

ОСОБЕННОСТИ АНАЛИЗА ПРОЧНОСТИ И НЕСУЩЕЙ СПОСОБНОСТИ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ КОМПОЗИТНОГО КРЫЛА БОЛЬШОГО УДЛИНЕНИЯ

Селюгин С.В.

Московский Авиационный Институт

selyuginSV@mai.ru

Рассмотрены особенности анализа прочности и несущей способности при проектировании композитного крыла большого удлинения. Крыло считается нагруженным несколькими статическими нагрузками. Указано, что композитное крыло является значительно более гибким, по сравнению с металлическим крылом, что ведет к необходимости учета геометрической нелинейности при анализе прочностных и аэроупругих явлений. Проведено обсуждение отличий (по сравнению с металлическим крылом) для верхней и нижней панели крыла, лонжеронов и нервюр. Указана необходимость учета так называемых сил Брезье при проектировании стенок нервюр и лонжеронов. Важную роль в анализе и проектировании играют критерии прочности и долговечности композитных агрегатов. Также обсуждаются вопросы, связанные с ударом птицы, ударом молнии, физико-химическими особенностями и учетом деградации свойств композита. Делается вывод о том, что при отсутствии учета геометрической нелинейности проект конструкции получается излишне оптимистичным по весу конструкции и имеющим большую жесткость, по сравнению с реальной композитной конструкцией.

Ключевые слова: композитное крыло, большое удлинение, статическое нагружение, прочность, несущая способность, геометрическая нелинейность, проектирование.

1. Введение

Конструкция современного пассажирского самолёта, как известно, более чем на 50% состоит из композиционных материалов (напр., В787, А350). Использование этих материалов позволяет экономить до 10% и более (Torenbeek 2013) веса конструкции, но вносит много особенностей в процесс анализа прочности и несущей способности, проектирования и эксплуатации таких самолётов. Данная работа посвящена систематическому изложению и обсуждению таких особенностей для крыла большого удлинения. Отметим, что эксплуатируемые отечественные пассажирские самолёты с композитным крылом в настоящее время отсутствуют, первый из них (МС-21) пока находится в стадии разработки и сертификации.

Работа состоит из Введения, 4-х Разделов и списка литературы.

В Разделе 2 обсуждается общая характеристика нагружения и прочности композитного крыла.

Раздел 3 посвящен верхней и нижней панелям крыла.

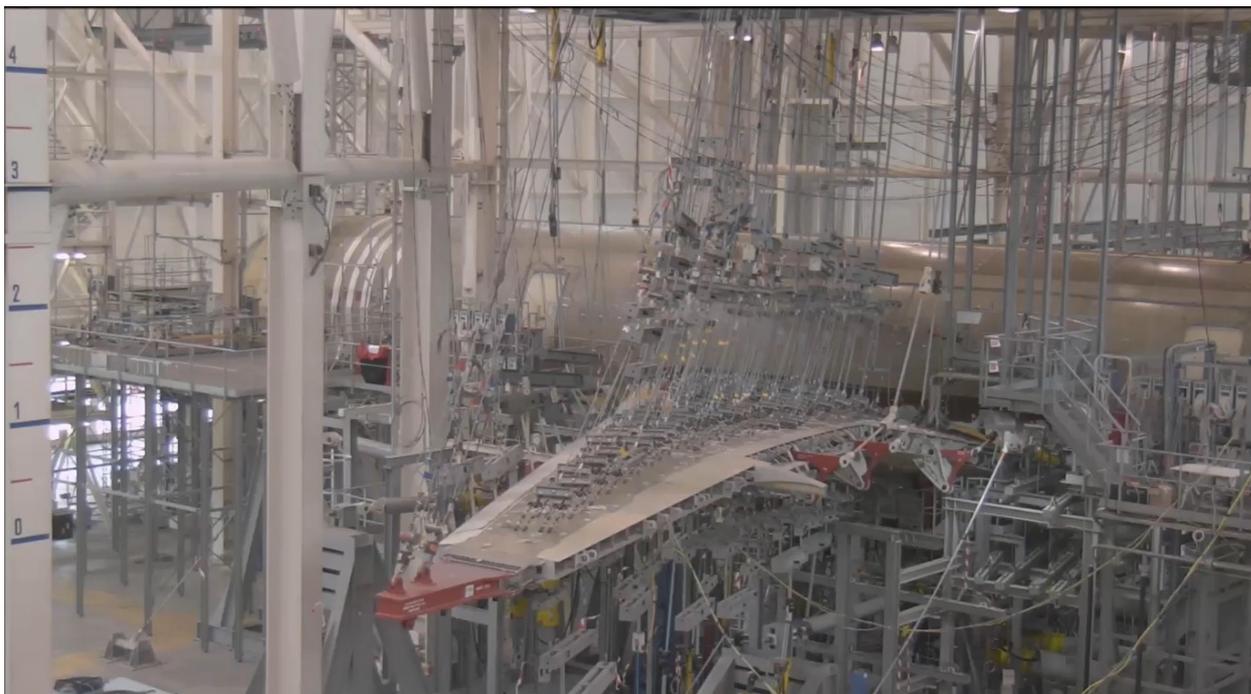
В Разделе 4 обсуждаются вопросы, относящиеся к поясам и стенкам лонжеронов и стенкам нервюр.

Раздел 5 содержит заключение работы.

2. Общая характеристика нагружения, прочности и несущей способности композитного крыла.

Крыло полагается несущим статическую нагрузку для случаев нескольких нагружений. Элементы крыла (верхняя и нижняя панели кессона, лонжероны, нервюры) несут при этом различные виды нагрузок (растяжение-сжатие, сдвиг, изгиб, перерезывающие силы). Как известно, композитное крыло обладает повышенной гибкостью, по сравнению с металлическим крылом. Так, прогибы на конце композитного крыла могут достигать полутора и более метров.

Показанные ниже изображения, имеющиеся в Интернете, демонстрируют подтверждающие это неразрушающие статические испытания крыла A350.



В прочностных расчётах композитного крыла компоненты тензора деформаций Грина полагаются малыми, а перемещения, в отличие от металлического крыла, следует считать не малыми, а умеренными. Это означает, что в тензоре деформаций Грина необходимо учитывать и

квадратичные члены, обычно пренебрегаемые в расчётах металлических крыльев. Необходимость рассмотрения указанных членов говорит о важной роли учёта так называемой геометрической нелинейности. По нашему мнению, отсутствие такого учёта завышает жёсткость крыла и ведёт к излишне оптимистичному (по весу) проекту конструкции.

Повышенная гибкость композитного крыла приводит, по сравнению с металлическим крылом, к большему снижению нагрузок за счёт упругости крыла и понижению скорости флаттера крыла.

Так как корневая часть панелей крыла является достаточно толстой (более 5 мм), имеется необходимость учёта поперечного сдвига при прочностных расчётах. Это означает, что наряду с известной классической теорией слоистых пластин CLPT (Васильев 1988) следует использовать и соответствующую теорию типа FSDT (Kassapoglou 2010, Reddy 2006).

Как известно, используемый повсеместно при проектировании самолётов метод конечных элементов (МКЭ) является численным методом, имеющим свои особенности и ограничения по правильному использованию, обеспечивающими сходимость результатов к реальному напряженно-деформированному состоянию конструкции. Это значит, что, например, правило «чем мельче КЭ сетка, тем точнее результат» не является всегда справедливым. Последнее обстоятельство следует учитывать при МКЭ моделировании композитного крыла, не обольщаясь высокой производительностью современной вычислительной техники.

Как известно, при так называемых расчетных нагрузках некоторые элементы конструкции могут терять устойчивость и быть закритически деформируемыми, сохраняя при этом несущую способность (см. Селюгин 2024). Поведение композитных силовых элементов отличается в этом случае от поведения металлических элементов (в последних могут возникать пластические деформации). В соответствии с нормами лётной годности конструкция должна выдерживать расчётные нагрузки, даже будучи

закритически деформируемой. Для обеспечения этого необходимы как экспериментальные, так и расчётные исследования.

Для композитного крыла являются важными отличные от металлических конструкций критерии прочности (в т. ч. полученные в эксперименте: по смятию под болтом, местной прочности, устойчивости при комбинированном нагружении и т. д.), долговечности, живучести. При выборе направлений укладки волокон следует учитывать направления главных кривизн и главных деформаций от наиболее существенных нагружений. Особенности теплового расширения композита в сравнении с металлом, физико-химия контакта композит-металл, деградация свойств композита также должны приниматься во внимание (см. Kassapoglou 2010, Gibson 1994).

Необходимо учитывать вопросы защиты от молнии и вывода заземления с композитных на металлические агрегаты, обеспечив при этом отсутствие пожара и отказа электроники. Также требуется обеспечить стойкость к удару птицы с сохранением потребной несущей способности силовых элементов.

3. Верхняя и нижняя панели крыла

Верхняя панель крыла (она может быть достаточно толстой в корневой части) нагружена сжатием с возможным сдвигом. Необходимо обеспечить отсутствие потери устойчивости при нескольких нагружениях. Зависимости критических напряжений потери устойчивости от параметров панели (толщины, укладка, ориентации волокон слоёв и т. д.) следует получать из обработки соответствующих экспериментальных и расчетных данных, отличающихся от таковых для металлического крыла (см. Селюгин 2024).

Нижняя панель крыла (она может быть достаточно толстой в корневой части) нагружена растяжением с возможным сдвигом. Необходимо обеспечить прочность и несущую способность геометрически нелинейной сильно изгибаемой конструкции панели при нескольких нагружениях, в том числе

учитывая связь растяжения-сжатия-сдвига в плоскости, возможного поперечного сдвига, и изгиба. Соответствующие критерии прочности и несущей способности следует получать из экспериментальных и, возможно, расчётных данных.

4. Пояса и стенки лонжеронов, нервюры

Пояса лонжеронов считаются работающими на растяжение-сжатие, участвующими таким образом в сильном изгибе крыла.

Стенки лонжеронов и нервюр нагружены сдвигом с возможным сжатием. В сжатии нервюр и лонжеронов, кроме внешнего давления воздушного потока, существенную роль играют так называемые силы Брезье (Brazier 1927), обусловленные сильным прогибом композитного крыла. Необходимо обеспечить отсутствие потери устойчивости при нескольких различных нагружениях. Зависимости критических напряжений потери устойчивости от параметров стенок лонжеронов и нервюр (толщины, укладка, ориентации волокон слоёв и т. д.) следует получать из обработки соответствующих экспериментальных и расчётных данных (см. Селюгин 2024), отличающихся от таковых для металлического крыла.

5. Заключение

Анализ прочности и несущей способности при проектировании композитного крыла следует проводить с учётом геометрической нелинейности (повышенной гибкости крыла) и других, перечисленных в данной работе, особенностей композитных конструкций.

Традиционный МКЭ расчет в рамках теории бесконечно-малых деформаций и малых перемещений (напр. NASTRAN SOL101) завышает жёсткость

композитного крыла (по сравнению с расчётом, учитывающим геометрическую нелинейность). При использовании рассчитанного напряженно-деформированного состояния для итерационного определения параметров силовой конструкции крыла, традиционный МКЭ расчёт ведёт к излишне оптимистичному проекту с меньшим весом силовой конструкции, нежели у проекта, действительно безопасно несущего все реальные нагрузки.

Литература

Васильев В. В. 1988. Механика конструкций из композиционных материалов. Москва.: Машиностроение.

Селюгин С. В. 2024. Анализ и проектирование пластин и панелей из композиционных материалов. М.: МАИ, 156 стр.

Brazier LG. On the flexure of thin cylindrical shells and other 'thin' sections. Proc. R. Soc. Lond. A 1927 **116**, 104-114. DOI: 10.1098/rspa.1927.0125

Gibson RF 1994. Principles of composite material mechanics. McGraw-Hill, Inc., 425 pp.

Kassapoglou C. 2010. Design and Analysis of Composite Structures: With Applications to Aerospace Structures. Wiley.

Reddy JN. Theory and Analysis of Elastic Plates and Shells. 2nd Edition. 2006, Boca Raton, CRC Press, 568 pp.

DOI <https://doi.org/10.1201/9780849384165>

Torenbeek E. Advanced Aircraft Design: Conceptual Design, Analysis and Optimization of Subsonic Civil Airplanes. Wiley Publ., 2013.

DOI:10.1002/9781118568101