

doi: 10.32620/oikit.2021.92.03

УДК 629.735.33

А. Г. Гребеников, Д. Ю. Жиряков

Метод определения характеристик общего напряженно-деформированного состояния в силовых элементах консоли крыла в зависимости от нагрузок функционирования

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского
«Харьковский авиационный институт»*

При выпуске средств механизации значительно изменяется аэродинамическое обтекание крыла, что в свою очередь приводит к изменению напряженно-деформированного состояния крыла. Это обусловливается не только увеличением подъёмной силы за счет изменения кривизны крыла и увеличения площади крыла, но и изменением положения центра давления относительно хорды крыла. Значительное увеличение крутящего момента приводит к изменению НДС силовых соединений крыла. Для определения положения точки действия подъёмной силы в каждом отдельном элементе крыла, (предкрылок, кессонная часть и закрылок). Был выполнен аэродинамический расчет с помощью ANSYS CFX. Были найдены относительные положения точек действия подъёмной силы отдельных частей крыла: предкрылка, кессонной части и закрылка. Эти значения использовались для приложения сил, действующих от средств механизации. Распределённая воздушная нагрузка была пропорционально распределена по предкрылку, кессонной части и закрылку в соответствии с полученными аэродинамическими расчетами с помощью ANSYS CFX. Были построены эпюры внутренних силовых факторов (ВСФ), такие, как эпюра поперечной силы, изгибающего и крутящего моментов для конфигураций крыла без выпущенной механизации, а также с взлетным и посадочным положением механизации. Полученные значения ВСФ использовались для создания расчетных моделей в ANSYS для получения НДС крыла. Элементы конструкции крыла, в частности узлы крепления средств механизации работают в сложнапряженном состоянии. Это усложняет процесс прогнозирования усталостной долговечности этих элементов. Для получения конкурентоспособного самолета следует разработать новые методы проектирования крыла с широким применением интегрированных систем. Изучение изменения НДС крыла при выпущенном положении механизации дает возможность спрогнозировать усталостную долговечность с высокой точностью. Описан процесс создания и подготовки модели крыла к расчету, задания граничных условий и выбора оптимального размера элемента сетки. Получены аэродинамические характеристики с помощью САЕ-системы для создания расчетной схемы.

Ключевые слова: усталостная долговечность, НДС (напряженно-деформированное состояние), внутренние силовые факторы (ВСФ), механизация, сингулярность.

Одна из основных задач современной авиационной науки – создание рациональной конструктивно-силовой схемы агрегатов самолетов, что дает возможность достичь высоких показателей весовой эффективности и ресурса конструкции. Данная научная проблема решается путем исследования напряженно-деформированного состояния (НДС) конструкции аналитическим, численным или экспериментальным путем.

Численное моделирование все чаще и шире применяется при проектировании авиационных конструкций для определения оптимальных параметров при заданных эксплуатационных режимах. Основным численным методом, получившим широкое распространение в инженерных расчетах, является метод конечных элементов (МКЭ).

Крыло – это один из самых нагруженных элементов самолета, подверженный многочисленными нагрузкам в полете, таким как: аэродинамические, инерционные, сосредоточенные силы (тяга двигателя, дисбаланс двигателя, крепление стоек шасси, узлы навески средств механизации). Очевидно, что изменение этих сил сопровождается перераспределением общего напряженного состояния всей силовой части крыла.

Для достижения высоких показателей усталостной долговечности необходимо разработать метод определения характеристик НДС в силовых элементах при эксплуатационных режимах нагружения самолета.

Метод определения характеристик общего НДС отъемной части крыла самолета с помощью системы ANSYS Workbench включает в себя следующие этапы:

1. Создание мастер-геометрии крыла с учетом аэродинамической компоновки.
2. Импорт геометрии в CFX–модуль ANSYS Workbench.
3. Создание расчётной схемы для определения аэродинамических коэффициентов. Задание параметров расчетной среды (скорость, плотность воздуха на соответствующей высоте полета, задание граничных условий).
4. Определение аэродинамических нагрузок крыла при различных эксплуатационных режимах нагружения самолета.
5. Определение нагрузок, действующих на крыло (полетные, инерционные, нагрузки от дисбаланса двигателя). Определение эпюр изгибающего и крутящего моментов, поперечной и продольной сил.
6. Выбор конструктивно-силовой схемы крыла.
7. Проектировочный расчет конструктивно-силовых элементов крыла при различных случаях нагружения.
8. Создание модели распределения пространства крыла в первом приближении.
9. Выбор исследуемой зоны крыла, импорт геометрии в Static Structural-модуль ANSYS Workbench.
10. Разработка расчетной схемы отъемной части крыла.
11. Задание характеристик деформирования конструкционных материалов, применяемых в конструкции крыла.
12. Создание конечно-элементной модели расчетной области крыла.
13. Расчет характеристик НДС с помощью системы ANSYS Workbench.
14. Анализ полученных характеристик НДС расчетной области крыла при действии нагрузок функционирования.

Одними из высоконагруженных зон крыла являются зоны соединения механизации крыла с кессонной частью и зона навески двигателя.

Исходными данными для исследования характеристик общего НДС будет математическая модель облика консоли крыла самолета транспортной категории, создана при помощи CAD системы SIEMENS NX (рис. 1).

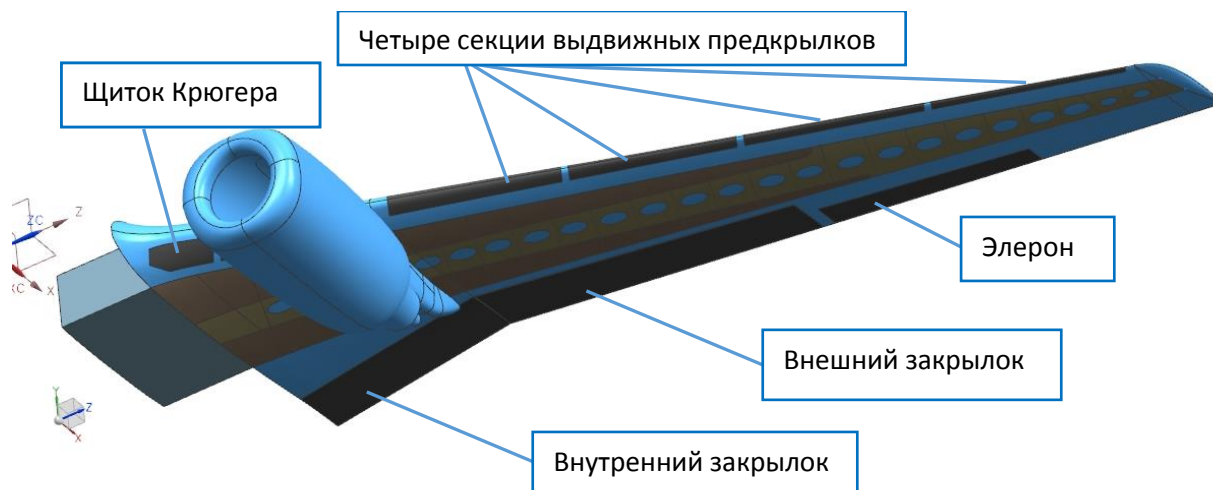


Рис. 1. Общий вид консоли крыла самолета транспортной категории

Для определения нагрузок, действующих на консоль крыла, необходимо определить аэродинамические характеристики крыла при заданной скорости полета. Предположим, коэффициент подъемной силы крыла приблизительно равен коэффициенту подъемной силы сечения крыла.

Рассмотрим метод определения аэродинамических характеристик крыла на примере крыла без механизации. Шаги для крыла с механизацией идентичные, за исключением импорта соответствующей геометрии. Для определения аэродинамических характеристик сечения крыла использовалось программное обеспечение ANSYS CFX. Расчетная модель аэродинамического профиля B737B-BAC450 были импортированы в ANSYS DesignModeler, где в последующем был параметризован угол атаки от -5° до 21° . Для взлетной и посадочной конфигураций использовались углы атаки от 0° до 30° . Структура расчетной модели показана на рис. 2.

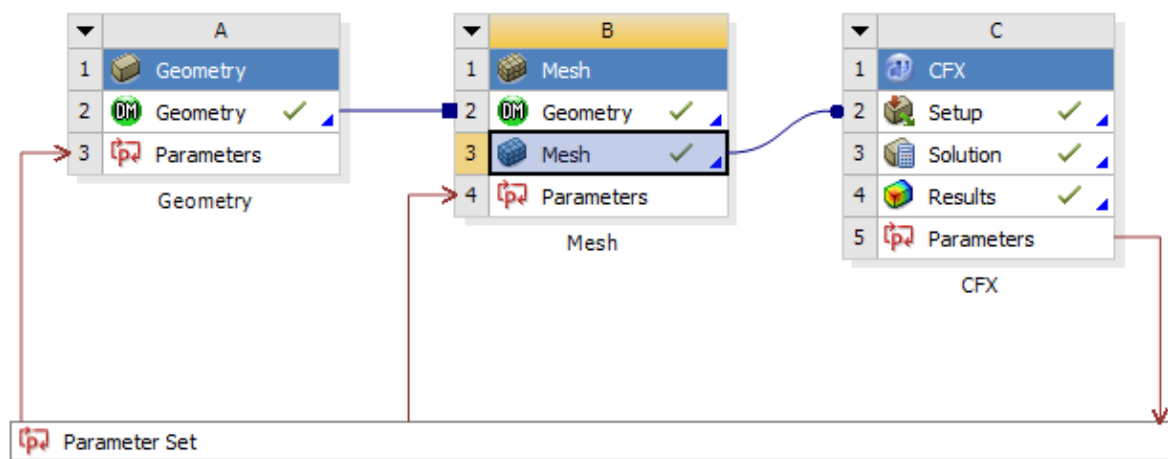


Рис. 2. Структура расчётной модели для определения аэродинамических характеристик

В подмодуле Mesh создаётся конечно-элементная модель расчетной области вокруг рассматриваемой части крыла (рис. 3). Параметры сетки задаются с учетом геометрических особенностей расчетной области и экспериментальным путем. Задание размеров конечных элементов влияет как на скорость расчетов, так и на точность результатов. Поэтому этот процесс подразумевает поиск оптимальных размеров конечных элементов, при которых будет достигнут достаточно точный результат с разумным количеством времени на расчет задачи.

В модуле CFX на этапе задания расчетной модели задаются параметры воздуха: температура, давление и скорость набегающего потока. Скорость набегающего потока и давление должны соответствовать рассматриваемому расчетному случаю.

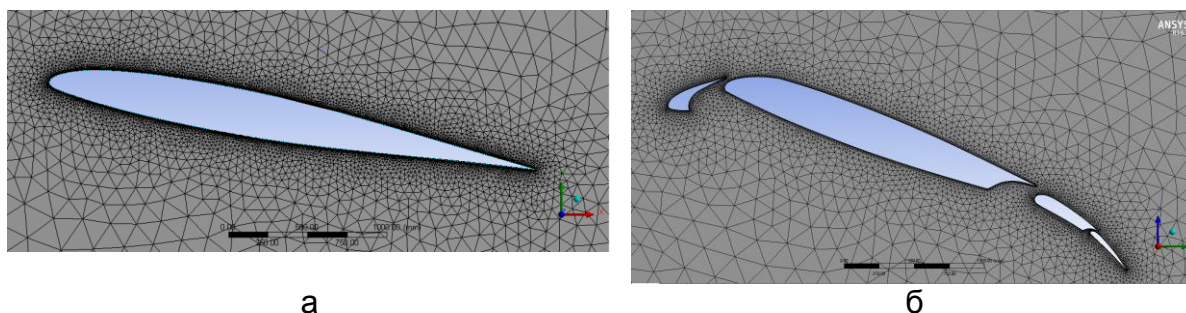


Рис. 3. Конечно-элементная модель расчетной области аэродинамических характеристик
а – профиль без механизации;
б – взлётное положение механизации

Указывают также граничные условия расчетной области на входе и на выходе.

Для получения требуемых параметров расчета (коэффициента подъемной силы и коэффициента сопротивления) нужно задать формулы в постпроцессор CFX для их вычисления:

$$C_{ya} = \frac{Y_a}{\frac{\rho V^2}{2} \cdot S}, C_{xa} = \frac{X_a}{\frac{\rho V^2}{2} \cdot S},$$

где, Y_a – сила, действующая вверх вдоль оси Y в скоростной системе координат (подъемная сила);

X_a – продольная сила, действующая вдоль оси X в скоростной системе координат (лобовое сопротивление);

ρ – плотность воздуха на данной высоте;

V – скорость набегающего потока;

S – характерная площадь.

После обработки результатов, полученных в постпроцессоре CFX, можно построить график зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки (рис. 4,а) и поляру (рис. 4,б) расчетного сечения. Следует отметить, что получение значения коэффициента подъемной силы при взлетном режиме выше, чем при посадочном положении.

В дальнейшем определяем нагрузки, действующие на данную часть крыла, используя полученные аэродинамические характеристики.

Определяем подъёмную силу, действующую на консоль крыла с использованием полученного коэффициента подъёмной силы. Используем коэффициент перегрузки, соответствующий данному расчетному случаю.

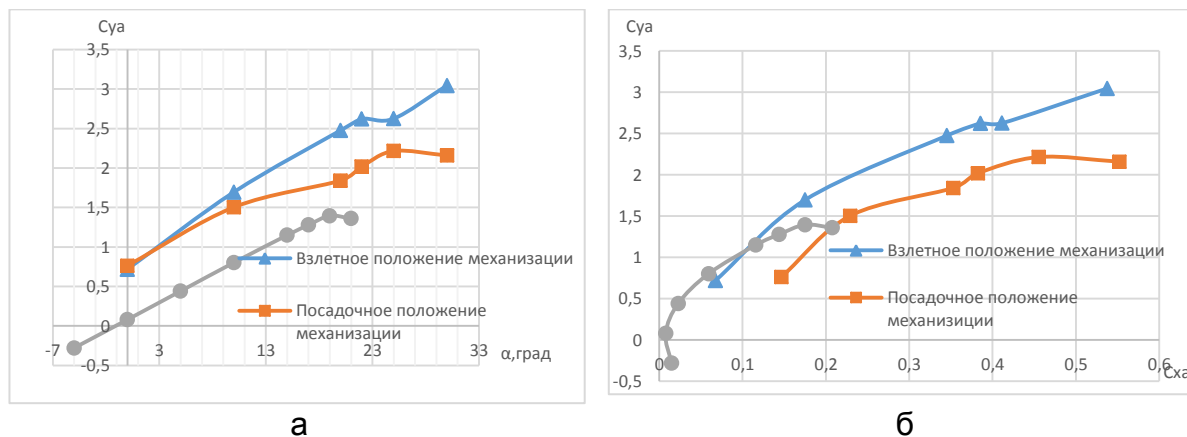


Рис. 4. График зависимости коэффициента подъёмной силы от угла атаки (а) и поляра (б), полученные расчётным путем с помощью ANSYS CFX

По общеизвестным формулам определяем и строим эпюры поперечной силы, изгибающего и крутящего момента с учетом всех сосредоточенных сил в виде двигателя и сил от средств механизации при данном режиме полета. Следующим этапом является выбор рассматриваемой зоны крыла.

Крыло представляет собой тонкостенную конструкцию, подкрепленную в продольном и поперечном направлениях. С помощью программного обеспечения SIEMENS NX создаем расчетную модель. Обшивка, стенки лонжеронов и нервюры моделируются поверхностями, а полки лонжеронов, нервюр и стрингеров – линиями, которым в последующем будут присвоены площади.

Следует отметить, что основную часть нагрузки, действующую на крыло, воспринимает кессонная часть. Поэтому, характеристики НДС рассчитываются для кессонной части.

Выбираем отъёмный участок консоли крыла. В данном случае – это средняя зона консоли, с местами крепления закрылков и предкрылков (рис. 5). Это даст возможность в последующем учесть влияние сил от средств механизации на общее НДС консоли крыла.

Конструктивные элементы крыла воспринимают различные виды нагрузок, поэтому каждый элемент конструкции крыла изготовлен из оптимального материала [1]. Все характеристики деформирования, которые применяются в конструкции крыла, задаются в подменю Engineering Data. В дальнейшем эти характеристики будут присвоены конструктивным элементам конструкции крыла.

Наиболее ответственным этапом создания расчетной модели для определения НДС является генерирование конечно-элементной сетки.

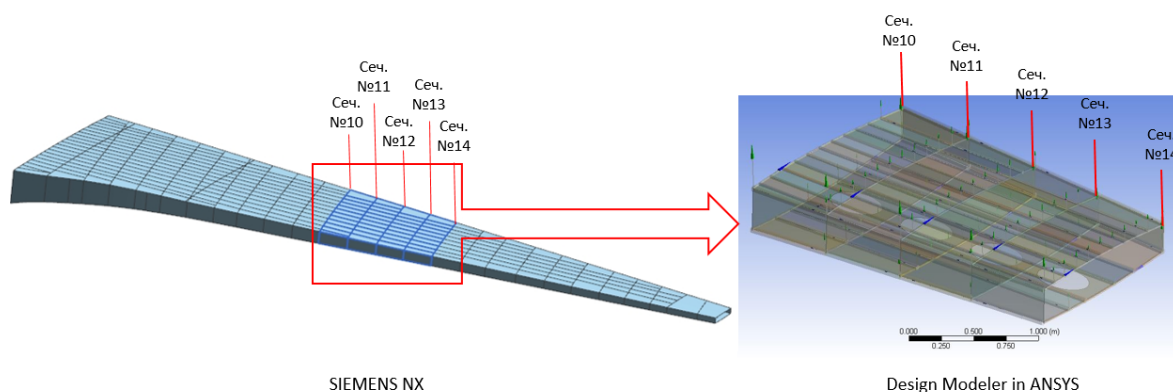


Рис. 5. Геометрия рассматриваемой части и импорт геометрии в ANSYS для получения характера НДС

Как упоминалось ранее о генерировании сетки для расчета CFX, этот процесс влияет на затраты расчетного времени и на точность расчета. Важным процессом является создание правильной модели еще на стадии подготовки в CAD-пакете SEIMENS NX, в которой все узлы линий (продольных и поперечных элементов крыла) и поверхностей совпадают. Это облегчит процесс «омоноличивания» модели. На рис. 6 представлена конечно-элементная модель поперечного сечения кессона рассматриваемого участка консоли крыла.

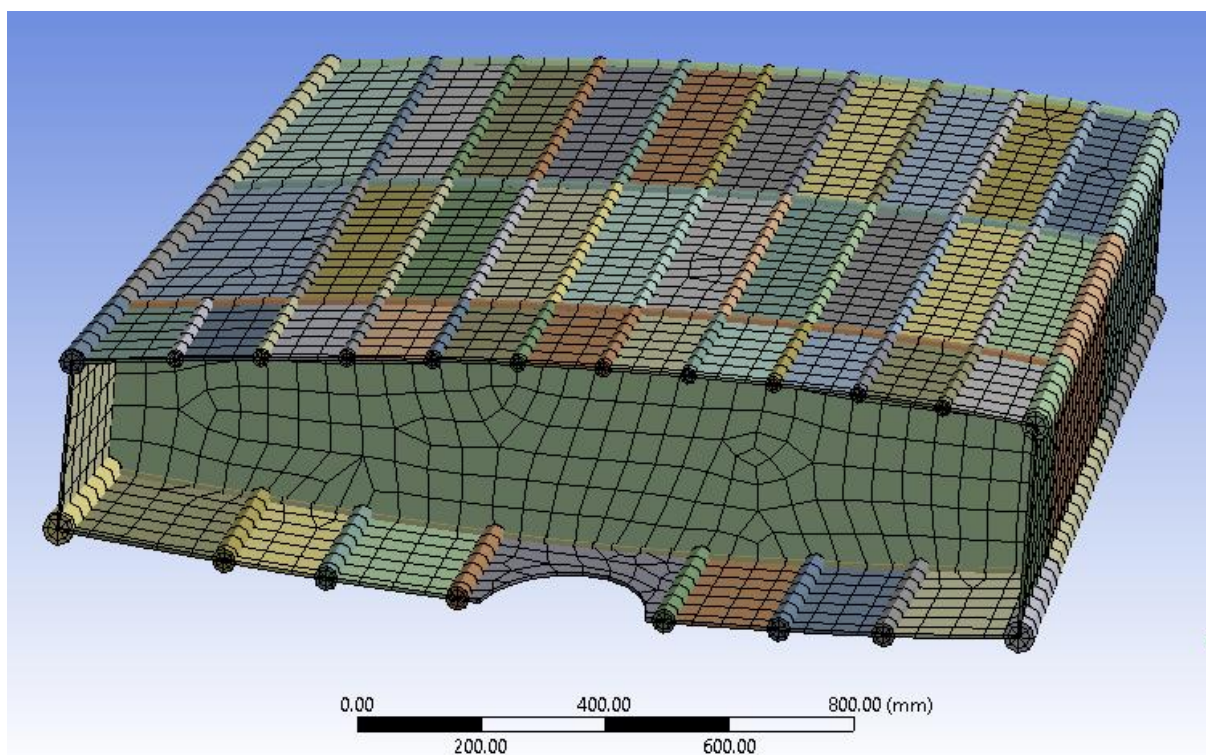


Рис. 6. Конечно-элементная модель поперечного сечения кессонной части крыла

Расчетная схема крыла представляет собой консольно-защемленную балку. Такая расчетная схема в пакете ANSYS реализуется ограничением всех

степеней свободы корневой нервюры крыла. На рассматриваемую часть крыла действуют распределенная аэродинамическая нагрузка (заданная в виде давления на верхнюю и нижнюю поверхности), массовые нагрузки от топлива, расположенного в баках-кессонах (заданные на нижней поверхности в виде распределенной нагрузки), при некоторых расчётных случаях действие сил от средств механизации в виде сосредоточенных сил также в местах их навески. Так как это отсеченная часть консоли крыла, в отсеченном сечении прикладываются поперечная сила, изгибающий и крутящий моменты отсеченной части.

Далее производятся расчёт и анализ интересующих параметров НДС отсеченной части крыла. При расчете подразумевается следующее:

- 1) деформации конструкции – небольшие;
- 2) линейное поведение материалов.

При выпуске средств механизации изменяются параметры обтекания крыла (рис. 7). Как уже говорилось ранее, полученные значения коэффициента подъёмной силы для взлетной конфигурации крыла больше по сравнению с посадочным положением механизации. Поэтому целесообразно будет использовать табличные данные для коэффициента подъёмной силы.

На современных самолетах применяют развитые средства механизации: по передней кромке – выдвижные предкрылки, а по задней кромке – двухцелевые выдвижные закрылки. В соответствии с [2] прирост подъёмной силы от предкрылков достигает – $\Delta C_{y_{\max}} = 0,4$, а от закрылков – $\Delta C_{y_{\max}} = 1,7$.

Применим эти значения для определения воздушной нагрузки при выпуске механизации. Помимо увеличения коэффициента подъёмной силы крыла при выпуске механизации также изменяется приложение точки действия подъёмной силы (центр давления), что приводит к изменению крутящего момента в сечении крыла.

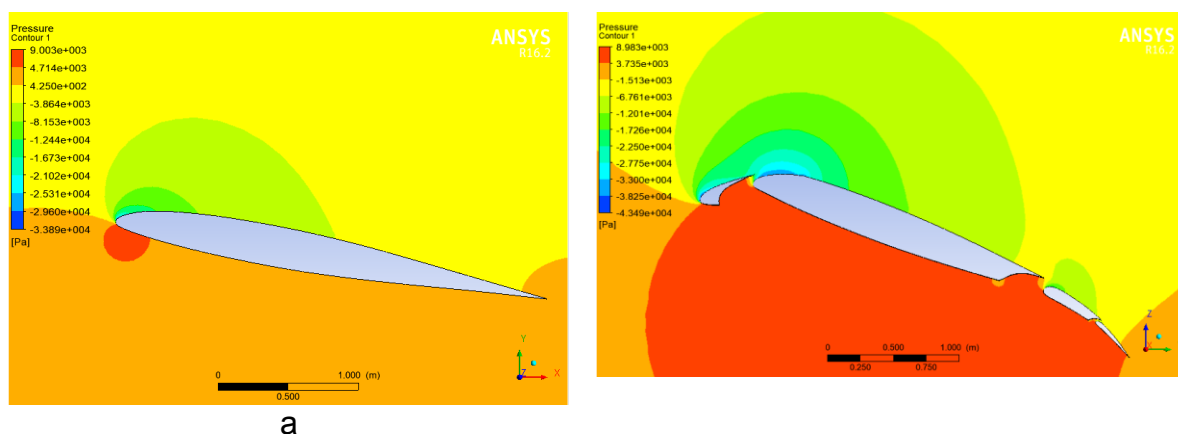


Рис.7 Характер обтекания профиля, полученный расчётным путем при помощи ANSYS CFX крыла без механизации (а) и с выпущенной механизацией в взлетном положении (б)

Был проведен анализ положения центра давления сечения крыла при взлетном и посадочном положениях механизации. Путём численного моделирования было определено, что среднее значение относительного положения центра давления при взлетном положении составляет $\overline{X_d} = 0,5084$ и

$\overline{X_d} = 0,534$ при посадочном положенні. Графіческая зависимость относительного положения центра давления относительно хорды показана на рис. 8.

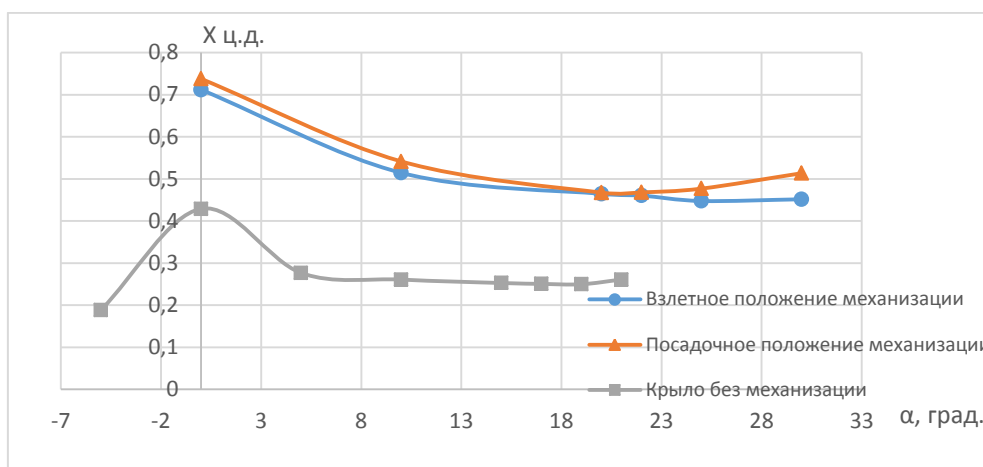


Рис. 8. Графіческая зависимость положения центра давления крыла без механізації, взлітне і посадочне положення

Распределённая воздушная нагрузка рассматриваемой части крыла была пропорционально распределена между предкрылком, кессонной частью крыла и закрылком. Процентное соотношение сил, действующих на отдельные части крыла (предкрылок, кессонная часть крыла и закрылок), были получены при численном расчете в системе ANSYS CFX. Это дало возможность учесть действие воздушной нагрузки отдельно на каждую часть крыла и определить реакции опор на элементы механізації при данном расчетном случае. В табл. 1 приведены данные по процентному соотношению подъёмной силы каждого элемента крыла (предкрылок, кессонная часть крыла и закрылок) и полной подъёмной силы крыла.

Таблица 1

Положение	Кессонная часть	Предкрылок	Закрылок
Взлётное	68,5 %	13,7 %	17,8%
Посадочное	65,5 %	14 %	20,5%

Далее был проведен расчёт НДС части консоли крыла с использованием полученных нагрузок, учитывающих влияние средств механізації. После получения результатов расчётов выполняются визуализация и оценка полученных результатов. ANSYS предлагает обширные возможности визуализации полученных данных НДС рассматриваемого участка консоли крыла [3].

На рис. 9 представлены результаты НДС рассматриваемой части крыла без механізації, крыла с взлітним положенням механізації (рис. 10) и с посадочным положенням механізації (рис. 11).

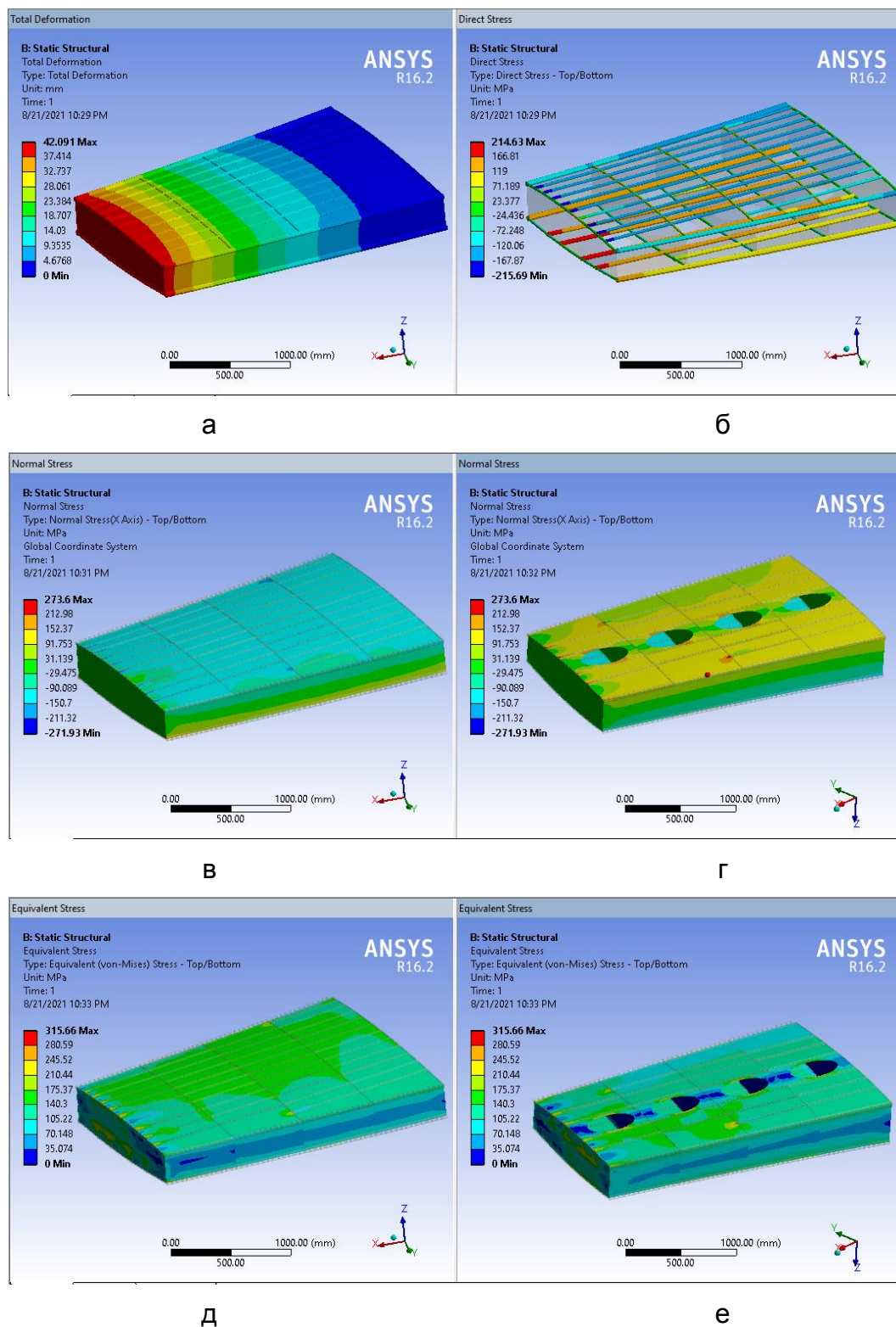


Рис. 9. Характер общего НДС части консоли крыла (крыло с убранным положением механизации). Скорость полета – 427 км/ч, высота полета – 0 км
 а – суммарные перемещения; б – нормальные напряжения в продольных элементах; в – нормальные напряжения, верхняя панель;
 г – нормальные напряжения, нижняя панель;
 д – эквивалентные напряжения, вид сверху;
 е – эквивалентные напряжения, вид снизу

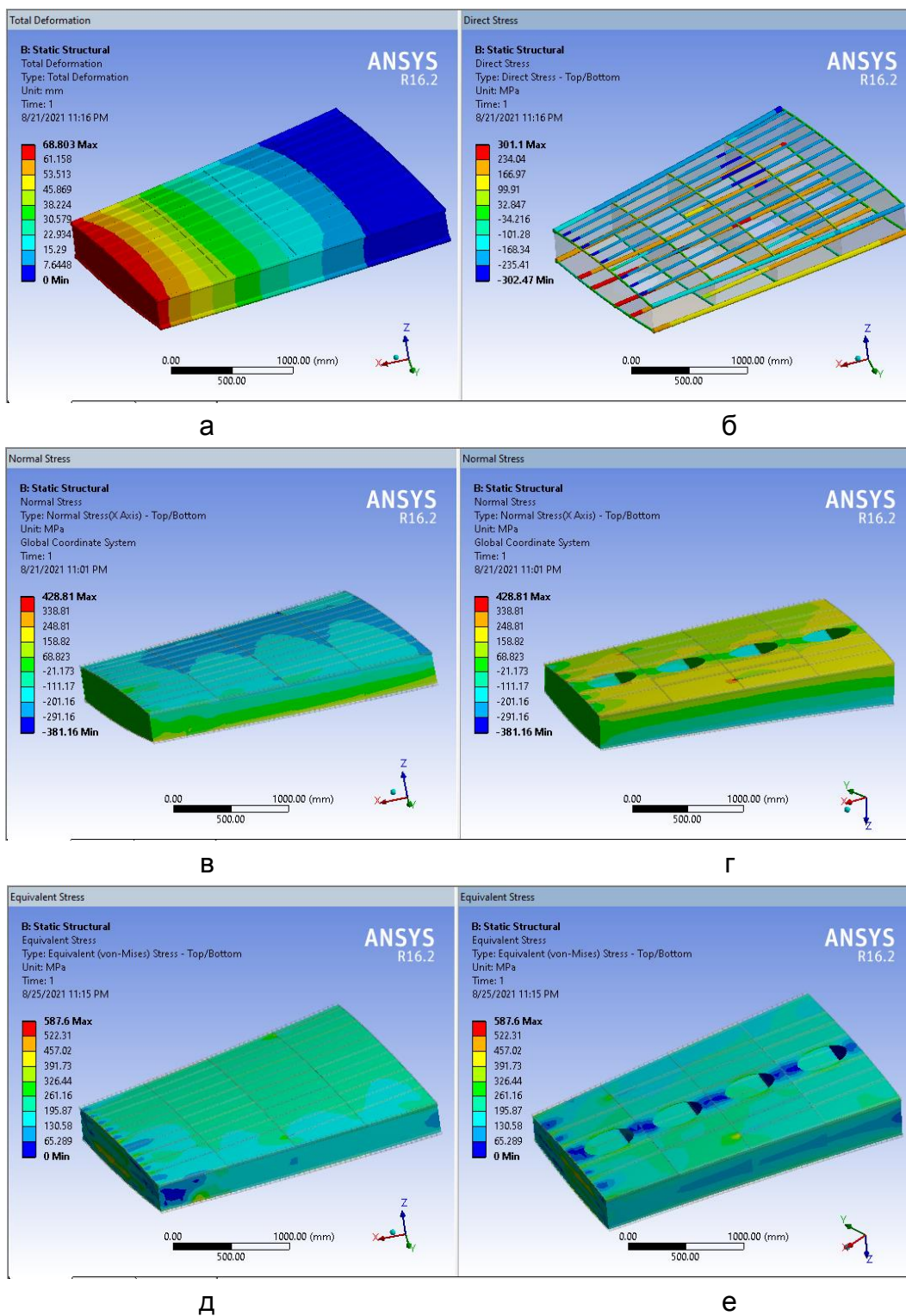


Рис. 10. Характер общего НДС части крыла (взлётный режим механизации). Скорость полета – 427 км/ч, высота полета – 0 км
 а – суммарные перемещения;
 б – нормальные напряжения в продольных элементах;
 в – нормальные напряжения, верхняя панель;
 г – нормальные напряжения, нижняя панель;
 д – эквивалентные напряжения, вид сверху;
 е – эквивалентные напряжения, вид снизу

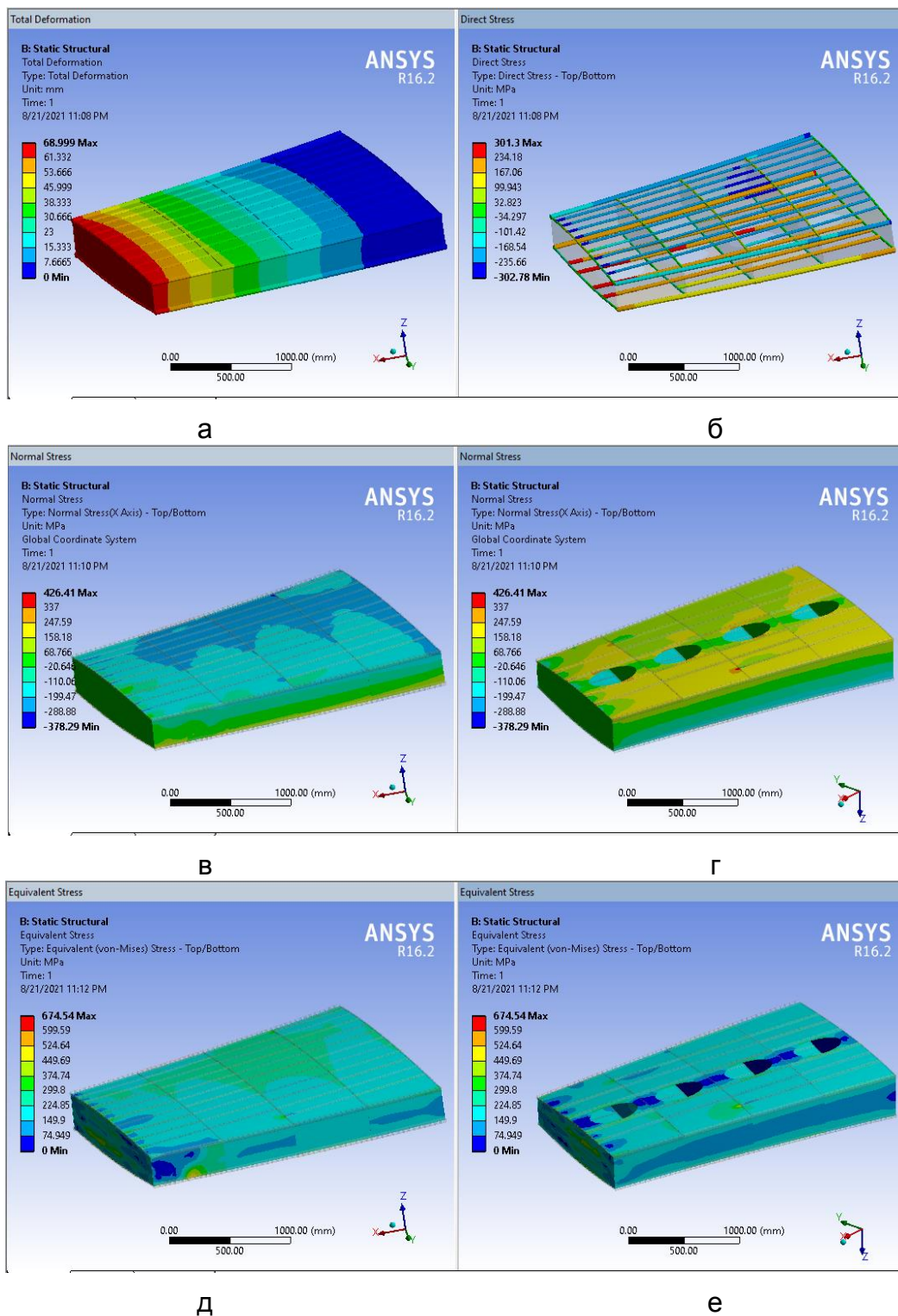


Рис.11 Характер общего НДС части крыла (посадочный режим механизации). Скорость полёта – 427 км/ч, высота полёта – 0 км

- а – суммарные перемещения;
- б – нормальные напряжения в продольных элементах;
- в – нормальные напряжения, верхняя панель;
- г – нормальные напряжения, нижняя панель;
- д – эквивалентные напряжения, вид сверху;
- е – эквивалентные напряжения, вид снизу

Выводы

При выпуске средств механизации значительно изменяется аэродинамическое обтекание крыла, что в свою очередь приводит к изменению напряженно-деформированного состояния крыла. Это обуславливается не только приростом подъёмной силы за счет изменения кривизны крыла и увеличения площади крыла, но и изменением положения центра давления относительно хорды крыла. Значительное увеличение крутящего момента приводит к изменению НДС силовых соединений крыла. Изучение изменения НДС крыла при выпущенном положении механизации дает возможность спрогнозировать усталостную долговечность с высокой точностью.

Крыло – это один из самых нагруженных элементов самолета, подверженный воздействию многочисленных нагрузок в полёте, таких как: аэродинамические, инерционные, сосредоточенные силы (тяга двигателя, дисбаланс двигателя, крепление стоек шасси, узлы навески средств механизации). Очевидно, что изменение этих сил сопровождается перераспределением общего напряженного состояния всей силовой части крыла.

В статье представлен характер НДС кессонной части крыла без выпущенной механизации, с взлётным и посадочным положениями механизации.

Как видно из полученных результатов, наблюдается значительное изменение напряжений в кессонной части. В местах крепления траверсы закрылка наблюдается также локальное увеличение напряжений. Из-за выпуска средств механизации улучшаются взлетно-посадочные характеристики и изменяется распределение напряжений на верхней и нижней поверхностях крыла. Пиковые значения напряжений недостоверны из-за эффекта сингулярности напряжений (сингулярность напряжений – это физически нереалистичные высокие напряжения, получаемые в связи с использованием в МКЭ (методе конечных элементов) дискретизации расчётной модели). Поэтому следует провести более тщательную оценку полученных результатов напряжений и тем самым не допустить влияния этого эффекта на результаты исследования. Полученные результаты будут использованы для последующего глубокого анализа НДС крыла с выпущенной механизацией.

Список литературы

1. Жиряков, Д. Ю. Анализ конструктивных особенностей высокоресурсных соединений силовых элементов крыла // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «Харьков. авиац. ин-т». – Вып. 86. – Х., 2019. – С. 139 – 151.

2. Чунарева, Н. Н. Крыло и средства улучшения взлетно-посадочных характеристик самолета / Н. Н. Чунарева, М. Г. Ефимов, В. П. Солонин. – М.: МГТУГА, 2000. – 47 с.

3. Бруяка, В. А. Инженерный анализ в ANSYS Workbench. Ч. 1. / В. А. Бруяка, В. Г. Фокин, Е. А. Солдусова, Н. А. Глазунова, И. Е. Адеянов. – Самара: СамГТУ, 2010. – 271 с.

4. Мялица, А. К. Разработка аванпроекта самолета / А. К. Мялица, Л. А. Малашенко, А. Г. Гребеников, Е. Т. Василевский, В. Н. Клименко, А. А. Сердюков. – Харьков: ХАИ, 2010. – 237 с.

5. Гребеников, А. Г. Метод определения характеристик общего напряжённно-деформированного состояния отъёмной части крыла самолёта с помощью системы ANSYS / А. Г. Гребеников, Ю. Н. Геремес, С. П. Светличный, Ю. А. Яковлев // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «Харьков. авиац. ин-т». – Вып. 39. – Х., 2008. – С. 37-51.

References

1. Zhyriakov D.Y. Review of Design Features of Structural Member Joints of Modern Aircraft Wing: Zhukovsky National Aerospace University, Kharkiv Aviation Institute. Publ. 86., 2019. – 139 – 151 pages.

2. Chunareva N.N. Krylo i sredstva uluchsheniya vzletno-posadochnykh harakteristik samoleta / N.N. Chunareva, M.G. Efimov, V.P. Solonin. – Moscow: MSTUCA, 2000. – 47 pages.

3. Brujaka V.A. Inzhenernyj analiz v ANSYS Workbench. Part 1. / V.A. Brujaka, V.G. Fokin, E.A. Soldusova, N.A. Glazunova, I.E. Adejanov. – Samara: Samara State Technical University, 2010. – 271 pages.

4. Mjalica A.K. Razrabotka avanproekta samoleta / A.K. Mjalica, L.A. Malashenko, A.G. Grebenikov, E.T. Vasilevskij, V.N. Klimenko, A.A. Serdjukov. – Kharkov: Khai, 2010. – 237 pages.

5. Grebenikov A.G. Metod opredelenija harakteristik obshhego naprjazhjonno-deformirovannogo sostojanija otejomnoj chasti kryla samoljota s pomoshh'ju sistemy ANSYS / Grebenikov A.G., Geremes Ju.N., Svetlichnyj S.P., Jakovlev Ju.A.: Zhukovsky National Aerospace University, Kharkiv Aviation Institute. Publ. 39., 2008. – 37-51 pages.

Надійшла до редакції 12.06.2021, розглянута на редколегії 12.06.2021

Метод визначення характеристик загального напружено-деформованого стану в силових елементах консолі крила від навантаження функціонування

При випусканні засобів механізації значно змінюється аеродинамічне обтікання крила, що в свою чергу призводить до змінення напружено-деформованого стану крила. Це обумовлюється не тільки зростанням підйомної сили внаслідок змінення кривизни крила і збільшення площі крила, але й завдяки зміненню положення центру тиску відносно хорди крила. Значне збільшення крутного моменту призводить до змінення НДС силових з'єднань крила. Для отримання положення точки дії піднімальної сили в кожному окремому елементі крила (передкрилок, кесонна частина і закрилок) був виконаний аеродинамічний розрахунок за допомогою ANSYS CFX. Були отримані відносні положення точок дії піднімальної сили окремих частин крила: передкрилка, кесонної частини і закрилка. Ці значення використовувалися для прикладання зусиль, що діють від засобів механізації. Повітряна сила була пропорційно розподілена по передкрилку, кесонної частини і закрилку відповідно до отриманих аеродинамічних розрахунків з допомогою ANSYS CFX. Були побудовані епюри внутрішніх силових факторів (ВСФ), таких, як епюра

поперечної сили, згинального і крутного моментів для конфігурацій крила без випущеної механізації, а також зі злітним і посадковим положенням механізації. Отримання значення ВСФ використовувалися для створення розрахункових моделей. Елементи конструкції крила, зокрема вузли кріплення засобів механізації, працюють у комплексному стані. Це ускладнює процес прогнозування втомної довговічності цих елементів. Для отримання конкурентоспроможного літака слід розробити нові методи проектування крила з широким застосуванням інтегрованих систем. Вивчення змінення НДС крила при випущеному положенні механізації дає можливість спрогнозувати втомну довговічність з високою точністю. Описано процес створення і підготовки моделі крила до розрахунку, задання граничних умов і вибору оптимального розміру елемента сітки. Отримано аеродинамічні характеристики з допомогою CAE-системи для створення розрахункової схеми.

Ключові слова: втомна довговічність, напружено-деформований стан, внутрішні силові фактори, механізація, сингулярність.

Method of determination of the characteristics of the general stress-strain state in the main parts of the wing due to functioning loads

When the high - lift system are released, the aerodynamic flow around the wing changes significantly, which in turn leads to a change in the stress-strain state of the wing. This is due not only to an increase in lift due to a change in the curvature of the wing and an increase in the wing area, but also a change in the position of the center of pressure relative to the wing chord. A significant increase in torque leads to a change in the stress-strain state of the wing main joints. An aerodynamic calculation was performed using ANSYS CFX to obtain the position of the point of action of the lift force in each elements of the wing (slat, wing box and flap). Were obtained the relative positions of the points of action of the lift of individual parts of the wing: the slat, the wing box and the flap. These values were used to apply the forces acting from the high - lift system. The distributed air load was proportionally distributed across the slat, wing box and flap in accordance with the obtained aerodynamic calculations using ANSYS CFX. Plots of internal force factors were plotted, such as a diagram of shear force, bending and torque for wing configurations without extended high - lift system, as well as with takeoff and landing positions of high - lift system. Obtaining the value of the internal force factors, were used to create calculation models. The structural elements of the wing, in particular the attachment points of the high - lift system, operate in a complexly stressed state. This complicates the process of predicting the fatigue life of these elements. To obtain a competitive aircraft, it is necessary to develop new methods of wing design with widespread use of integrated systems. The study of the change in the stress-strain state of the wing with the extended position of the high - lift system makes it possible to predict the fatigue life with high accuracy. The process of creating and preparing a wing model for calculation, setting boundary conditions and choosing the optimal size of a mesh element is described. Obtaining aerodynamic characteristics using a CAE system to create a design model.

Key words: fatigue life, strain - stress distribution, internal force factors, high - lift system, singularity.

Сведения об авторах:

Александр Григорьевич Гребеников – д-р техн. наук, проф. каф. 103 «Проектирование самолетов и вертолетов», Национальный аэрокосмический университет «Харьковский авиационный институт», Украина. e-mail: agrebenikov@khai.edu. ORCID: 0000-0002-1509-0665

Жиряков Дмитрий Юрьевич – аспирант каф. 103 «Проектирование самолетов и вертолетов», Национальный аэрокосмический университет «Харьковский авиационный институт», Украина, d.zhyriakov@khai.edu, ORCID 0000-0002-7720-8219.

About the Authors:

Alexander Grebenikov – Dr. Tech. Sc., professor, Department of Airplanes and Helicopters Design, National Aerospace University “Kharkiv Aviation Institute”, Kharkiv, Ukraine. ORCID: 0000-0002-1509-0665

Dmytro Zhyriakov – post-graduate students of the Department of Airplanes and Helicopters Design, National Aerospace University “Kharkiv Aviation Institute”, Kharkiv, Ukraine, d.zhyriakov@khai.edu, ORCID 0000-0002-7720-8219.