

УДК 629.7.025

О ПРОЕКТИРОВАНИИ КРЫЛА ИЗ КОМПОЗИЦИОННОГО МАТЕРИАЛА САМОЛЕТА ВЕРТИКАЛЬНОГО ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ

© 2012 Л.П. Шингель

Пермский национальный исследовательский политехнический университет

Поступила в редакцию 22.03.2012

На этапе проектирования важную роль играет обеспечение устойчивости конструкции. Приведено решение задачи устойчивости крыла, выполненного из слоистого композиционного материала для самолета вертикального взлета и посадки. Показана возможность создания полностью композитного крыла.

Ключевые слова: *устойчивость конструкций, композиционный материал, углепластик, крыло, самолет*

Одним из перспективных направлений развития авиационной техники является все более широкое использование композиционных материалов, применение которых позволяет снизить вес конструкций и в некоторых случаях получить характеристики, получение которых другим способом проблематично. В некоторых видах авиационной техники (планеры) композиционные материалы составляют до 85% массы. Рассматривается возможность создания крыла самолета, полностью выполненного из композиционного материала. Следует сразу отметить, что возможность использования полностью композитного крыла в существенной мере определяется его конструкцией, в частности, монтируемостью на нем и в нем оборудованием, средствами механизации (закрылки, предкрылки и т.п.). Это связано с креплением на подвижных элементах, которые традиционно «неудобны» для композиционных материалов. Однако в ряде конструкций, например, крыло легкого спортивного самолета, планера, существует возможность использования только композиционных материалов. К такому крылу относится крыло перспективного легкого спортивно-туристического самолета вертикального взлета и посадки.

Основной задачей, решаемой при расчете и проектировании крыла, является определение его устойчивости (в том числе устойчивости входящих в крыло элементов) при возрастании действующих внешних нагрузок. На устойчивость работают все элементы конструкции крыла, находящиеся в сжатой зоне [1].

Ключевым становится определение нагрузок, при которых начинается потеря устойчивости. Для определения устойчивости используются, в основном, два метода: метод в линейной постановке (задача Эйлера) и метод в нелинейной постановке. Линейный метод существенно проще и требует меньших машинных ресурсов (времени), но, как правило, метод не учитывает особенностей и нелинейностей рассматриваемой системы, и поэтому результатом являются завышенные значения критической нагрузки.

Решаемые задачи целесообразно решать с использованием программного пакета ANSYS, при этом рекомендуется нелинейный метод. Нелинейный метод реализует способ Ньютона-Рафсона и после ряда итераций позволяет найти кривую «нагрузка-смещение», где функцией является нагрузка. Нахождение на этой кривой точки, соответствующей критической нагрузке, позволяет более точно и надежно определить начало потери устойчивости. Поскольку при расчете на устойчивость определяющим является жесткость конструкции, предпочтительным материалом представляется углепластик, обладающий наибольшим модулем упругости, и соответственно позволяющий (по сравнению с другими композиционными материалами) получить наиболее жесткие конструкции. Рассматривался углепластик на основе препрега фирмы Hexcel HexPly M47.

Одной из особенностей конструкции типа «крыло» является возможность создания такой конструкции на основе параллельно армированных слоистых пластин из ортотропного материала. Толщина каждого слоя,

Шингель Леонид Петрович, кандидат технических наук, доцент. E-mail: shingel.leonid712@gmail.com

количество слоев, ориентация направлений армирования каждого слоя задается схемой армирования, в качестве которой была первоначально выбрана $[+45^\circ / -45^\circ / +45^\circ / -45^\circ]_T$ [2] при толщине каждого слоя 0,5 мм. Рассматриваемая конструкция крыла состоит из двух симметричных полуплоскостей (консолей) и не содержит средств механизации и органов управления. Крыло прямоугольное, площадь крыла составляет 3,2 м², удлинение 10. В качестве профиля выбран профиль NASA 2309, хорда составляет 0,44 м. Каждая полуплоскость крыла имеет лонжерон, 8 равномерно распределенных по длине крыла нервюр. На первом этапе рассматривалось одинаковая толщина материала для всех элементов (указана в схеме армирования). Использовались элементы типа shell99. При решении задачи в программном пакете SolidWorks создавалась геометрическая модель, которая импортировалась в ANSYS. В созданной конечно-элементной сети (рис. 1) крыло закреплялось по торцевому контуру.

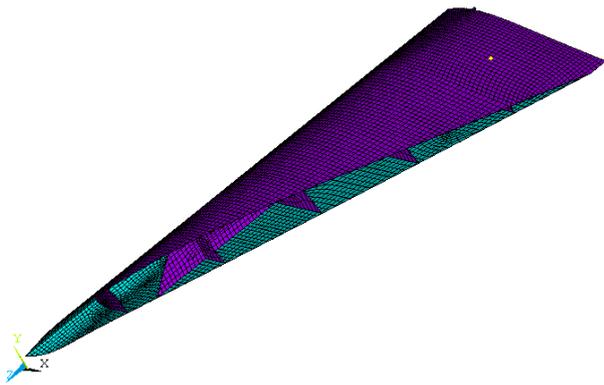


Рис. 1. Конечно-элементная схема фрагмента крыла (использован разрез)

Максимальная нагрузка (усилие), действующая на крыло, в соответствии с требованиями Авиационных правил (АП-27) возникает при эксплуатационной перегрузке +3,5g и коэффициенте безопасности 1,5, что составляет $F=mg \cdot 5,25/2 \cdot 2=6367$ Н. Масса самолета составляет 495 кг, подъемная сила крыла составляет половину веса. Считаем, что отмеченная суммарная нагрузка равномерно распределена и приложена к нижней и верхней поверхностям полуплоскости крыла. На данном этапе расчета погрешностью, вызванной отсутствием учета распределения аэродинамических сил по верхней и нижним поверхностям крыла, пренебрегаем. Результаты расчетов устойчивости крыла в виде кривой «нагрузка-перемещение» представлены на рис. 2, где приведены перемещения для точки, лежащей на верхней поверхности полуплоскости (точка показана

светлым на рис. 1). Кривая показывает, что при суммарной силе, действующей со стороны крыла и равной ~3300 Н начинается потеря устойчивости. Это означает, что рассматриваемая конструкция не обеспечивает предъявляемых к ней требований и нуждается в доработке. Увеличение толщины стенок лонжерона и обшивки дает определенный результат, приемлемый на этапе предварительных оценок (результат расчета конструкции крыла с утолщенными элементами показан на рис. 3).

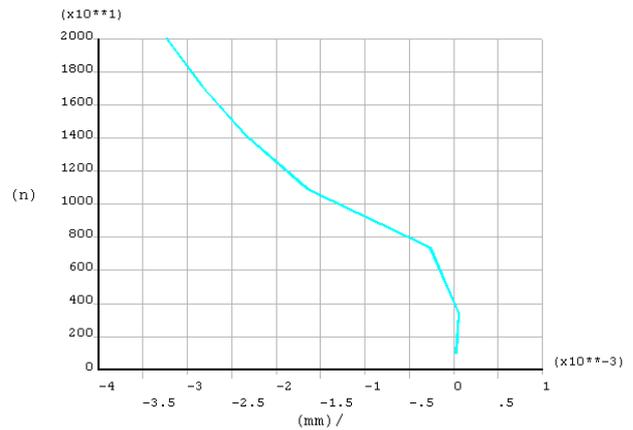


Рис. 2. Расчет устойчивости крыла

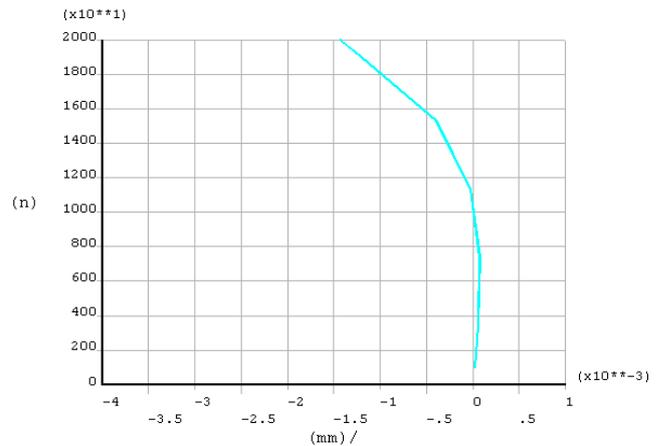


Рис. 3. Результат расчета устойчивости конструкции крыла с утолщенными элементами

В конструкции крыла с утолщенными элементами потеря устойчивости начинается при суммарной силе ~8000-10000 Н. Этот результат свидетельствует о приемлемости упомянутого утолщения. Распределение первых главных напряжений в полуплоскости крыла показано на рис. 4. На рис. 5 показан фрагмент сечения части полуплоскости, показанной на рис. 4. На рис. 6 показано распределение сдвиговых напряжений в полуплоскости крыла.

NODAL SOLUTION
STEP=1
SUB =8
TIME=1
S1 (AVG)
DMX =.594701
SMN =-145384
SMX =.454E+09

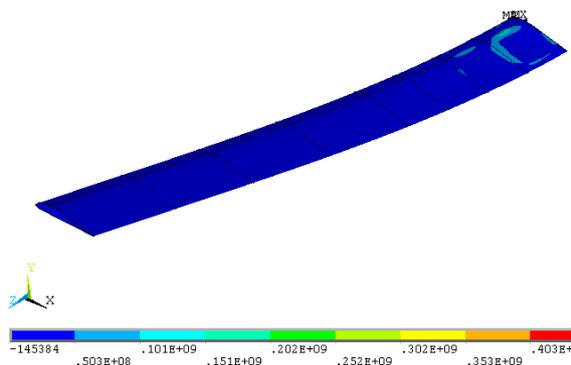


Рис. 4. Распределение первых главных напряжений в полуплоскости крыла

NODAL SOLUTION
STEP=1
SUB =8
TIME=1
S1 (AVG)
TOP
DMX =.594701
SMN =-.887E+08
SMX =.337E+09

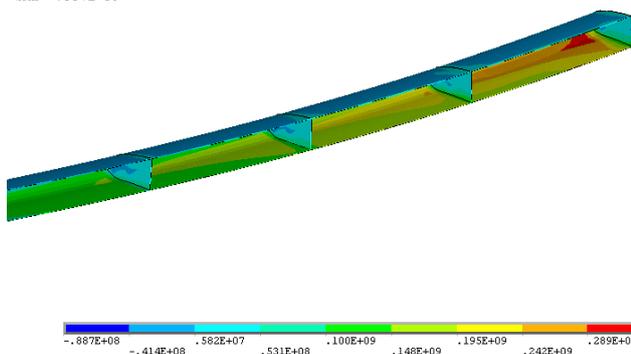


Рис. 5. Фрагмент сечения части полуплоскости

Распределение показывает, что максимальные сдвиговые напряжения, равные 117 МПа, несколько превосходят выдерживаемые материалом 82 МПа. С другой стороны, указанные сдвиговые напряжения носят локальный характер, что позволяет легко устранить

их, например, локальным увеличением толщины материала. Первые главные напряжения (454 МПа) значительно уступают пределу прочности, составляющему 920 МПа. Критерий разрушения композиционных материалов (критерий максимальных напряжений) выполняется.

NODAL SOLUTION
STEP=1
SUB =8
TIME=1
S12 (AVG)
RSYS=0
DMX =.594701
SMN =-.116E+09
SMX =.117E+09

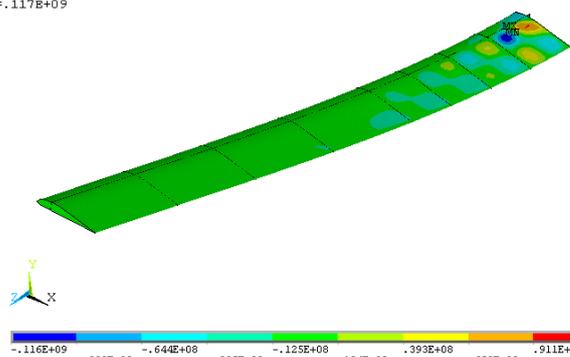


Рис. 6. Распределение сдвиговых напряжений в полуплоскости крыла

Вывод: результаты расчетов свидетельствуют, что существуют возможность и предпосылки для создания крыла спортивно-туристического самолета вертикального взлета и посадки, выполненного полностью из композиционных материалов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Стригунов, В.И. Расчет самолета на прочность. – М.: Машиностроение, 1984. 376 с.
2. Максименко, В.Н. Теоретические основы методов расчета прочности конструкций из композитов / В.Н. Максименко, И.П. Олегин. – Новосибирск, НГТУ, 2006. 239 с.

ABOUT WING PROJECTION FROM COMPOSITE MATERIAL FOR THE AIRPLANE OF VERTICAL TAKE-OFF AND LANDING

© 2012 L.P. Shingel
Perm National Research Polytechnical University

At a design stage the important role is played by ensuring the construction stability. The solution of a problem of wing stability, made from layered composite material for the airplane of vertical take-off and landing is provided. Possibility of creation the completely composite wing is shown.

Key words: *constructions stability, composite, carbon plastic, wing, airplane*