

УДК 629.7

Оценка эффекта учета деформаций крыла на ранних стадиях проектирования

В.А. Комаров, А.С. Кузнецов, М.Ю. Лаптева

Аннотация

Предлагается методика определения деформаций крыльев на ранних стадиях проектирования, основанная на использовании математической модели тела переменной плотности. Приводятся результаты параметрических исследований крыльев с различными геометрическими параметрами, выполненные с использованием специального программного продукта, связывающего аэродинамический расчет и расчет деформаций. Показано, что учет деформаций на ранних стадиях проектирования может дать существенное снижение массы конструкции.

Ключевые слова

крыло; деформации; аэродинамическая нагрузка; тело переменной плотности; оптимизация; прогноз

Введение

Деформации крыльев вызывают изменение распределения аэродинамической нагрузки по сравнению с абсолютно жестким крылом [1]. Например, изгибные деформации стреловидного крыла вызывают изменение углов атаки поточных сечений [2] и соответствующее изменение распределения нагрузки по размаху.

На ранних стадиях проектирования не известны силовая схема конструкции и значение жесткостей её элементов, поэтому нагрузки определяются для абсолютно жесткой конструкции и затем уточняются. Для учета деформации крыла на ранних стадиях проектирования в [3] предложена методика, которая заключается в том, что в геометрические ограничения крыла вписывается тело переменной плотности и итерационно оптимизируется распределение плотностей с учетом связи между деформациями и распределением аэродинамических нагрузок.

Решение модельной задачи в [3] показало, что изменение циркуляции скорости по размаху может быть существенным и в случае положительной стреловидности благоприятным для общей нагруженности крыла изгибающим моментом, что может быть использовано для изыскания резервов снижения массы силовой конструкции.

В [4] с использованием конечно-элементных расчетов и результатов испытаний крыла магистрального пассажирского самолета выявлены основные факторы, которые влияют на точность прогнозирования деформаций крыла с использованием модели переменной плотности. В частности, предложен способ учета толщины наружных слоев в 3D-моделях крыла, определен средний уровень напряжений, достижимых в полетном расчетном случае нагружения, и определена величина минимально допустимой плотности гипотетического материала, которую целесообразно использовать в процедурах оптимизации для адекватного учета избытков жесткости в концевой части крыла по сравнению с требованиями прочностных расчетов. Эти избытки определяются, как правило, обеспечением необходимой крутильной жесткости крыла и рядом конструктивно-технологических соображений.

Методика расчетов

Для учета деформаций крыла на ранних стадиях проектирования разработан специальный программный продукт, реализующий алгоритм [3] с учетом рекомендаций [4]. Программный продукт объединяет блок расчёта деформаций на основе конечно-элементной модели (КЭМ) тела переменной плотности (ТПП) и блок аэродинамического расчёта в единую итерационную процедуру. Блок-схема программы показана на рисунке 1.

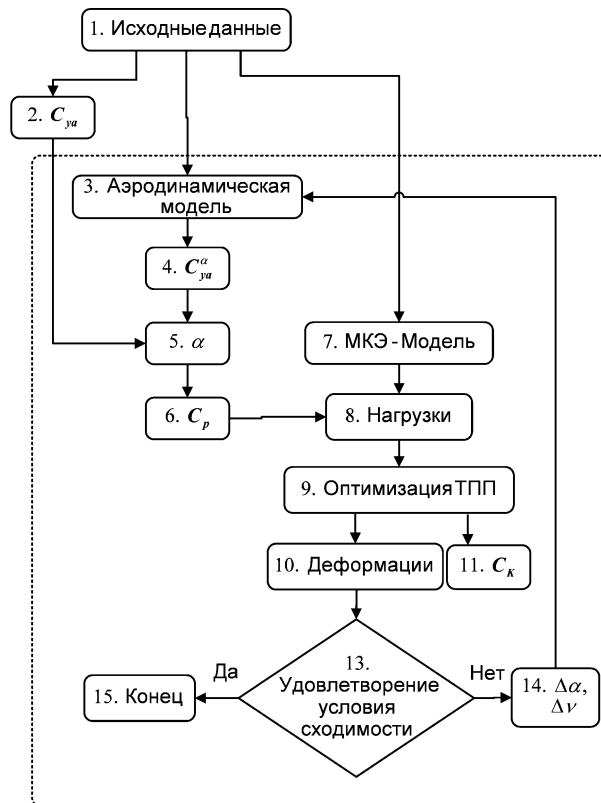


Рисунок 1 – Блок-схема алгоритма

В качестве исходных данных в программу вводятся безразмерные геометрические параметры крыла – удлинение, сужение, а также угол стреловидности, поперечного V и геометрическая кривая крыла. Профиль крыла задаётся в виде текстового файла, содержащего координаты точек контура. Крыло может иметь сложную в плане форму, составленную из нескольких трапеций. В этом случае геометрические параметры задаются для каждой из частей. Для образмеривания крыла вводятся значения взлётной массы самолёта m_0 и удельной нагрузки на крыло p_0 . Задаются параметры расчётного случая нагружения – эксплуатационная перегрузка $n_э$, коэффициент безопасности f , расчётная скорость и высота полёта. Для проведения весовых расчётов на основе тела переменной плотности указываются параметры материала – модуль упругости, коэффициент Пуассона, плотность и максимальное реально достижимое напряжение, см. [4]. Аэродинамическая и конечно-элементная сетки задаются количеством элементов по хорде и размаху крыла. Кроме того, задаются относительные координаты по хорде переднего и заднего лонжеронов, толщины наружных слоев КЭМ переменной плотности.

Программа работает следующим образом. По значению взлётной массы и удельной нагрузки на крыло определяет требуемую площадь крыла S и его абсолютные размеры в плане. Из условия обеспечения эксплуатационной перегрузки $n_э$ вычисляется коэффициент подъёмной силы C_{ya} :

$$C_{ya} = n_{\text{э}} \cdot \frac{m_0 \cdot g}{S \cdot q} = n_{\text{э}} \cdot \frac{P_0}{q}, \quad (1)$$

где q – скоростной напор.

Далее запускается блок аэродинамического расчета. Для заданной геометрии крыла необходимо вычислить значение производной коэффициента подъемной силы по углу атаки C_{ya}^{α} , на его основе определить угол атаки, обеспечивающий требуемое значение C_{ya} , и рассчитать для этого угла атаки распределение давления по поверхности крыла. Для этого может использоваться любая внешняя программа численной аэродинамики. Из соображений быстродействия в данной работе использована программа Arame [5], реализующая вариант панельного метода. Построение модели, которая в случае использования панельного метода представляет собой сетку четырехугольных элементов, описывающих наружную поверхность крыла, запись входного файла для программы-решателя, вызов этой программы, расчет и чтение результатов происходит в автоматическом режиме. Пример аэродинамической модели показан на рисунке 7.

На основе аэродинамической модели также в автоматическом режиме происходит построение конечно-элементной модели. От аэродинамической модели отсекаются носовая и хвостовая части, и пространство между полученными поверхностями разбивается объёмными элементами. Пример КЭМ показан на рисунке 2.

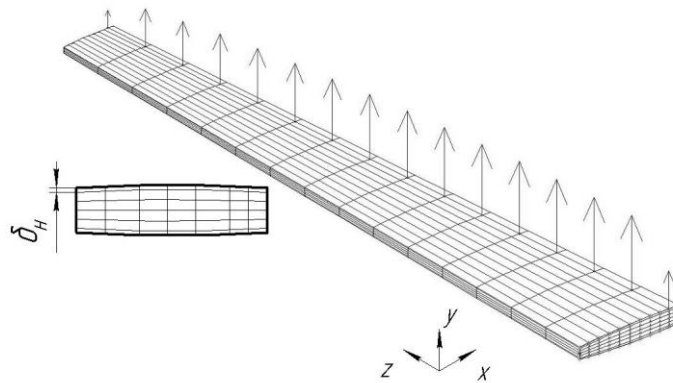


Рисунок 2 – КЭМ крыла самолета с нагрузками

На основе распределения давления рассчитываются аэродинамические нагрузки. Предполагается, что в каждом сечении равнодействующая нагрузки приложена по четверти хорды. По значению давления и площади каждого элемента рассчитываются поверхностные силы. Затем они суммируются по каждому сечению и прикладываются в узлах конечно-элементной модели, лежащих на четверти хорд.

Программа вычисляет распределение давления для эксплуатационной перегрузки $nэ$, далее значения узловых сил умножаются на коэффициент безопасности f [2].

Далее запускается цикл оптимизации распределения плотности в КЭМ крыла. В качестве конечно-элементного решателя также может использоваться любая внешняя программа. В работе использована система NASTRAN и элемент Solid.

Деформации КЭМ тела переменной плотности с оптимальным распределением материала передаются в блок построения аэродинамической модели в виде приращений углов поперечного $V \Delta v$ и местных углов атаки $\Delta \alpha$ в каждом сечении, и расчеты повторяются до стабилизации результатов.

На каждой итерации учета деформации крыла его масса оценивается по безразмерному критерию силового совершенства конструкции – коэффициенту силового фактора [3].

После завершения всех расчетов программа позволяет построить график изменения коэффициента силового фактора C_K по итерациям, графики распределения относительной циркуляции скорости и приращений местных углов атаки по размаху, деформированное состояние конечно-элементной модели переменной плотности и картину распределения материала в ней.

Достоверность расчета напряженно-деформируемого состояния конструкции методом конечных элементов не вызывает больших сомнений. Адекватность моделирования деформаций конструкции крыла с использованием тела переменной плотности рассматривается в [4].

Для оценки достоверности расчета распределения аэродинамической нагрузки по размаху крыла в разработанном программном обеспечении, базирующемся на Aраме, выполнена серия расчетов циркуляции скорости для различных абсолютно жестких крыльев, приведенных в [6]. На рисунке 3 показаны распределения расчетных и экспериментальных относительных циркуляций по размаху крыльев со стреловидностью $\chi=0^\circ$, 12° и 37° . Получено вполне удовлетворительное согласование результатов для целей данной работы.

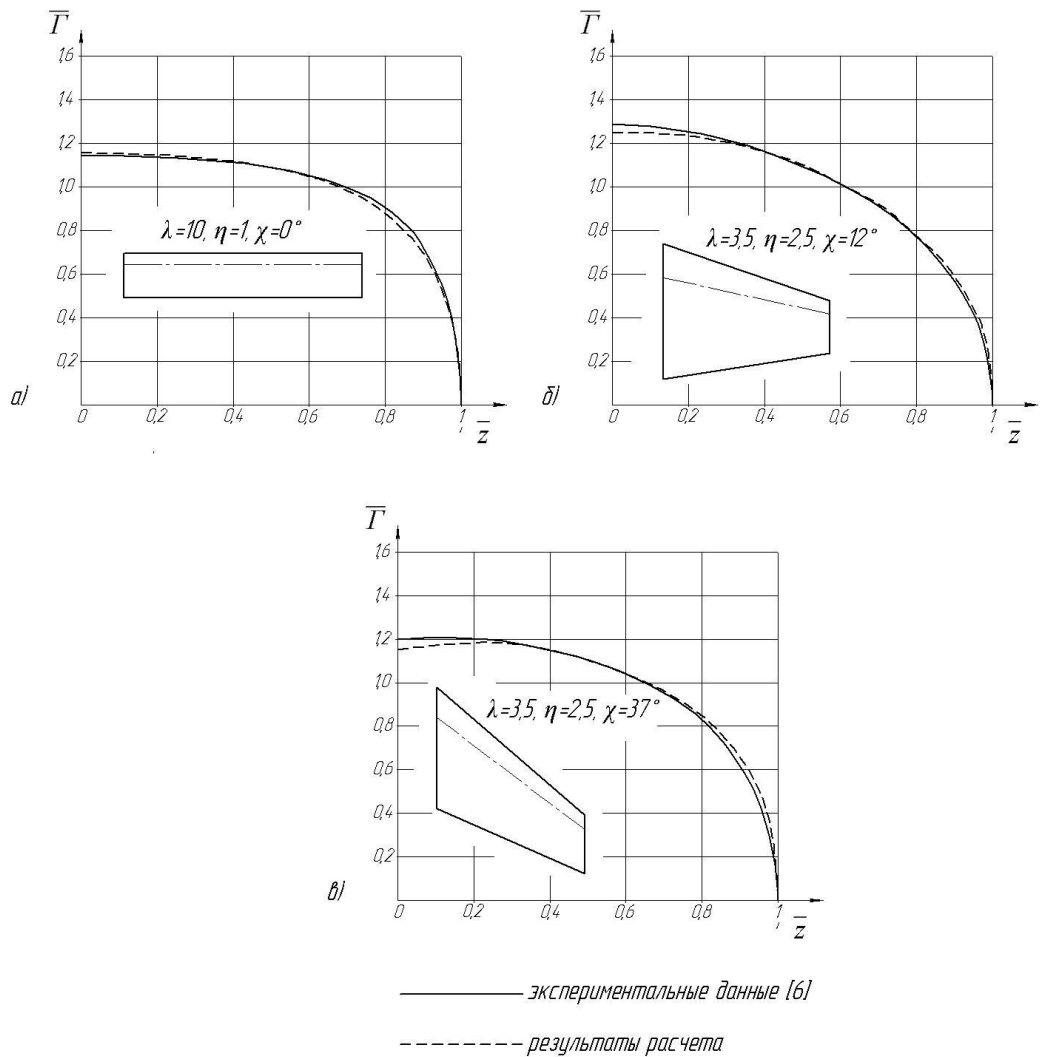


Рисунок 3 – Сравнение расчетных и экспериментальных данных по распределению циркуляции скорости

Результаты расчетов

Для исследования эффекта учета деформаций крыла рассмотрена серия трапециевидных крыльев при различных углах стреловидности. Геометрические параметры крыльев: удлинение $\lambda=8$, сужение $\eta=2$, относительная строительная высота $\bar{c}=10\%$; профиль ЦАГИ П266, размах крыла $l=36,166$ м, $S=163,5$ м². Расчеты проводились для летательного аппарата со взлетной массой $m_0=100$ т. Расчетный случай нагружения А', эксплуатационная перегрузка $n_3=2,5$, расчетная $n_p=3,75$, число Маха $M=0,83$, высота $H=10\ 000$ м.

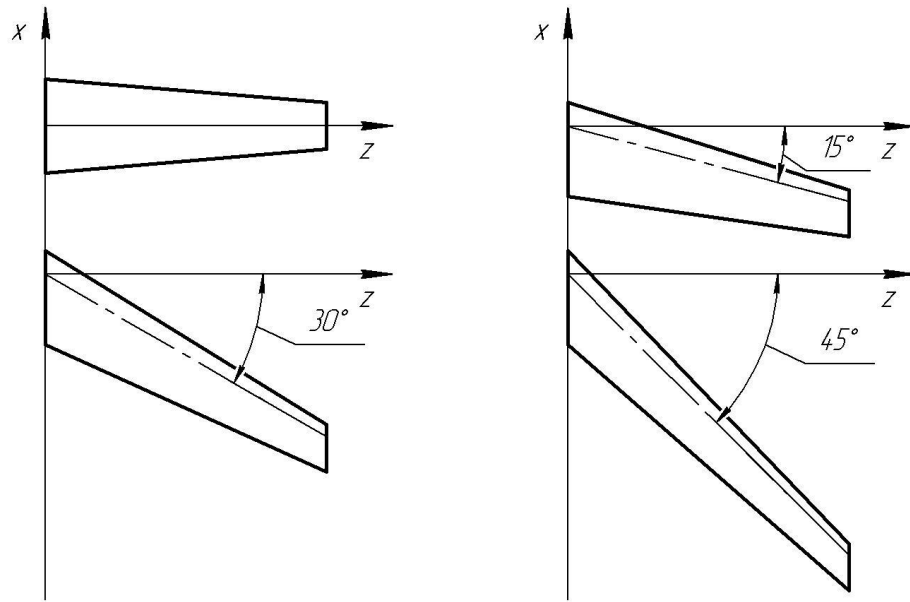


Рисунок 4 – Семейство трапецевидных крыльев

Из ретроспективного анализа крыла самолета Ту-154 взяты следующие характеристики: строительная высота панелей крыла 10% от \bar{c}_{\max} , среднее значение максимальных эквивалентных напряжений в обшивке, действующих в одном из расчетных случаев, – 230 МПа, минимальная плотность гипотетического материала модели $\rho=270 \text{ кг/м}^3$.

С учетом указанных значений толщины наружных слоев в 3D-модели и корректирующего множителя $k=(H-\delta_n)/H$ [4] в качестве предельного эквивалентного напряжения в оптимизационной процедуре задавалась величина 207 МПа. Здесь H – строительная высота профиля, $k=0,9$.

На рисунке 5 показаны распределения аэродинамической нагрузки по размаху рассматриваемых крыльев для различных углов стреловидности для абсолютно жесткой и деформируемой конструкции.

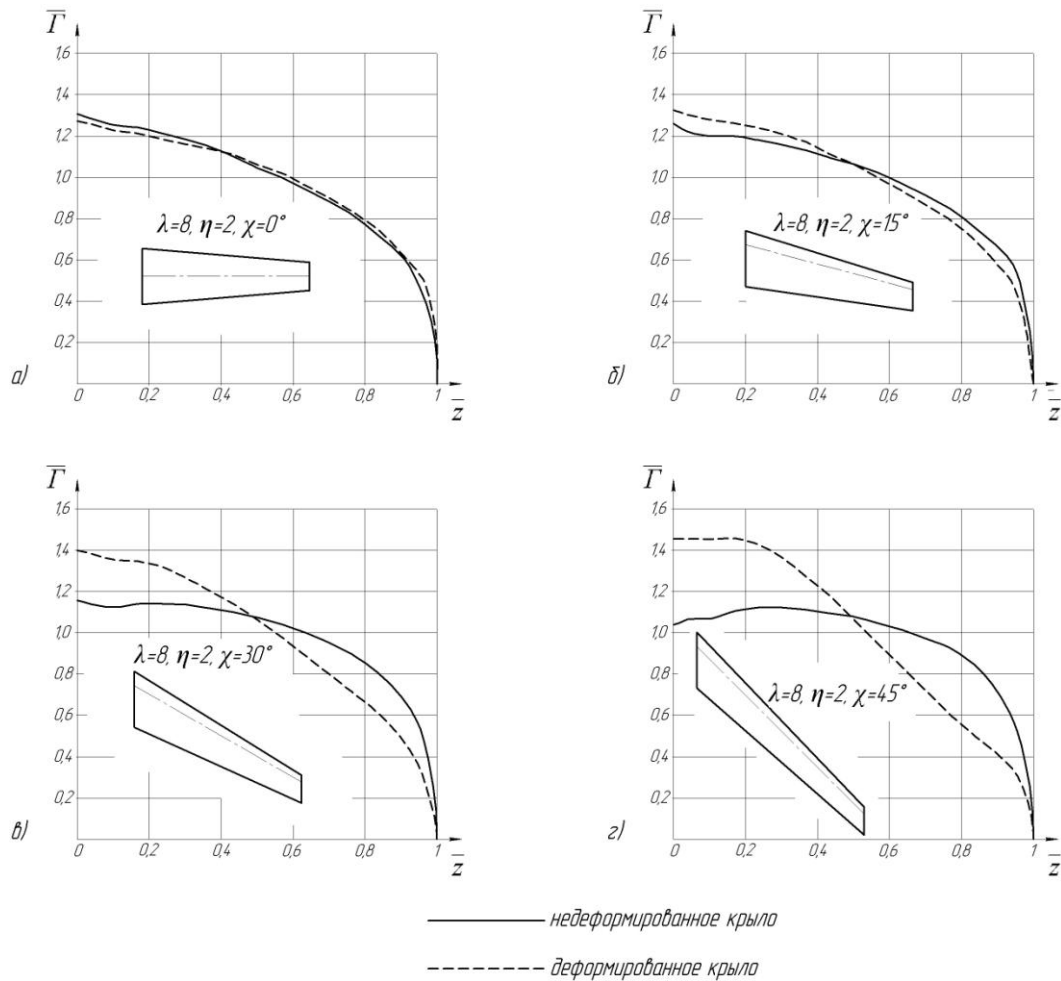


Рисунок 5 – Распределение аэродинамической нагрузки по размаху

Для оценки весовой эффективности рассматриваемых крыльев использовался безразмерный коэффициент силового фактора [7, 8]. В рассматриваемом комплексе программ этот коэффициент вычислялся следующим образом: на каждой итерации распределения плотности материала в 3D-модели крыла вычислялась размерная интегральная характеристика – силовой фактор G :

$$G = \int_V \sigma^{\text{экв}} dV = \sum_{i=1}^n \sigma^{\text{экв}} V_i, \quad (2)$$

где $\sigma^{\text{экв}}$ – эквивалентное напряжение, V – объем тела (материала конструкции), V_i – объем конечного элемента, n – число элементов.

Безразмерный коэффициент силового фактора вычислялся как отношение силового фактора к характерным нагрузке и размеру конструкции. В соответствии с [7, 8] в качестве характерной нагрузки выбиралась подъемная сила крыла Y , а в качестве характерного размера - \sqrt{S}

$$C_k = \frac{G}{Y\sqrt{S}} \cdot (3)$$

Через безразмерный коэффициент силового фактора крыла может быть выражена его абсолютная и относительные массы:

$$m_{кр} = \frac{\varphi}{\sigma} C_k n_p m_0 g \sqrt{S}, (4)$$

$$\bar{m}_{кр} = \frac{m_{кр}}{m_0} = \frac{\varphi}{\sigma} C_k n_p g \sqrt{S} = \frac{\varphi}{\sigma} C_k n_p g \sqrt{\frac{m_0}{p_0}}. (5)$$

где m_0 – взлетная масса самолета, $\bar{\sigma}$ – удельная прочность материала, φ – коэффициент полной массы, n_p – перегрузка, p_0 – удельная нагрузка на крыло,

На рисунке 6 показано изменение C_k рассмотренных крыльев по итерациям внешнего алгоритма (рисунок 1), т.е. по пересчетам аэродинамических нагрузок.

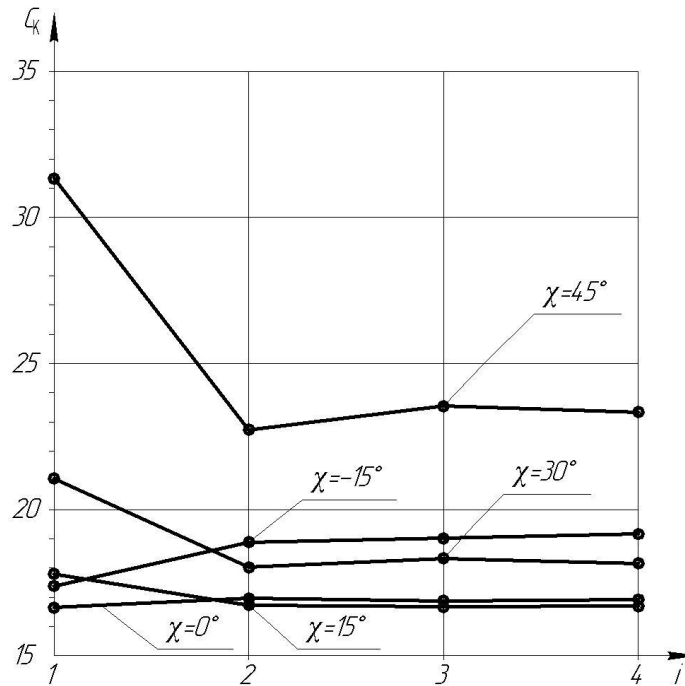


Рисунок 6 – Изменение коэффициента силового фактора по итерациям

Анализ результатов расчетов

При стреловидности $\chi=0^\circ$ наблюдается некоторый рост коэффициента силового фактора деформируемого крыла по сравнению с абсолютно жестким. Это объясняется положительными приращениями углов атаки сечений крыла под действием крутящего момента и смещением равнодействующей аэродинамической нагрузки к концевой части. Еще в большей мере этот эффект проявляется на крыле с обратной стреловидностью $\chi = -15^\circ$.

С ростом положительной стреловидности поточные сечения крыла получают отрицательные приращения углов атаки, вследствие его деформации. Это приводит к благоприятному изменению циркуляции и соответствующему снижению коэффициента силового фактора C_k . Из всех рассмотренных крыльев наибольшее изменение величины C_k наблюдается при наибольшей стреловидности (45°) и достигает величины порядка 25%.

Для оценки практического эффекта учета деформаций рассмотрено крыло современного магистрального самолета (рисунок 7), со следующими геометрическими параметрами: $\lambda=9,1$, $\eta=5,2$, $\chi=30^\circ$, $\bar{c}_\delta=14,5\%$, $\bar{c}_k=9\%$, геометрическая крутка крыла $\varphi=-2^\circ$. Безразмерный коэффициент силового фактора недеформируемого крыла имеет значение $C_k=17,55$. Учет деформации даёт значение $C_k=14,56$, что указывает на наличие определенных резервов массы (порядка 17%) в силовых элементах конструкции этого крыла.

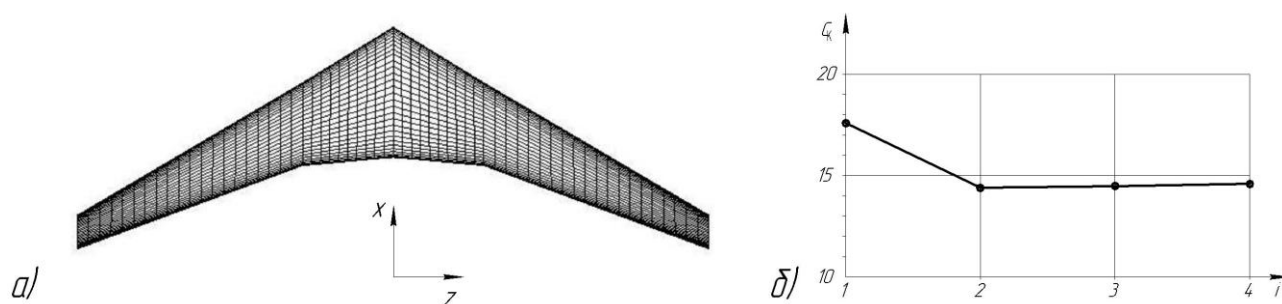


Рисунок 7 – Результаты по современному магистральному самолету

а) – крыло в плане; б) – изменение коэффициента силового фактора

Т.о. угол стреловидности крыла является существенным фактором, определяющим изменения поточных углов атаки сечений крыла и, соответственно, распределение аэродинамической нагрузки по размаху. Для крыльев с положительной стреловидностью учёт деформаций позволяет выявить резервы конструкции по массе. Для крыльев с отрицательной стреловидностью - своевременно учесть приращение массы. Использование математической модели тела переменной плотности позволяет проводить такие оценки и исследования на ранних стадиях проектирования быстро и с относительно малыми трудозатратами.

Работа выполнена с поддержкой по ФЦП «Научно и научно-педагогические кадры инновационной России» на 2009-2013 годы", государственный контракт №14.740.11.0126 от 13.09.2010 г.

Библиографический список

1. Бисплингхофф Р.Л., Эшли Х., Халфмэн Р.Л. Аэроупругость. М.: Изд-во иностр. Лит., 1958. – 799 с.
2. Кан С.Н., Свердлов И.А. Расчет самолета на прочность. М.: Машиностроение, 1966. – 518 с.
3. Болдырев А.В., Комаров В.А., Лаптева М.Ю., Попович К.Ф. Учет статической аэроупругости на ранних стадиях проектирования. Общероссийский научно-технический журнал «Полет», 2008, №1. – С. 34-39.
4. Комаров В.А., Лаптева М.Ю. Прогнозирование деформаций крыльев. Общероссийский научно-технический журнал «Полет», 2011, №2.
5. <http://www.3dpanelmethod.com/>, 10.01.2010.
6. Калинин А.И. Интегральные и распределенные аэродинамические свойства крыла на низких дозвуковых скоростях. Издательство ЦАГИ, вып. 1503, М.: ЦАГИ, 1973.- 354 с.
7. Комаров В.А. Весовой анализ авиационных конструкций: теоретические основы. Общероссийский научно-технический журнал «Полет», 2000. №1. – С.31-39.
8. Гуменюк А.В., Комаров В.А., Критерий силового совершенства конструкции крыльев. Общероссийский научно-технический журнал «Полет», 2003. №6. – С.24–30.

Сведения об авторах

Комаров Валерий Андреевич, директор НИИ «Авиационных конструкций» Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королева (национальный исследовательский университет), доктор технических наук, профессор. Ул. Московское шоссе, 34, г. Самара, 443086; тел.: (846) 267-46-45; e-mail: vkomarov@ssau.ru

Кузнецов Антон Сергеевич, аспирант Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королева (национальный исследовательский университет). Ул. Московское шоссе, 34, г. Самара, 443086; тел.: (846) 267-46-48; e-mail: kuznetsov@ssau.ru

Лаптева Марина Юрьевна, аспирант Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королева (национальный исследовательский университет).