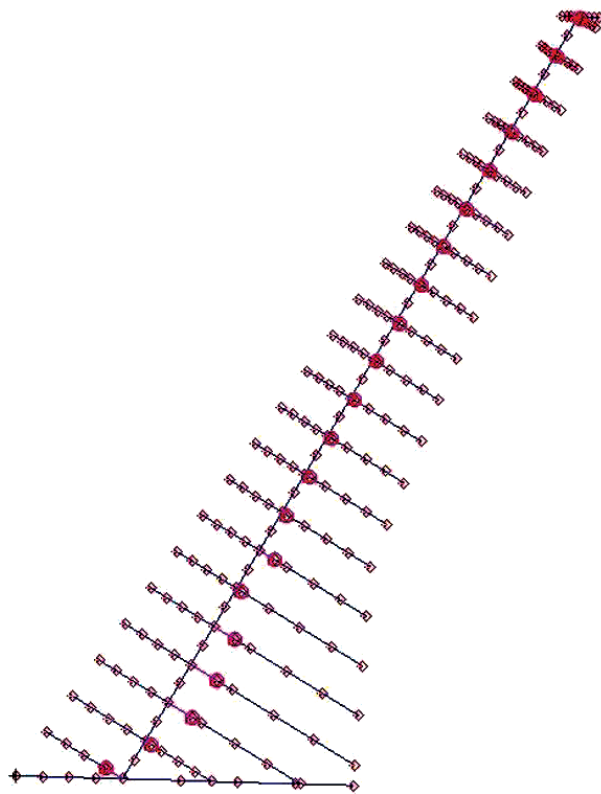


Рис. 4. Конечно-элементная модель крыла с узлами для передачи аэродинамической нагрузки

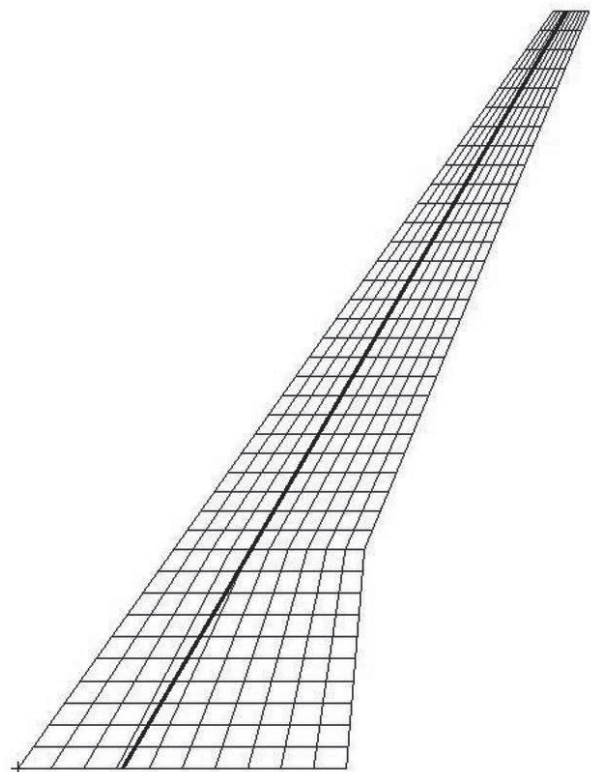


Рис. 5. Аэродинамическая модель крыла

том углов кривизны и углов поточной крутки профилей. Для расчёта нагрузок применяется метод дискретных диполей (Doublet Lattice Method) [22, 23]. Аэродинамическая схема включает 380 элементарных трапециевидных панелей.

Для передачи аэродинамических нагрузок на узлы КЭ модели использованы поверхностные сплайны типа SPLINE4 [24].

2. Определение деформаций модели под действием аэродинамических нагрузок

Расчет упругих деформаций модели под действием аэродинамических сил в потоке воздуха выполнялся с использованием блока статической аэроупругости в системе NASTRAN (Solver 144, см. [24]). Для расчета необходимо задать условия испытаний (параметры потока, угол атаки, ...), а также дополнительные углы наклона каждой панели, обусловленные кривизной профилей и круткой крыла.

Учет кривизны и крутки в MSC.Nastran выполняется с использованием дополнительной матрицы DMI [24], элементами которой является сумма значений угла кривизны и угла поточной крутки в центре соответствующего аэродинамического элемента. Для расчета этих углов была разработана специальная процедура (на языке Python), основанная на линейной интерполяции по хорде и по размаху их значений в базовых сечениях.

Здесь рассматривалось решение двух задач в блоке статической аэроупругости системы NASTRAN:

- расчет упругих деформаций при заданных кинематических параметрах;
- расчет аэродинамических производных для жесткой и упругой конструкции.

Из решения первой задачи получаются упругие прогибы и углы поточной крутки в зависимости от расстояния вдоль оси жесткости. Вторая задача определяет изменение аэродинамических коэффициентов из-за упругости конструкции, т.е. дает оценки погрешностей, обусловленных упругими деформациями при испытаниях в АДТ.

3. Зависимость упругих деформаций от угла стреловидности модели

По изложенной выше процедуре построены расчетные модели для разных углов стреловидности и выполнены расчеты деформаций крыла для режима потока $M = 0.8$, $q = 45$ кПа, $\alpha = 2^\circ$.

При варьировании угла стреловидности были приняты следующие допущения:

- положение базовых сечений по оси Z не меняется;
- профили и крутки в базовых сечениях сохраняются;
- передняя кромка остается прямой;
- длина хорд не меняется;
- относительное положение оси жесткости (в долях хорды) и сами жесткости не меняются.

Таким образом, вариации угла стреловидности сводятся к перемещениям по оси X базовых хорд и сечений на изломе и на конце крыла; размах остается неизменным. Рассмотрены варианты по углу стреловидности оси жесткости $\chi = -10, 0, 10, 20, 30.5$ и 35° (рис. 6).

На рис. 7 показан упругий прогиб балки при разных углах стреловидности оси жесткости. Видно, что прогиб растет при увеличении угла стреловидности. Прогиб на конце крыла увеличивается примерно от 1% до 2% от полуразмаха крыла при изменении угла стреловидности χ от -10° до 35° .

Упругая поточная крутка при разных углах стреловидности показана на рис. 8. Для положительных углов стреловидности крутка отрицательная; при $\chi = 35^\circ$ она достигает -1.35° на конце крыла. Для выяснения роли деформаций изгиба и кручения в поточной крутке (см. выражение (1)) на рис. 9—11 показан их вклад при разных значениях χ . Из рисунков можно видеть, что при больших значениях χ определяющую роль играет изгибный угол (рис. 9). При уменьшении угла стреловидности изгибный угол остается примерно такой же величины, но его вклад в поточную крутку уменьшается и возрастает роль угла кручения (рис. 11).

4. Влияние упругости на коэффициент аэродинамической нормальной силы в зависимости от угла стреловидности модели

Упругие деформации модели по-разному влияют на аэродинамические силы и их коэффициенты в зависимости от угла стреловидности. В блоке статической аэроупругости системы NASTRAN аэродинамические коэффициенты и их производные вычисляются в связанной системе координат (“body axis system”). Наибольший интерес представляют изменения коэффициента аэродинамической нормальной силы c_y (согласно отечественной терминологии, см. [25, 26]). На

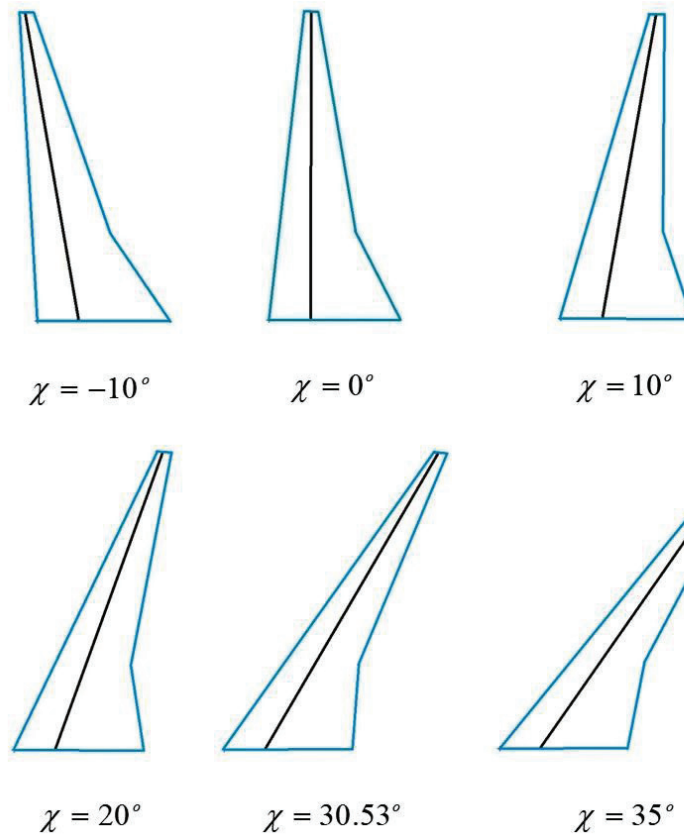


Рис. 6. Модели крыла с разными углами стреловидности

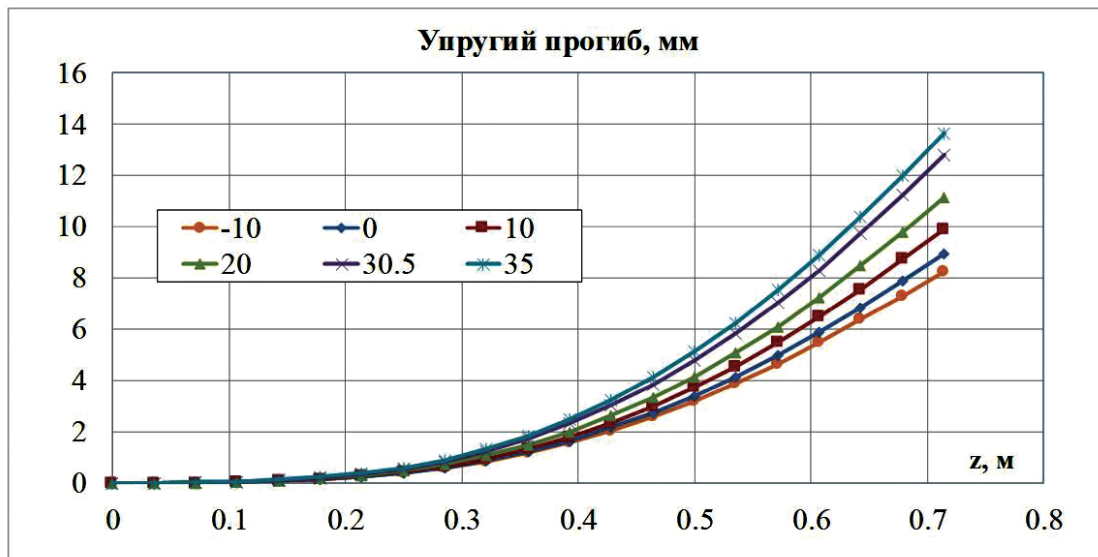


Рис. 7. Упругий прогиб крыла модели при разных углах стреловидности

рис. 12 показаны коэффициенты аэродинамической нормальной силы жесткой $c_{y,ж}$ и упругой $c_{y,упр}$ моделей. Их разница $\Delta c_y = c_{y,упр} - c_{y,ж}$ является той погрешностью, которую вносит упругость модели в определение аэродинамической нормальной силы; она показана на рис. 13. Вид-

но, что при малых углах стреловидности погрешность маленькая, а при увеличении угла стреловидности до 35° погрешность Δc_y увеличивается и достигает значения 0.03, что составляет около 8% от $c_{y,ж}$. Эта заметная погрешность, конечно же, должна учитываться во всех расчетах и экспериментальных исследованиях.

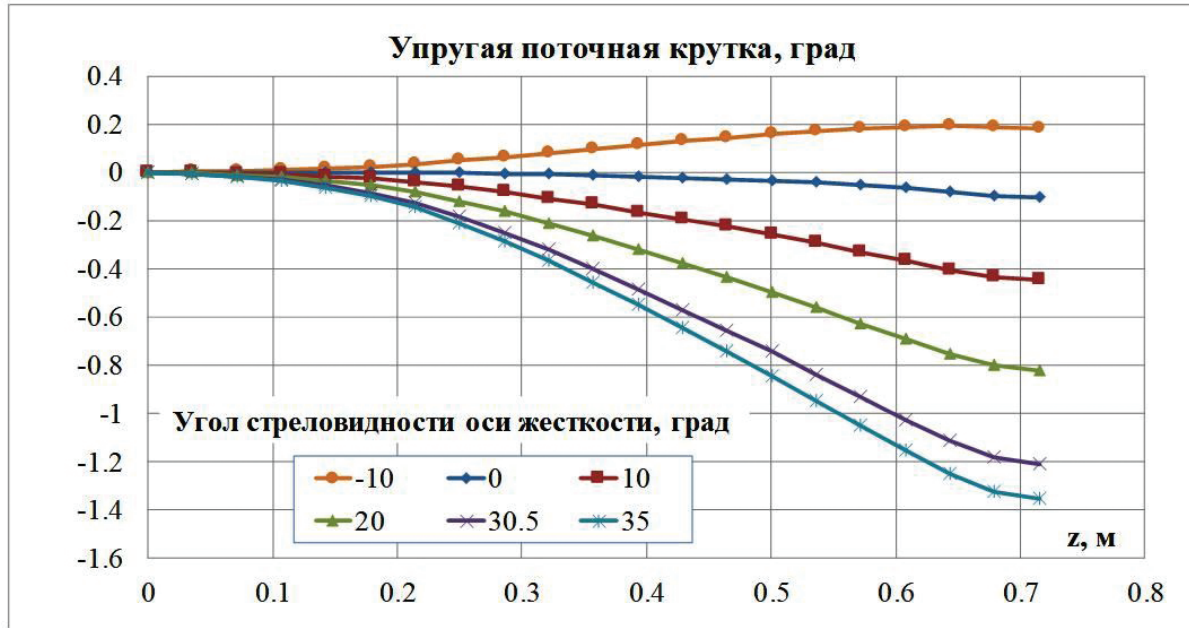


Рис. 8. Упругая поточная кривка крыла модели при разных углах стреловидности

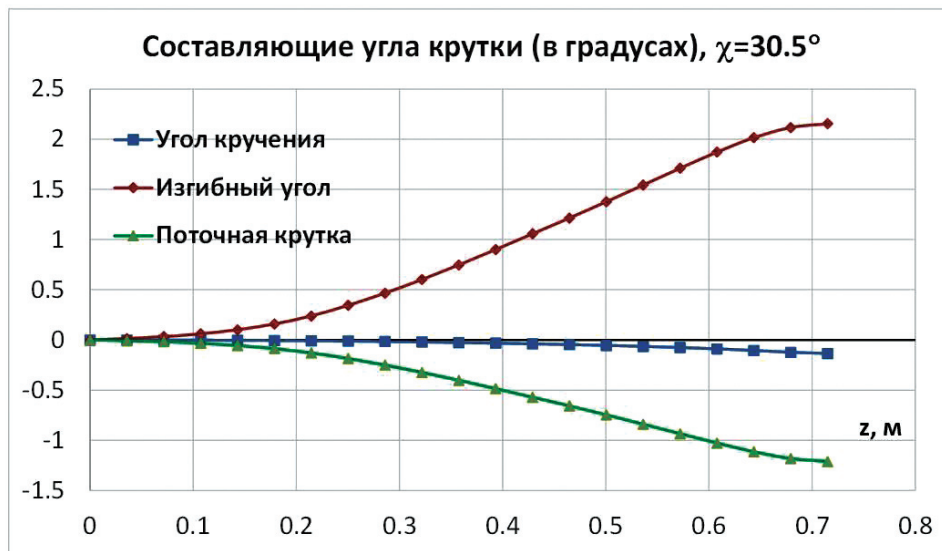


Рис. 9. Вклад деформаций изгиба и кручения в поточную кривку при $\chi = 30.5^\circ$

Для возможности оценок погрешности при других углах атаки выполнены расчеты влияния упругости отдельно на составляющие коэффициента нормальной силы:

$$c_y = c_{y0} + c_y^\alpha \alpha,$$

где c_{y0} – коэффициент нормальной силы при нулевом угле атаки, обусловленный круткой и кривизной профилей;

c_y^α – производная коэффициента нормальной силы по углу атаки.

На рис.14 и 15 показаны результаты таких расчетов для жесткой и упругой конструкции в зависимости от угла стреловидности. Из результатов можно сделать вывод, что влияние упругости на c_{y0} заметно превышает влияние на c_y^α . Например, при среднем значении угла стреловидности $\chi = 20^\circ$ изменение коэффициента нормальной силы при нулевом угле атаки $\Delta c_{y0} = 0.013$ (рис. 14), а $\Delta c_y^\alpha = 0.004$ /град (рис. 15), что для рассматриваемого режима с углом атаки $\alpha = 2^\circ$ дает изменение $\Delta c_y = 0.021$. При увеличении угла

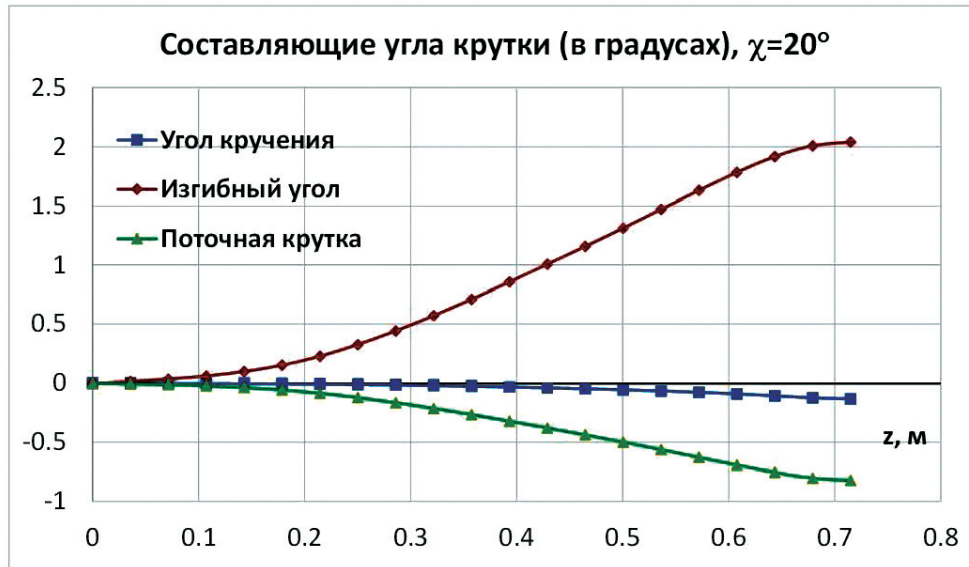


Рис. 10. Вклад деформаций изгиба и кручения в поточную крутку при $\chi = 20^\circ$

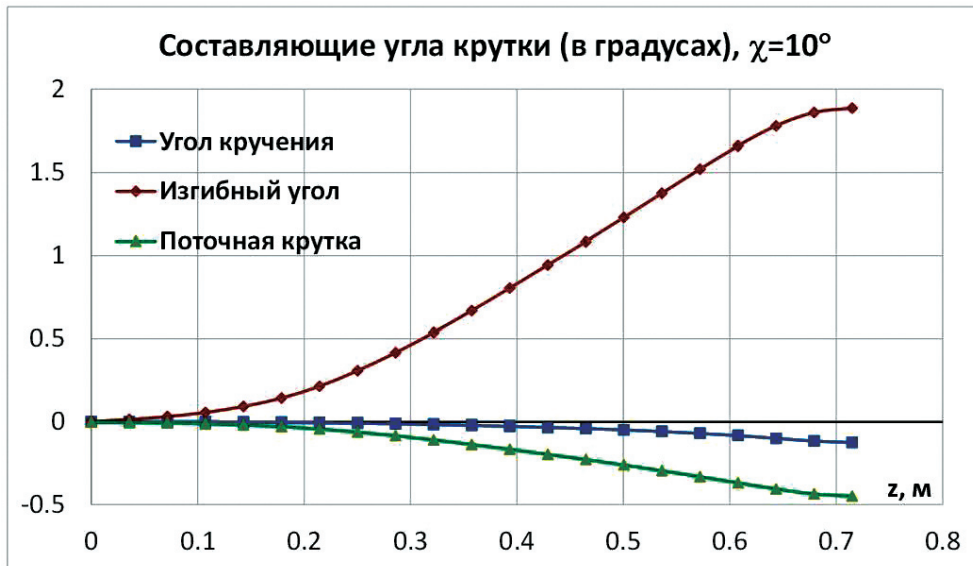


Рис. 11. Вклад деформаций изгиба и кручения в поточную крутку при $\chi = 10^\circ$

атаки выше $3\text{--}4^\circ$ большее влияние на изменение c_y будет оказывать составляющая, связанная с c_y^α .

5. Вариации положения оси жесткости модели

Анализ полученных в разд. 3 результатов для модели крыла типичного магистрального самолета показывает следующее:

- угол упругой поточной крутки $\Delta\alpha_{\text{упр}}$ в основном определяется изгибным углом;
- угол кручения для рассматриваемой модели увеличивает $\Delta\alpha_{\text{упр}}$.

Поэтому уменьшение $\Delta\alpha_{\text{упр}}$ было бы возможно при изменении знака угла кручения за счет

сдвига оси жесткости. Это видно также из рис. 16, где показано положение центра давления сечений по хорде в зависимости от расстояния по размаху модели при $\chi = 20^\circ$ для трех разных задач, которые соответствуют распределению давления от кривизны и крутки при нулевом угле атаки (c_{y0} -задача), от единичного угла атаки (α -задача) и от комбинации этих задач при $\alpha = 2^\circ$. Для рассматриваемой модели в средней и концевой части, где возникают существенные деформации, ось жесткости находится на расстоянии $0.4\text{--}0.45$ местной хорды от передней кромки. А положение центра давления сечений значительно дальше и достигает значения $x_{\text{ц.д.}}/b = 0.6$ на конце крыла (здесь b — местная хорда крыла).

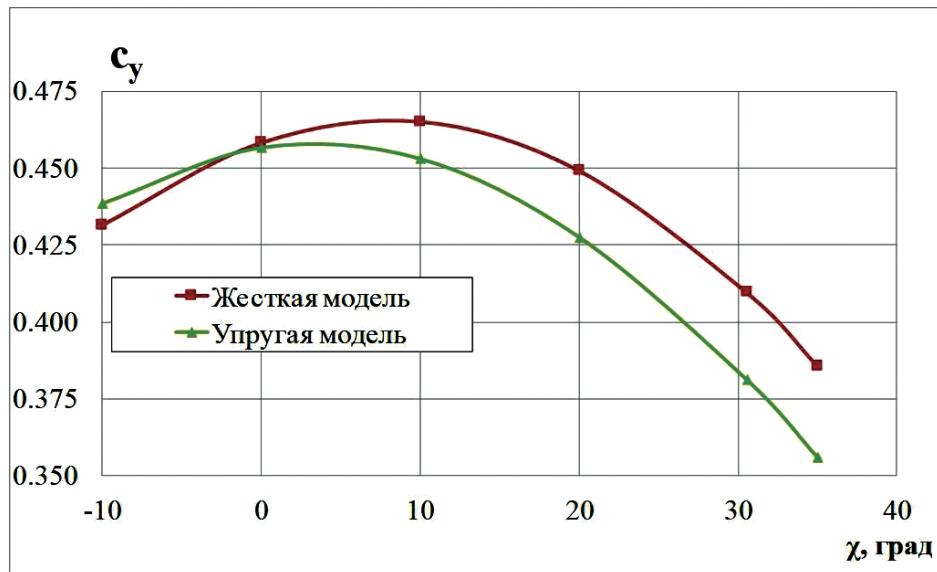


Рис. 12. Влияние упругости на коэффициент нормальной силы

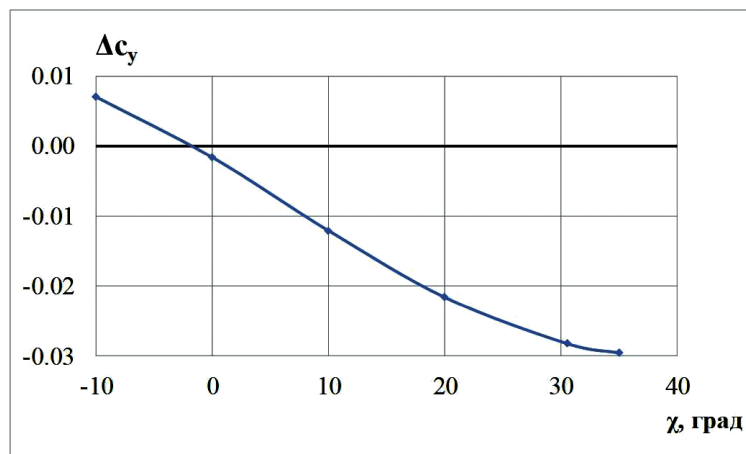


Рис. 13. Погрешность определения коэффициента нормальной силы из-за упругости

Такое заднее положение центра давления обусловлено особенностью использованных суперкритических профилей с сильной подрезкой нижней поверхности вблизи задней кромки (см. рис. 2).

Для параметрических исследований рассмотрено четыре варианта положения оси жесткости (рис. 17):

$$\bar{x}_{o.ж} = x_{o.ж} / b_T = 0.2, 0.4, 0.7, 0.85.$$

Здесь $x_{o.ж}$ – расстояние от передней кромки до оси жесткости; b_T – местная хорда базовой трапеции.

Первый вариант соответствует сдвигу оси жесткости исходной модели вперед на половину расстояния до передней кромки, третий и четвер-

тый варианты соответствуют сдвигу оси жесткости назад на половину и на три четверти расстояния до задней кромки соответственно.

Упругий прогиб балки в зависимости от положения оси жесткости показан на рис. 18; он меняется незначительно: разница достигает 6–8% на конце балки, причем сдвиг оси жесткости к задней кромке уменьшает прогиб.

Упругая крутка существенно зависит от положения оси жесткости (рис.19). Видно, что при сдвиге оси жесткости к задней кромке крутка уменьшается (по абсолютной величине). Для первого варианта ($\bar{x}_{o.ж} = 0.2$) крутка больше на 45% по сравнению с исходной моделью (т. е. для второго варианта), а для третьего и четвертого варианта крутка на 60% и 88% меньше, чем для

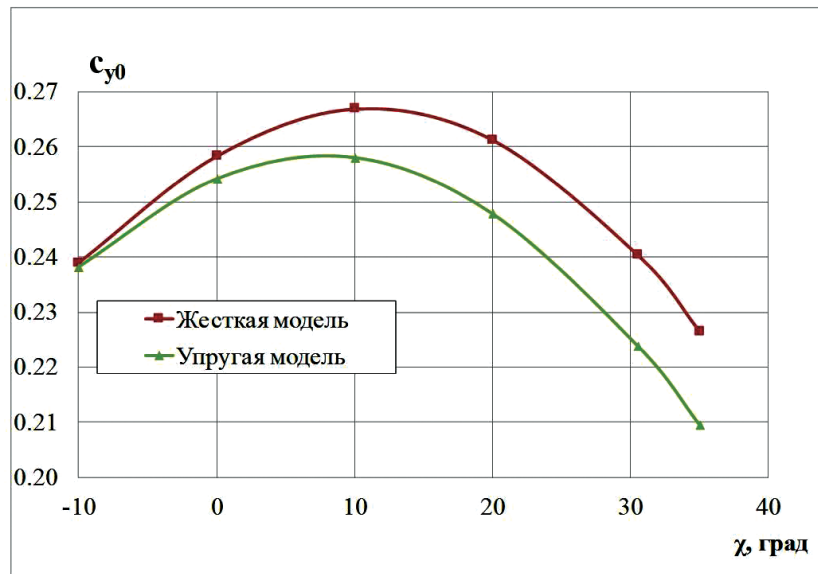


Рис. 14. Влияние упругости на коэффициент нормальной силы при нулевом угле атаки

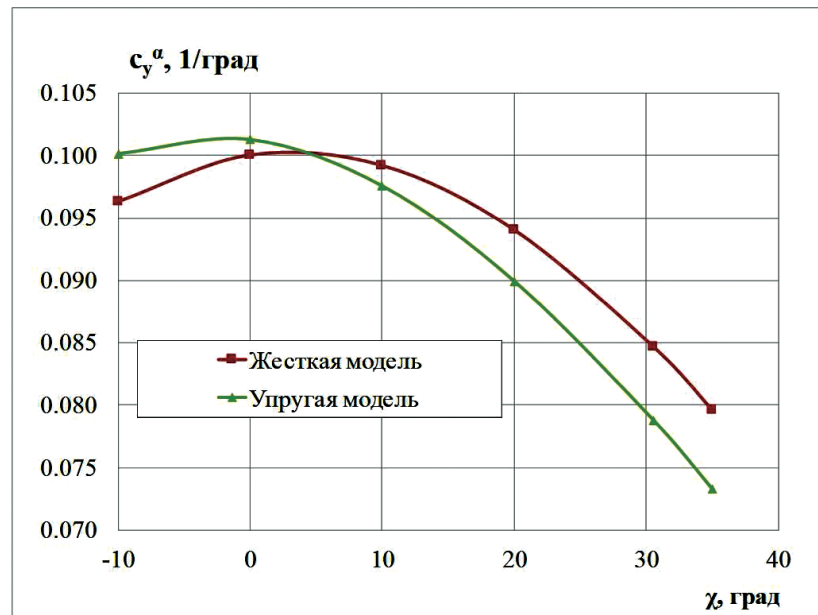


Рис. 15. Влияние упругости на производную коэффициента нормальной силы по углу атаки

исходной модели. Для варианта $\bar{x}_{o,ж} = 0.85$ крутка не превышает 0.1° .

На рис. 20 приведены результаты аналогичных расчетов для упругой крутки при разных положениях оси жесткости для модели с углом стреловидности $\chi = 10^\circ$. В этом случае угол упругой крутки также уменьшается при сдвиге оси жесткости к задней кромке, а при $\bar{x}_{o,ж} = 0.7$ уже меняет знак.

Отметим, что при заднем положении оси жесткости, когда центр давления находится впереди

оси жесткости, снижение жесткости на кручение приводит к увеличению положительного угла кручения. Данный эффект также приводит к уменьшению (по абсолютной величине) угла поточной крутки.

Выявленное влияние положения оси жесткости на угол крутки, конечно же, влияет и на приращение коэффициента нормальной силы из-за упругости Δc_y (рис. 21); оно может быть минимизировано соответствующим выбором $\bar{x}_{o,ж}$. Вопрос о реализации соответствующей силовой

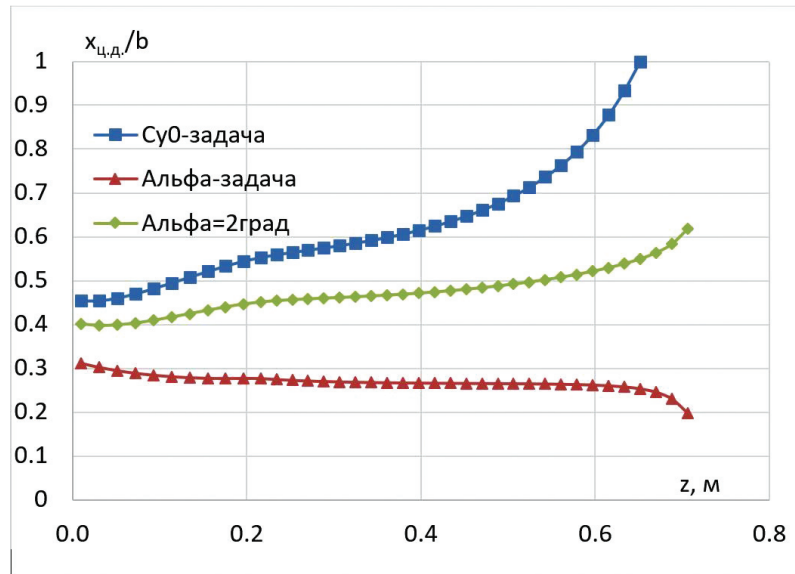


Рис. 16. Положение центра давления сечений по хорде в зависимости от расстояния по размаху модели при $\chi = 20^\circ$ для разных задач

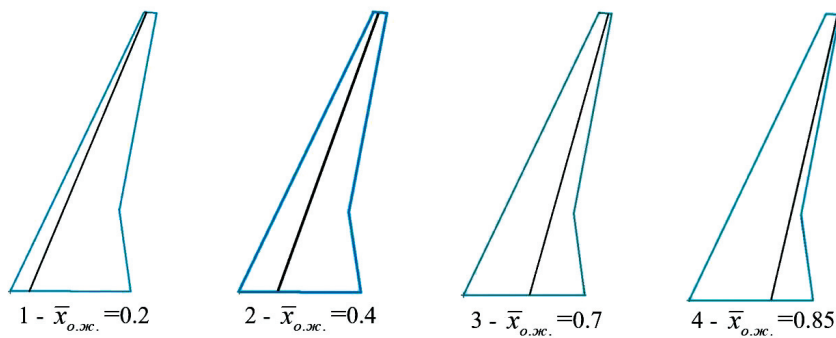


Рис. 17. Положения оси жесткости в долях хорды базовой трапеции, $\chi = 20^\circ$

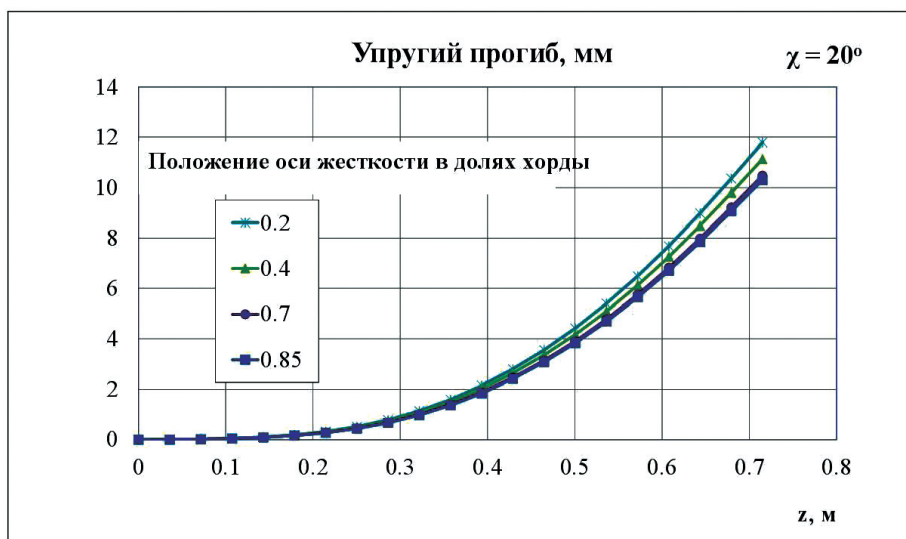


Рис. 18. Упругий прогиб балки при разных положениях оси жесткости

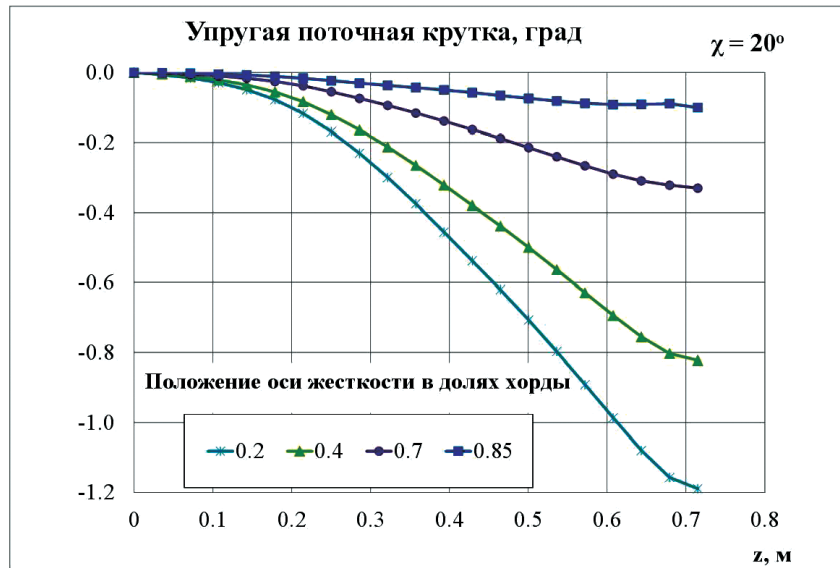


Рис. 19. Упругая крутка при разных положениях оси жесткости, $\chi = 20^\circ$

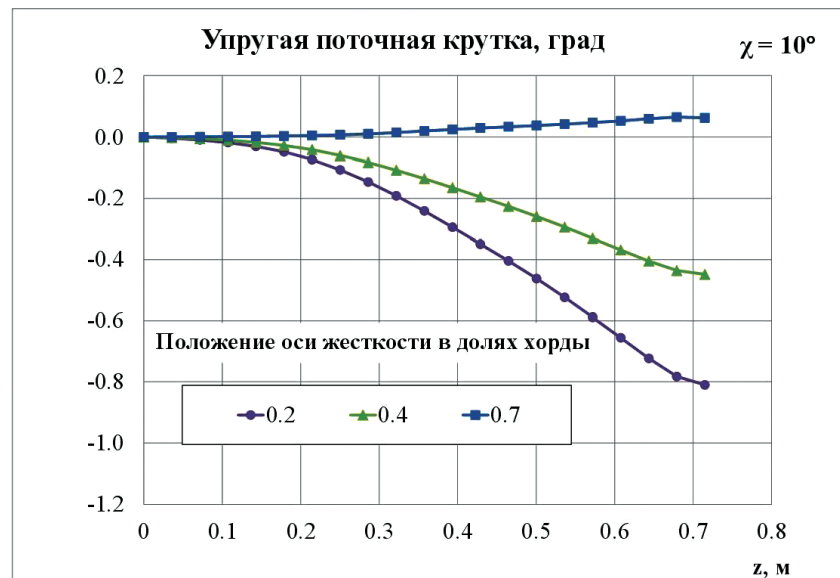


Рис. 20. Упругая крутка при разных положениях оси жесткости, $\chi = 10^\circ$

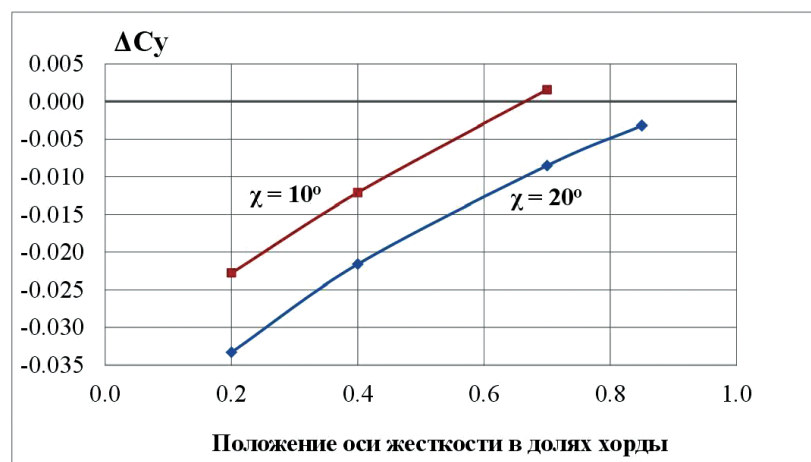


Рис. 21. Влияние положения оси жесткости на приращение коэффициента нормальной силы из-за упругости

конструкции является темой отдельного исследования.

Выводы

Полученные в работе зависимости деформаций и влияния упругости конструкции на аэродинамические коэффициенты являются типичными для аэродинамической модели крыла современных магистральных самолетов с суперкритическим профилем. Следует отметить, что при использовании аэродинамических профилей с более передним расположением центра давления результаты могли быть другими. Однако во всех случаях для минимизации влияния упругости на аэродинамические характеристики в процессе испытаний в АДТ можно рассматривать модификации силовой конструкции модели в двух аспектах: 1) изменение взаимного расположения линии центров давления и оси жесткости; 2) снижение жесткости на кручение.

Указанные направления исследований предполагается развить в дальнейшей работе по данной теме.

Список источников

1. *Бисплингхофф 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.
2. *Фын Я.Ц.* Введение в теорию аэроупругости / Пер. с англ. А.И. Смирнова; Под ред. Э.И. Григолюка. — М.: Государственное издательство физико-математической литературы, 1959. — 524 с.
3. *Фершинг Г.В.* Основы аэроупругости / Пер. с нем. К.Ф. Плитта. — М.: Машиностроение, 1984. — 600 с.
4. *Амирьянц Г.А., Зиченков М.Ч., Калабухов С.И.* и др. Аэроупругость / Под ред. П.Г. Карклэ. — М.: Инновационное машиностроение, 2019. — 651 с.
5. *Безуевский А.В., Ишмуратов Ф.З.* Влияние квазистатических деформаций на характеристики аэроупругости самолета с крылом большого удлинения // Вестник Московского авиационного института. 2017. Т. 24. № 4. С. 14-25.
6. *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.
7. *Амирьянц Г.А., Буньков В.Г., Мамедов О.С., Парышев С.Е.* Исследование характеристик статической и динамической аэроупругости моделей крыла компании Boeing // Современные научные проблемы и технологии в гражданской авиации. 20 лет сотрудничества ученых России и компании Boeing (1993—2013): Сб. статей. — М.: Наука, 2013. С. 124-131.
8. *Вождаев В.В., Тенерин 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. *Баринов 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.
10. *Гарифуллин М.Ф., Орлова О.А.* Учет влияния упругой крутки при обработке результатов испытаний дренированной модели крыла большого удлинения в АДТ // Ученые записки ЦАГИ. 2018. Т. 49. № 5. С. 76-85.
11. *Vassberg J., Dehaan M., Rivers M., Wahls M.* Development of a Common Research Model for Applied CFD Validation Studies // 26th AIAA Applied Aerodynamics Conference (18-21 August 2008; Honolulu, Hawaii). DOI: 10.2514/6.2008-6919
12. *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
13. *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
14. *Rivers M.B., Rudnik R., Quest J.* Comparison of the NASA Common Research Model European Transonic Wind Tunnel Test Data to NASA Test Data (Invited) // 53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting (5–9 January 2015; Kissimmee, Florida). DOI: 10.2514/6.2015-1093
15. *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.
16. *Амирьянц Г.А., Ишмуратов Ф.З., Кулеш В.П., Найко Ю.А.* Испытания упругоподобной 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. Вып. №2782. — М.: Издательский отдел ЦАГИ, 2018. С. 179-182.
17. *Амирьянц Г.А., Вождаев В.В., Ишмуратов Ф.З.* и др. О расчетных исследованиях жесткостных и аэродинамических характеристик упругоподобных моделей // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2013. № 6. С. 51–60.
18. *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.

19. Рыбников Е.К., Володин С.В., Соболев Р.Ю. Инженерные расчёты механических конструкций в системе MSC.PATRAN-NASTRAN: Учебное пособие. — М.: МИИТ, 2003. Ч. I. — 130 с.
20. Рыбников Е.К., Володин С.В., Соболев Р.Ю. Инженерные расчёты механических конструкций в системе MSC.PATRAN-NASTRAN: Учебное пособие. — М.: МИИТ, 2003. Ч. II. — 174 с.
21. Крутолапов В.Е. Использование программного пакета MSC.PATRAN в инженерных расчётах: Учебное пособие. — Тольятти: ТГУ, 2008. — 116 с.
22. 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
23. Rodden W.P. Theoretical and Computational Aeroelasticity. — The Americas Group, Crest Publishing, Camarillo, California, 2011. — 814 p.
24. Rodden W.P., Johnson E.H. MSC/NASTRAN Aeroelastic Analysis: User's Guide, version 68. — The MacNeal-Schwendler Corporation. Los Angeles. CA, 1994.
25. ГОСТ 20058–80. Динамика летательных аппаратов в атмосфере. Термины, определения и обозначения. — М.: Издательство стандартов, 1981. — 52 с.
26. Микеладзе В.Г., Тутов В.М. Основные геометрические и аэродинамические характеристики самолетов и ракет: Справочник. — М.: Машиностроение, 1982. — 149 с.

References

1. Bisplinghoff R.L., Ashley H., Halfman R.L. *Aeroelasticity*. Dover Publications, First Dover Edition, 1996, 880 p.
2. Fung Y.C. *An introduction to the theory of aeroelasticity*. Dover Publications, 2008, 512 p.
3. Försching H.W. *Grundlagen der Aeroelastik*. Springer-Verlag, 1974, 693 p.
4. Amir'yants G.A., Zichenkov M.Ch., Kalabukhov S.I. et al. *Aerouprugost' (Aeroelasticity)*, Moscow, Innovatsionnoe mashinostroenie, 2019, 651 p.
5. Bezuevskii A.V., Ishmuratov F.Z. Quasi-static deformations effect on aeroelasticity characteristics of an aircraft with high aspect ratio wing. *Aerospace MAI Journal*, 2017, vol. 24, no 4, pp. 14-25.
6. Amir'yants G.A., Efimenko S.V., Sirota S.Ya. *Uchenye zapiski TsAGI*, 1993, vol. XXIV, no. 1, pp. 131-144.
7. 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.
8. Vozhdaev V.V., Teperin L.L. *Uchenye zapiski TsAGI*, 2018, vol. 49, no. 7, pp. 76-84.
9. Barinov V.A., Pavlenko O.V., Yanin V.V. *Uchenye zapiski TsAGI*, 2016, vol. 47, no. 3, pp. 80-90.
10. Garifullin M.F., Orlova O.A. *Uchenye zapiski TsAGI*, 2018, vol. 49, no. 5, pp. 76-85.
11. Vassberg J., Dehaan M., Rivers M., Wahls M. Development of a Common Research Model for Applied CFD Validation Studies. *26th AIAA Applied Aerodynamics Conference (18–21 August 2008; Honolulu, Hawaii)*. DOI: 10.2514/6.2008-6919
12. 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
13. 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
14. Rivers M.B., Rudnik R., Quest J. Comparison of the NASA Common Research Model European Transonic Wind Tunnel Test Data to NASA Test Data (Invited). *53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting (5-9 January 2015; Kissimmee, Florida)*. DOI: 10.2514/6.2015-1093
15. Amir'yants G.A., Vermel' V.D., Ishmuratov F.Z. et al. *Uchenye zapiski TsAGI*, 2012, vol. 43, no. 3, pp. 88-104.
16. Amir'yants G.A., Ishmuratov F.Z., Kulesh V.P., Naiko Yu.A. *Materialy Nauchno-tehnicheskoi konferentsii "Prochnost' konstruksii letatel'nykh apparatov" (31 May – 1 June 2018; Zhukovskii)*. Ser. "Trudy TsAGI". Issue No. 2782, Moscow, Izdatel'skii otdel TsAGI, 2018, pp. 179-182.
17. Amir'yants G.A., Vozhdaev V.V., Ishmuratov F.Z. et al. *Polet. Obshcherossiiskii nauchno-tehnicheskii zhurnal*, 2013, no. 6, pp. 51–60.
18. Amir'yants G.A., Ishmuratov F.Z., Naiko Yu.A. et al. *Uchenye zapiski TsAGI*, 2018, vol. 49, no. 5, pp. 65-75.
19. Rybnikov E.K., Volodin S.V., Sobolev R.Yu. *Inzhenernye raschety mekhanicheskikh konstruksii v sisteme MSC.PATRAN-NASTRAN (Engineering calculations of mechanical structures in the MSC.PATRAN-NASTRAN system)*, Moscow, MIIT, 2003. Part I. — 130 p.
20. Rybnikov E.K., Volodin S.V., Sobolev R.Yu. *Inzhenernye raschety mekhanicheskikh konstruksii v sisteme MSC.PATRAN-NASTRAN (Engineering calculations of mechanical structures with MSC.PATRAN-NASTRAN system)*, Moscow, MIIT, 2003. Part II. — 174 p.
21. Krutolapov V.E. *Ispol'zovanie programmnoho paketa MSC.PATRAN v inzhenernykh raschetakh (MSC.PATRAN software package application in engineering calculations)*, Tolyatti, TGU, 2008, 116 p.
22. 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
23. Rodden W.P. *Theoretical and Computational Aeroelasticity*. The Americas Group, Crest Publishing, Camarillo, California, 2011, 814 p.
24. Rodden W.P., Johnson E.H. *MSC/NASTRAN Aeroelastic Analysis: User's Guide, version 68*. The MacNeal-Schwendler Corporation. Los Angeles. CA, 1994.
25. *Dinamika letatel'nykh apparatov v atmosfere. Terminy, opredeleniya i oboznacheniya, GOST 20058–80* (Aircraft dynamics in atmosphere. Terms, definitions and symbols, State Standard 20058–80), Moscow, Standarty, 1981, 52 p.
26. Mikeladze V.G., Titov V.M. *Osnovnye geometricheskie i aerodinamicheskie kharakteristiki samoletov i raket. Spravochnik* (The main geometric and aerodynamic characteristics of aircraft and missiles. Handbook), Moscow, Mashinostroenie, 1982, 149 p.

Статья поступила в редакцию 27.01.2022; одобрена после рецензирования 04.02.2022; принята к публикации 09.02.2022.

The article was submitted on 27.01.2022; approved after reviewing on 04.02.2022; accepted for publication on 09.02.2022.