

ПОВЫШЕНИЕ ТОЧНОСТИ ВЕСОВЫХ РАСЧЕТОВ КРЫЛЬЕВ

© 2011 М.Ю. Лаптева

Самарский государственный аэрокосмический университет

Поступила в редакцию 18.03.2011

Рассматривается проблема прогнозирования массы крыла с учетом перераспределения аэродинамической нагрузки при его деформации. Предлагается методика прогнозирования деформаций крыла на ранних стадиях проектирования. Приводятся результаты параметрических исследований по учету связи деформаций крыла и распределения аэродинамических нагрузок для крыльев с различными геометрическими параметрами. Показано, что учет перераспределения аэродинамической нагрузки в случае стреловидных крыльев позволяет повысить точность расчета массы силовых элементов конструкций.

Ключевые слова: *масса, крыло, тело переменной плотности, деформация, аэродинамическая нагрузка, оптимизация, прогноз*

Для всех проектов летательных аппаратов (ЛА) одной из главных характеристик является взлетная масса. Исторически в авиационной технической литературе наряду с термином «масса» используется термин «вес». Масса конструкции и вес конструкции применяются как равнозначные термины в связи с устойчивыми традициями в авиационно-технической литературе и необходимостью использования таких понятий, как «весовые формулы», «весовое проектирование», которые по своей сути связаны с расчетами и прогнозированием массы конструкций. В теории проектирования ЛА весовым расчетам уделяется большое внимание [1]. Взлетная масса самолета определяется из так называемого уравнения существования [2]:

$$m_0 = \frac{m_{\text{ц}} + m_{\text{эксл}}}{1 - \bar{m}_{\text{к}} - \bar{m}_{\text{су}} - \bar{m}_{\text{ТС}} - \bar{m}_{\text{об.упр}}}, \quad (1)$$

где m_0 – взлетная масса самолета, $m_{\text{ц}}$ – масса центральной нагрузки, $m_{\text{эксл}}$ – суммарная масса экипажа и служебной нагрузки, $\bar{m}_{\text{к}}$, $\bar{m}_{\text{су}}$, $\bar{m}_{\text{ТС}}$, $\bar{m}_{\text{об.упр}}$ – относительная масса конструкции, силовой установки, топливной системы и оборудования и управления.

Примерные значения относительных масс магистрального пассажирского самолета имеют следующие величины: $\bar{m}_{\text{к}}=0,3$, $\bar{m}_{\text{ТС}}=0,25$, $\bar{m}_{\text{су}}=0,15$, $\bar{m}_{\text{об}}=0,1$, при этом на долю полезной нагрузки (пассажиры, грузы и т.п.) остается 20% от взлетной массы. Отсюда следует, что уменьшение доли массы конструкции от взлетной на 1% позволяет перебросить этот «процент» на полезную нагрузку, которая станет 21% в нашем примере. Следовательно, величина полезной

(платной) нагрузки может быть увеличена на 5%. Из уравнения (1) хорошо видно, что даже небольшие изменения относительных масс частей ЛА вызывают существенное изменение его взлетной характеристики m_0 .

До последнего времени в качестве основного инструмента прогнозирования массы конструкции используются весовые формулы [3]. Весовые формулы отдельных частей конструкций – крыла, фюзеляжа и оперения – строятся, как правило, с использованием простейших физических представлений об их силовой работе с использованием балочной математической модели, которая дополняется поправочными коэффициентами из статистической обработки весовых данных по ранее построенным самолетам. Для ЛА с традиционными внешними формами весовые формулы дают достаточно высокую точность, хотя известный специалист по весовым расчетам В.М. Шейнин [1] рекомендует для страховки использовать несколько весовых формул различных авторов, крайние значения отбрасывать, а оставшиеся – осреднять. В случае проектирования ЛА с новыми аэродинамическими формами и компоновками, а также в случае разработки ЛА очень больших или очень малых размеров по сравнению со среднестатистическими, возникает необходимость разработки новых методов весовых расчетов. В [4] предложена новая структура весовых формул, основу которых составляет коэффициент силового фактора, который учитывает особенности внешней формы конструкции, её силовой схемы и распределения нагрузки через высокоточное математическое моделирование авиационных конструкций с использованием метода конечных элементов (МКЭ) и численных методов аэродинамики. В частности, для оценки абсолютной и относительной массы крыльев эти формулы имеют следующий вид:

Лаптева Марина Юрьевна, аспирантка. E-mail: lap-teva@sau.ru

$$m_{кр} = \frac{\varphi}{\sigma} C_K n_p m_0 g \sqrt{S} \quad (2)$$

$$\bar{m}_{кр} = \frac{m_{кр}}{m_0} = \frac{\varphi}{\sigma} C_K n_p g \sqrt{S} = \frac{\varphi}{\sigma} C_K n_p g \sqrt{\frac{m_0}{p_0}} \quad (3)$$

где $m_{кр}$ – масса крыла, $\bar{m}_{кр}$ – удельная прочность материала, φ – коэффициент полной массы, n_p – перегрузка, p_0 – удельная нагрузка на крыло, S – площадь крыла. Особенности вычисления коэффициента силового фактора C_K для крыльев обсуждаются в [5].

Одной из существенных проблем в прогнозировании массы конструкции с использованием соотношений (2) и (3) является правильный учет распределения аэродинамической нагрузки по крылу. Дело в том, что под нагрузкой крылья деформируются, и могут изменяться углы атаки поточных сечений, что приводит к изменению распределения нагрузки по размаху. Это хорошо известный эффект, особенно для стреловидных крыльев [6]. Однако на ранних стадиях проектирования не известна конструкция крыла, и поэтому нагрузки считаются в предположении его

абсолютной жесткости. Для преодоления этой неопределенности в [7] предлагается методика, которая заключается в следующем:

1. В ограничения внешних размеров крыла с учетом объемов занятых механизацией, шассийными вырезами и т.п. вписывается тело переменной плотности с модулем упругости и предельными напряжениями, линейно зависящими от плотности.
2. Рассчитываются аэродинамические нагрузки в предположении абсолютной жесткости крыла.
3. По специальному алгоритму оптимизируется распределение плотностей и определяется деформированное состояние крыла.
4. Рассчитываются аэродинамические нагрузки с учетом деформации крыла, и повторяется оптимизация распределения материала.

Расчеты показывают, что данный алгоритм сходится за 3-4 итерации пересчета аэродинамических нагрузок. При этом пробные расчеты показали также, что учет деформаций крыльев приводит к существенному изменению циркуляции и соответственному распределению нагрузки по размаху [7].

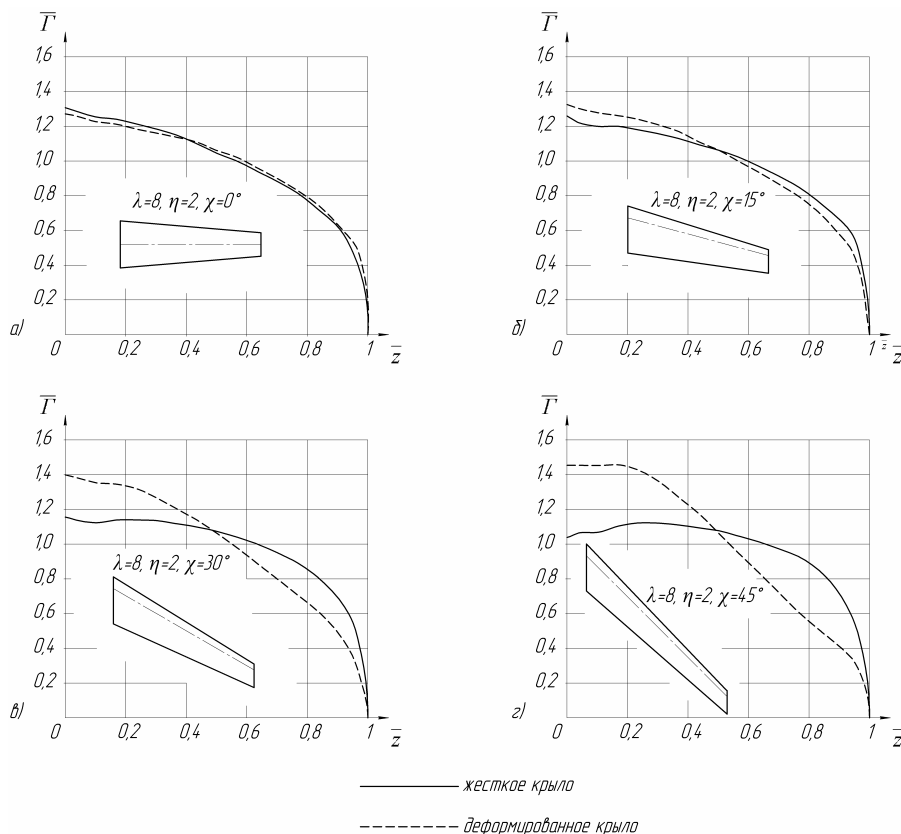


Рис. 1. Распределение аэродинамической нагрузки по размаху

С целью обеспечения достоверности определения деформаций крыла с использованием новой оптимизационной модели исследованы факторы, влияющие на результаты прогноза. Установлено, что наиболее существенным является уровень достижимых напряжений в обшивке,

минимально допустимая жесткость крыла в концевых сечениях и особенности использования трехмерных конечных элементов в данной задаче [8]. В данной работе выполнено исследование влияния на массу конструкции крыла зависимости распределения аэродинамической нагрузки

от его деформаций. В качестве объекта исследования выбрано характерное для современных магистральных самолетов крыло с удлинением $\lambda=8$, сужением $\eta=2$ и относительной строительной высотой $\bar{c}=10\%$ при различных углах стреловидности. На рис. 1 показано распределение аэродинамической нагрузки по размаху крыла. Для расчетов напряженно-деформированного состояния крыла использовалась система NASTRAN. Оптимизация распределения материала в трехмерной модели крыла выполнялась с использованием специальной программы [9]. Расчеты циркуляции выполнены по программе APAME [10].

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 .

$$G = \int_V \sigma^{\text{экв}} dV = \sum_{i=1}^n \sigma^{\text{экв}} V_i \quad (4)$$

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 характерной 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} .

$$C_k = \frac{G}{Y\sqrt{S}} \quad (5)$$

Изменение этого коэффициента по итерациям перерасчета нагрузок показано на рис. 2 для крыльев с различной стреловидностью.

На рис. 2 значения коэффициента силового фактора C_k на первой итерации соответствуют распределению аэродинамической нагрузки в предположении абсолютно жесткой конструкции крыла, а на 3 и последующих итерациях, когда процесс сходится, эти значения соответствуют распределению нагрузки на деформированном крыле. Для удобства анализа на рис. 3 показана зависимость коэффициента силового фактора от стреловидности крыла для абсолютно жесткой конструкции $C_{k1}(\chi)$ и для деформированной конструкции близкой к оптимальной (на четвертой итерации) - $C_{k4}(\chi)$. На рис. 2 и 3 отрицательные значения χ соответствуют обратной стреловидности.

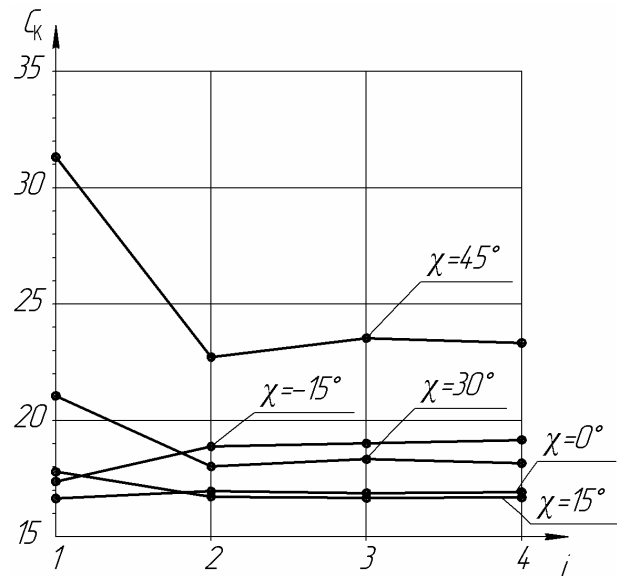


Рис. 2. Изменение коэффициента силового фактора по итерациям

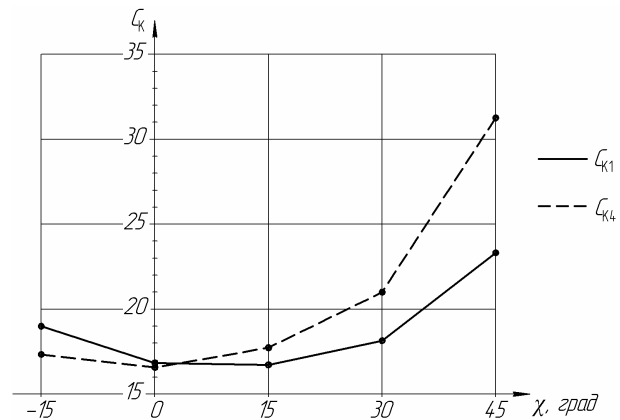


Рис. 3. Коэффициент силового фактора

В области положительных стреловидностей полученный характер изменения C_{k1} от угла стреловидности для абсолютно жесткого крыла хорошо согласуется с весовой формулой для крыльев дозвуковых самолетов [3, стр. 131], в которой стреловидность учитывается множителем $\cos^{-1.5}\chi$. Деформированное крыло имеет значительно меньшую величину C_k , что свидетельствует о наличии существенных резервов массы силовых элементов конструкции крыла. Этот резерв для крыла со стреловидностью 30° имеет величину порядка 14% и для 45° – 25%. Специальные расчеты для крыла с геометрическими характеристиками близкими к крылу самолета Ту-204 со стреловидностью по передней кромке -30° показали резерв массы силовых элементов порядка 17%. Физически этот эффект объясняется очень просто: отрицательные изменения углов атаки поточных сечений стреловидного крыла, вызванные изгибом, преобладают над положительным изменением углов, вызванных кручением крыла. В выполненных расчетах аэродинамическая нагрузка прикладывалась по $1/4$ хорд, что вызыва-

ет практически максимальное «положительное» закручивание крыла. Оно проявилось только в несколько большем коэффициенте $C_{к4}$ при $\chi=0^\circ$. В случае обратной стреловидности наблюдается вполне ожидаемое увеличение C_k за счет приращения углов атаки концевых сечений крыла. На рис. 4 показано отношение $C_{к4}/C_{к1}$ в зависимости от угла стреловидности. Оно показывает отношение массы силовых элементов крыла, спроектированного по нагрузкам, рассчитанным с учетом его деформаций к соответствующей массе крыла, спроектированного по нагрузкам для абсолютно жесткой конструкции.

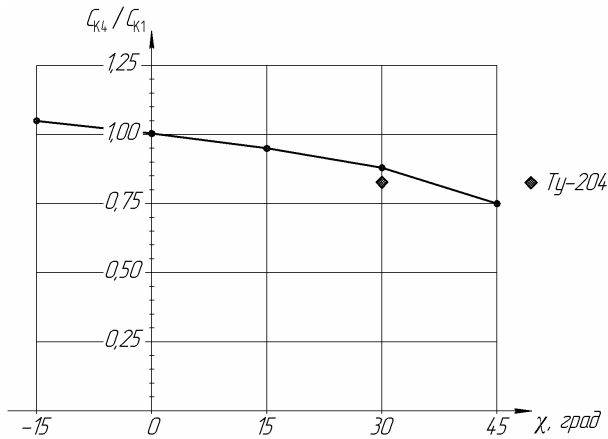


Рис. 4. Отношение $C_{к4}/C_{к1}$

Выводы:

1. Деформации крыла оказывают существенное влияние на распределение аэродинамической нагрузки, которое необходимо учитывать на ранних стадиях проектирования.
2. В случае положительной стреловидности учет перераспределения нагрузки указывает на значительные резервы массы силовых элементов конструкции. В частности для крыла со стреловидностью 45° выигрыш в массе составляет 25%.

3. Полученные зависимости $C_{к4}/C_{к1}(\chi)$ могут быть использованы для корректировки весовых формул крыльев с учетом того обстоятельства, что в конструкциях крыла доля силовых элементов составляет примерно половину его общей массы.

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.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Шейнин, В.М. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов: справочник / В.М. Шейнин, В.И. Козловский. 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1984. 552 с.
2. Корольков, О.Н. Уравнение и область существования самолёта // Полет. 2001. №10. С. 45-52.
3. Егер, С.М. Проектирование самолетов: учебник для вузов / С.М. Егер, В.Ф. Мишин, Н.К. Лисейцев и др.; под ред. С.М. Егера. 4-е изд. – М.: Логос, 2005. 648 с.
4. Комаров, В.А. Весовой анализ авиационных конструкций: теоретические основы // Полет. 2000. №1. С. 31-39.
5. Гуменюк, А.В. Критерий силового совершенства конструкции крыльев / А.В. Гуменюк, В.А. Комаров // Полет. 2003. №6. С. 24-30.
6. Кан, С.Н. Расчет самолета на прочность / С.Н. Кан, И.А. Свердлов. – М.: Машиностроение, 1966. 518 с.
7. Болдырев, А.В. Учет статической аэроупругости на ранних стадиях проектирования / А.В. Болдырев, В.А. Комаров, М.Ю. Лантева, К.Ф. Попович // Полет. 2008. №1. С. 34-39.
8. Комаров, В.А. Прогнозирование деформаций крыльев / В.А. Комаров, М.Ю. Лантева // Полет, 2011. №3. С. 8-12.
9. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2010613429 ОПТ-VDB от 25.05.2010 г. / В.А. Комаров, А.В. Болдырев, А.С. Кузнецов.
10. <http://www.3dpanelmethod.com/>, (дата обращения 10.01.2010).

INCREASE OF WINGS WEIGHT CALCULATIONS ACCURACY

© 2011 M.Yu. Lapteva

Samara State Aerospace University

The problem of forecasting the wing weight taking into account the redistribution of aerodynamic loading at its deformation is considered. The technique of forecasting the wing deformations at early design stages is offered. Results of parametrical researches under the account of interrelations of wing deformations and distribution of aerodynamic loadings for wings with various geometrical parameters are resulted. It is shown that the account of redistribution the aerodynamic loading in a case of swept wings allows to raise accuracy of weight calculation the force elements of constructions.

Key words: *weight, wing, body of variable density, deformation, aerodynamic loading, optimization, forecast*