

ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ДЕФОРМАЦИЙ КРЫЛА: ОБЕСПЕЧЕНИЕ ДОСТОВЕРНОСТИ

© 2010 М.Ю. Лаптева

Самарский государственный аэрокосмический университет

Поступила в редакцию 29.03.2010

Рассматривается методика прогнозирования деформаций крыла на ранних стадиях проектирования. Методика проверяется путем сравнения результатов прогнозирования с деформациями реального крыла, полученными из натурального эксперимента. Делается вывод о возможности получения приемлемой точности прогнозов при соблюдении определенных условий.

Ключевые слова: деформация, крыло, проектирование

Крылья летательных аппаратов под действием нагрузки неизбежно деформируются, и эти деформации влияют на распределение нагрузки. Особенно существенны в этом отношении деформации стреловидных крыльев, так как в этих крыльях изгибные деформации вызывают изменения углов атаки поточных сечений. Это явление подробно рассматривается в [1, 2]. В [3] предложены весьма упрощенные балочные математические модели для оценки углов закручивания стреловидного крыла. На ранних стадиях проектирования силовая схема и распределение материала по элементам конструкций обычно не известны, и поэтому традиционно используется следующий порядок проектирования: крыло считается абсолютно жестким, с помощью тех или иных расчетных методов и продувок определяется распределение нагрузки по несущей поверхности, далее выполняется проектирование на эти нагрузки и только в конце разработки становится возможным учесть деформации крыла, как это рекомендуется в [4]. Заметим попутно, что выполнить продувочный эксперимент с абсолютно жесткой моделью практически невозможно, так как даже достаточно жесткая модель все равно деформируется и эти деформации ощутимо влияют на распределение нагрузок [5]. Традиционный порядок разработки конструкции затягивает проектирование, кроме того как показано в [6], не позволяет учесть зависимости распределения нагрузки от деформаций крыла на ранних стадиях проектирования.

Для преодоления неопределенности во взаимосвязи внешней формы крыла, силовой схемы, распределения материала и нагрузок в

[6] предложен новый подход, предполагающий использование 3D-моделей переменной плотности для учета деформаций крыла на ранних стадиях проектирования. Его основу составляет следующий алгоритм:

1. В ограничения внешних размеров несущей поверхности вписывается тело переменной плотности из гипотетического материала со свойствами:

$$E = \rho \cdot \bar{E}, \quad (1)$$

$$[\sigma] = \rho \cdot [\bar{\sigma}], \quad (2)$$

где ρ – плотность материала, E – модуль упругости, $[\sigma]$ – допускаемое напряжение, \bar{E} и $[\bar{\sigma}]$ – характеристики, соответствующие единичной плотности.

2. В предположении абсолютной жесткости крыла рассчитываются нагрузки.

3. С использованием метода конечных элементов (МКЭ) и специального алгоритма проводится оптимизация распределения плотностей материала в 3D-модели. Этот алгоритм создает теоретически-оптимальную конструкцию для заданной нагрузки внутри определенных габаритных ограничений путем образования сгустков материала. Основная рабочая формула пересчета плотностей элементов следующая:

$$\rho_{li} = \frac{\sigma_{0i}^{экс}}{[\bar{\sigma}]}, \quad (1)$$

где ρ_{li} – назначаемая плотность элемента, $\sigma_{0i}^{экс}$ – эквивалентное напряжение в i -том элементе, соответствующее начальному распределению плотностей материала.

4. Вычисляются перемещения полученной конструкции, и повторяется расчет нагрузок в п.2 с учетом этих перемещений – возникающей геометрической крутки крыла от деформаций.

Итерационные вычисления по пп. 2-4 выполняются до сходимости процесса. Модельный пример расчета в [6] показал быструю сходимость процесса и сильное изменение распределения циркуляции и, следовательно, нагрузок по размаху крыла. Этот результат может быть объяснен в значительной мере тем, что в указанном примере расчета в качестве допускаемых напряжений использовался предел прочности конструкционного алюминиевого сплава, значительно превышающий уровни максимальных напряжений в реальных конструкциях, в которых приходится учитывать потерю устойчивости, усталостные характеристики, неизбежные конструктивно-технологические избытки материала и т.п. Для использования методики [6] в реальном проектировании необходимо исследование и обеспечение достоверности прогнозирования деформаций крыла с использованием моделей переменной плотности.

Адекватность 3D-моделей. Для проверки работоспособности метода, предлагаемого в работе [6], мог бы быть использован следующий естественный порядок: выполнить прогнозирование распределения нагрузок по крылу; выбрать силовую схему и выполнить полное рабочее проектирование конструкции

на эти нагрузки; провести численное и экспериментальное исследование деформаций крыла и, наконец, сопоставить эти деформации с прогнозными. Понятно, что это длинный и практически неосуществимый путь. Для обеспечения точности прогнозирования деформаций крыла на ранних стадиях проектирования по методике [6] рассмотрим следующий подход.

1. Возьмем в качестве объекта исследования реально существующее крыло с исчерпывающими данными по конструкции, нагрузкам и результатам испытаний.

2. Выполним для этого крыла прогнозирование его деформаций.

3. Сравним прогнозные деформации с действительными, проведем анализ причин расхождения и выработаем рекомендации по использованию 3D-моделей переменной плотности для обеспечения необходимой точности прогнозирования.

В данной работе для этих целей использовалось крыло самолета Ту-154. На рис. 1 показана схема этого крыла с указанием точек, в которых проводились замеры вертикальных перемещений. Из большого числа расчетных случаев для анализа были выбраны два полетных случая нагружения, соответствующие переднему и заднему центру давления в распределении нагрузок по хорде. Разработанная для тестирования 3D-модель крыла показана на рис. 2. Для МКЭ-анализа использовалась система MSC Nastran for Windows, основной тип элементов – Solid.

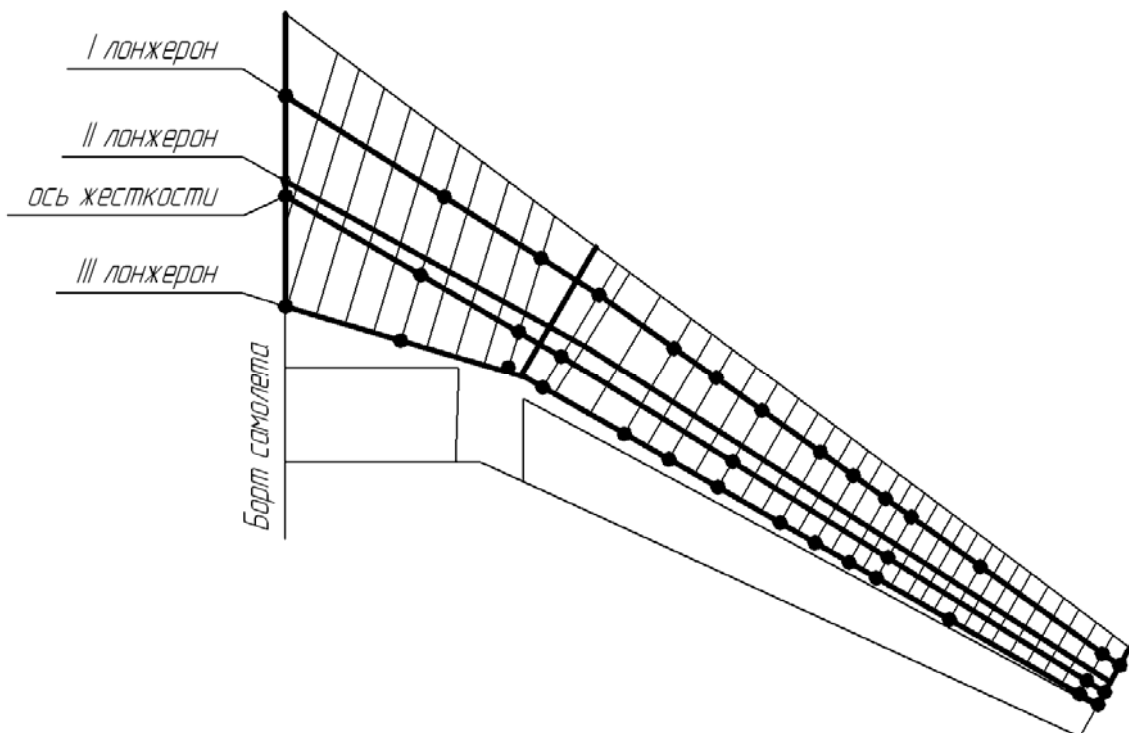


Рис. 1. Схема размещения датчиков на консоли крыла для замера вертикальных перемещений

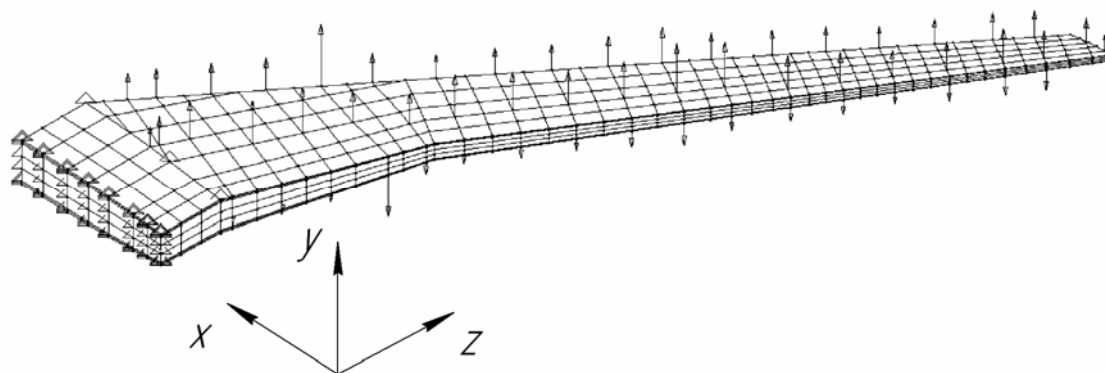


Рис. 2. 3D-модель с нагрузками

На результаты прогнозирования деформаций крыла могут влиять следующие факторы: величина допускаемых напряжений, толщина наружных слоев в модели поперечного сечения, способ корректировки допускаемых напряжений с учетом толщины наружных слоев.

По проектной документации рассматриваемое крыло проектировалось на директивные допускаемые эквивалентные напряжения 350 МПа по соображениям ресурса для нижней панели крыла. Верхнюю панель определяют критические напряжения потери устойчивости, и они имеют примерно такую же величину. Пробные расчеты 3D-модели крыла с допускаемыми напряжениями 300 МПа дали прогнозные значения прогибов значительно превышающие экспериментально замеренные, поэтому для назначения более адекватных допускаемых напряжений был выполнен расчет средних напряжений в действительной конструкции в рассматриваемых случаях нагружения. Этот расчет дал величину 230 МПа. Заметим, что в данном контексте допускаемые напряжения, используемые в формуле (3), не являются допускаемыми напряжениями в обычном смысле этого понятия, которые используются при проектировании конструкций. В данном случае они отражают средний уровень максимальных напряжений в реальной конструкции.

При разбиении на конечные элементы 3D-модели крыла особого внимания заслуживает выбор толщины наружных слоев. На рис. 3 показано поперечное сечение с использованием 7 слоев. Так как после оптимизации основные сгустки материала в модели переменной плотности ожидаются вблизи наружного контура крыла, то толщины наружных слоев δ_n выбираются таким образом, чтобы центры тяжести поперечных сечений элементов совпадали с центрами тяжести поперечных сече-

ний панелей обшивки со стрингерами. В данном конкретном случае эта величина составила $\delta_n = 2h_{ц.т.} \approx 40$ мм, где $h_{ц.т.}$ – расстояние центра тяжести поперечного сечения панели от наружного контура. На рис. 4 показано поперечное сечение типичной панели обшивки данного крыла.



Рис. 3. Поперечное сечение 3D-модели

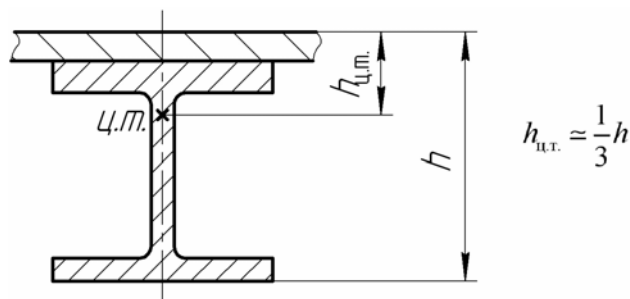


Рис. 4. Сечение панели обшивки действительного крыла

В процессе оптимизации плотностей элементов алгоритм использует значения эквивалентных напряжений в центре тяжести элемента, и, если использовать в качестве «допускаемого» напряжения значение, характерное для наружного контура крыла, то после оптимизации получается конструкция, в которой заданный уровень напряжений будет достигаться внутри крыла на удалении от наружной поверхности крыла на величину $0,5\delta_n$. Так как итерационный процесс с использованием перерасчетов плотностей элементов по (3) дает плотность i -го элемента

$$\rho_i = \frac{\sigma_i^{\text{ЭКВ}}}{[\bar{\sigma}]}, \quad (4)$$

и модуль упругости

$$E_i = \rho_i [\bar{E}], \quad (5)$$

то относительная деформация в направлении размаха крыла в центре тяжести наружных 3D-элементов, в которых преобладает одноосное напряженное состояние с интенсивностью σ_n , [7], будем иметь величину:

$$[\varepsilon_n] = \frac{\sigma_n}{E_n} = \frac{\sigma_n}{\rho_n \bar{E}} = \frac{\rho_n [\bar{\sigma}]}{\rho_n \bar{E}} = \frac{[\bar{\sigma}]}{[\bar{E}]} = \frac{[\sigma]}{E} \quad (6)$$

При этом если предположить справедливой гипотезу прямых нормалей при изгибе крыла из материала переменной плотности то, как следует из рис. 5, максимальные деформации на наружном контуре крыла будут иметь величину:

$$\varepsilon_{\max} = [\varepsilon_n] \cdot \frac{H}{H - \delta_n} \quad (7)$$

Этим относительным деформациям будут соответствовать завышенные прогибы крыла. Поэтому для более правильного прогнозирования деформаций крыла следует задавать «допускаемые» напряжения, уменьшенные на коэффициент $k=(H-\delta_n)/H$. Среднее значение этого коэффициента для данного крыла составило 0,93.

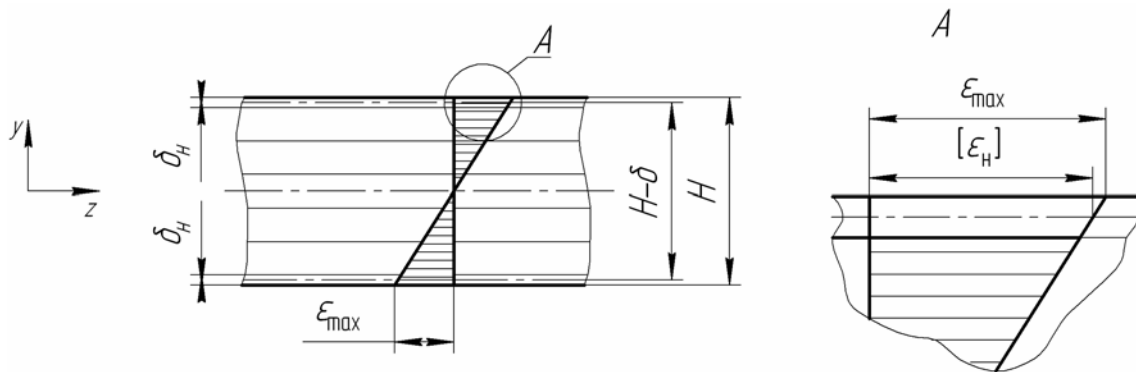


Рис. 5. Продольное сечение 3D-модели

Результаты расчетов опытного крыла. На рис. 6 показаны результаты сопоставления с экспериментальными данными вертикальных перемещений w (прогибов) крыла, полученных с использованием 3D-модели. Расчеты деформаций выполнены в соответствии с экспериментом на 60% расчетной нагрузки и показали хорошие совпадения по вертикальным прогибам.

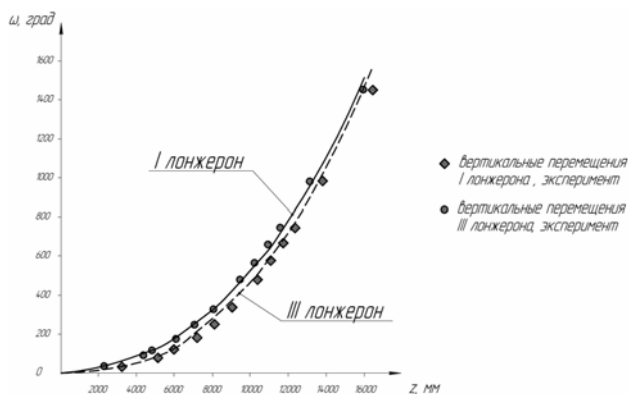


Рис. 6. Прогибы I и III лонжеронов для случая нагружения п.ц.д.

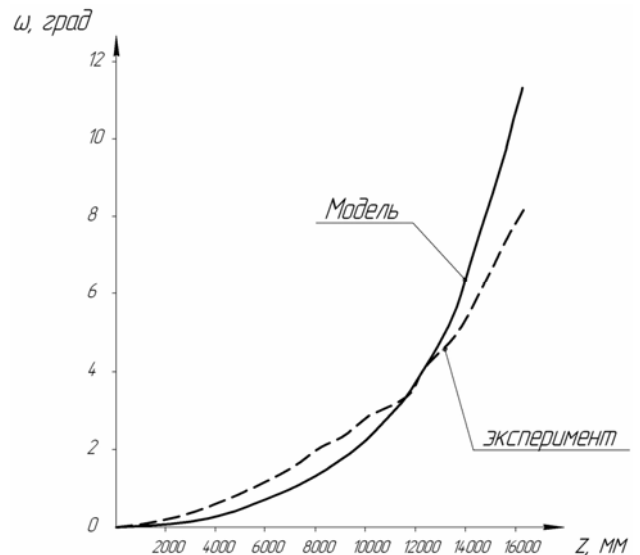


Рис. 7. Изменение углов атаки по размаху для случая нагружения п.ц.д., $n_y=2,25$

Анализ результатов расчета для случаев передней и задней центр давления показал, что деформации крыла различаются незначительно. Основное влияние на изменение углов

атаки поточных сечений данного крыла оказывает изгиб. На рис. 7 показано изменение углов атаки поточных сечений крыла по размаху для полета самолета с перегрузкой $n_y=2,25$, вычисленных через расчетные и экспериментальные значения прогибов крыла. Получено хорошее совпадение результатов.

Выводы: 3D-модель переменной плотности может использоваться в качестве достаточно надежного инструмента для прогнозирования деформаций несущих поверхностей крыла на ранних стадиях проектирования. Наиболее значимым фактором для правильного прогноза является средний уровень максимальных напряжений в конструкции для данного случая нагружения. Эти напряжения целесообразно находить из ретроспективного анализа по наиболее близким прототипам.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Бисплингофф, Р.Л. Аэроупругость. / Р.Л. Бисплингофф, Х. Эшли, Р.Л. Халфмэн // М.: Изд-во иностр. лит., 1958. – 799 с.
2. Фын, Я.Ц. Введение в теорию аэроупругости. – М.: Государственное издательство физико-математической литературы, 1959. – 524 с.
3. Кан, С.Н. Расчет самолета на прочность. / С.Н. Кан, И.А. Свердлов // М.: Машиностроение, 1966. – 518 с.
4. Авиационные правила, часть 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории, 1994.
5. Евстифеев, В.В. Интерактивная система определения стапельной крутки аэродинамических моделей / В.В. Евстифеев // Исследования и перспективные разработки в авиационной промышленности, статьи и материалы конференции. – 2007. – С. 832-837.
6. Болдырев, А.В. Учет статической аэроупругости на ранних стадиях проектирования / А.В. Болдырев, В.А. Комаров, М.Ю. Липтева, К.Ф. Попович // Полет. – 2008. - №1. – С. 34-39.
7. Машиностроение. Энциклопедия / Ред. совет: К.В. Фролов (пред.) и др. – М.: Машиностроение. 2004. Самолеты и вертолеты Т IV-21. Проектирование, конструкции и системы самолетов и вертолетов. Книга 2 / А.М. Матвиенко, А.И. Акимов, М.Г. Акопов и др.; Под общ. ред. А.М. Матвиенко. – 725 с.

FORECASTING THE WING DEFORMATIONS: MAINTENANCE OF RELIABILITY

© 2010 M.Yu. Lapteva

Samara State Space University

The method of forecasting the wing deformations on early design stages is considered. The method is checked by comparison the results of forecasting with the deformations of real wing received from natural experiment. The conclusion about opportunity of reception the comprehensible accuracy of forecasts is done at observance of the certain conditions.

Key words: *deformation, wing, designing*