

doi: 10.32620/oikit.2020.89.01

УДК 629.735.45.025

А. Г. Гребеников, Д. Ю. Жиряков

## **Анализ нагрузок функционирования отъёмной части крыла самолета транспортной категории**

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

Каждое опытное конструкторское бюро имеет наработки по определению как расчетных, так и эксплуатационных нагрузок на транспортный тип самолета. Достоверность данных о нагружении того или иного элемента конструкции, свидетельствует об успехе создаваемого самолета. Зачастую это конфиденциальная информация. Много работ было исследовано по увеличению усталостной долговечности элементов конструкции крыла. С развитием интегрированных методов проектирования конструкции самолета можно создавать в кратчайшие сроки, и с высоким техническим совершенством. В большинстве случаев усталостную долговечность элементов крыла определяют по номинальным напряжениям в элементе. Для продольного силового набора принято выполнять усталостный расчет непосредственно с использованием нормальных напряжений в элементе. Для более детального уточнения усталостных характеристик нужно знать общее и локальное напряженно-деформированные состояния такой конструкции. Особенность работы заключается в анализе спектра нагрузок, действующих на консоль крыла при типовом полете. Было проанализировано влияние сил средств механизации (предкрылки, закрылки) на поперечную силу и крутящий момент отъёмной части крыла. Было показано, что при выпуске средств механизации, значительно увеличивается крутящий момент. Данные, приведенные в статье, дадут возможность получить распределение напряжений для отъёмной части крыла при всех режимах эксплуатации. А это, в свою очередь, приведёт к более тщательному прогнозированию усталостной долговечности, так как некоторые нагрузки функционирования способны значительно изменить распределение напряженно-деформированного состояния в расчетном элементе и, в свою очередь, изменить усталостную долговечность. Элементы конструкции крыла, в частности узлы крепления средств механизации, работают в сложноподвижном состоянии. Это усложняет процесс прогнозирования усталостной долговечности этих элементов. Для создания конкурентоспособного самолета, следует разработать новые методы проектирования крыла с широким применением интегрированных систем. Это будет способствовать созданию оптимальной и совершенной конструкции крыла.

**Ключевые слова:** усталостная долговечность; расчетный случай; НДС (напряженно-деформированное состояние); механизация; спектр нагрузок; перегрузка.

В полёте конструкция самолета воспринимает различные виды нагрузок. Эти нагрузки можно классифицировать как нагрузки типового полета, максимальные эксплуатационные и расчетные. При нагрузке типового полета (нагрузках повседневной эксплуатации, которые самолет испытывает в типовом полете) конструкция должна выдерживать заданный ресурс. Эксплуатационная нагрузка нормируется сертификационными документами и является максимальной для всего воздушного флота. При этой нагрузке в конструкции не должно быть вредных остаточных деформаций. Расчетные нагрузки – это нагрузки, которые конструкция должна выдерживать и не разрушаться.

Крыло самолета работает в сложном нагруженном состоянии в процессе всего полёта. На него действует аэродинамическая, инерционные, сосредоточенные силы (такие как тяга двигателя, силы от крепления стоек

шасси, узлов навески средств механизации). В полёте все виды нагрузок непрерывно меняются как по величине, так и по направлению во времени.

Важным этапом проектирования является расчет нагрузок, действующих на крыло в различных случаях. Зная характер изменения коэффициента подъемной силы, можно найти распределение аэродинамической нагрузки по размаху крыла.

Масса крыла и грузы, расположенные в крыле (топливо в баках-кессонах), способствуют его разгрузке. Зная все эти распределения по размаху крыла, можно определить суммарную распределенную нагрузку крыла, которая и будет создавать внутренние силовые факторы.

Нагрузки сводятся к нескольким расчётным случаям, которые соответствуют наиболее тяжелым условиям нагружения самолета при эксплуатации. Эти расчетные случаи описаны в нормах лётной годности (НЛГ) [1].

При расчете крыла основными являются полётные случаи, такие как А, А', В, С, D, и D' [2]. В табл. 1 приведены значения перегрузки, скоростного напора, коэффициента подъемной силы и коэффициента безопасности в соответствии с НЛГ для каждого расчётного случая.

Таблица 1

Параметры крыла для расчётных случаев

Расчётный случай	Описание	Перегрузка	Скоростной напор	Коэффициент подъемной силы	Коэффициент безопасности
A	Криволинейный полет. Горка, выход из пикирования. Действие вертикального порыва ветра	$n_{max}^a$	$\frac{n_{max}^a \cdot P}{C_{y\ max}}$	$C_{y\ max}$	1,5
A'	Криволинейный полет. Выход из пикирования. Полет в болтанку. Полет на большой скорости	$n_{max}^a$	$q_{max}$	$\frac{n_{max}^a \cdot P}{q_{max}}$	1,5
B	Криволинейный полет при малых углах атаки с отклоненными элеронами	$0,5 \square n_{max}^a$	$q_{max}$	$\frac{n_{max}^a \cdot P}{2 \cdot q_{max}}$	2,0
C	Вертикальное пикирование с отклоненными элеронами	0	$q_{max}$	0	2,0
D	Криволинейный полет при углах атаки, соответствующих $C_{y\ min}$ . Резкий переход на планирование, полет в неспокойном воздухе. Характерен обратным нагружением	$n_{min}^a$	$\frac{n_{min}^a \cdot P}{C_{y\ max}}$	$C_{y\ min}$	1,5
D'	Криволинейный полет при небольших отрицательных углах атаки. Аналогичен случаю D, но при больших скоростях полета	$n_{min}^a$	$q_{max}$	$\frac{n_{min}^a \cdot P}{q_{max}}$	1,5

На рис. 1 показаны эпюры нагрузок, действующих на крыло самолета транспортной категории. Немаловажное влияние на прочность и долговечность конструкции крыла оказывают силы, создаваемые средствами механизации.

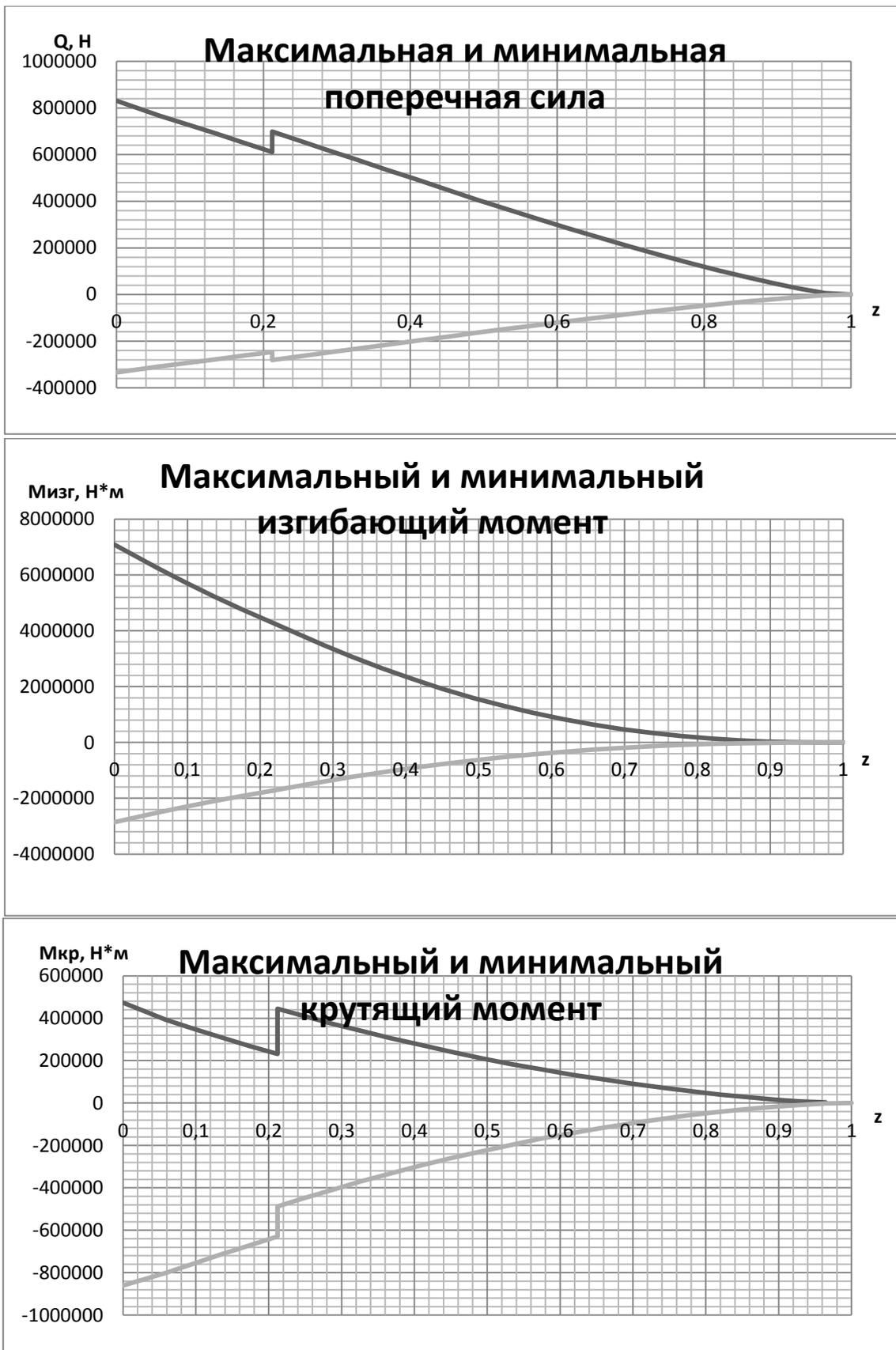
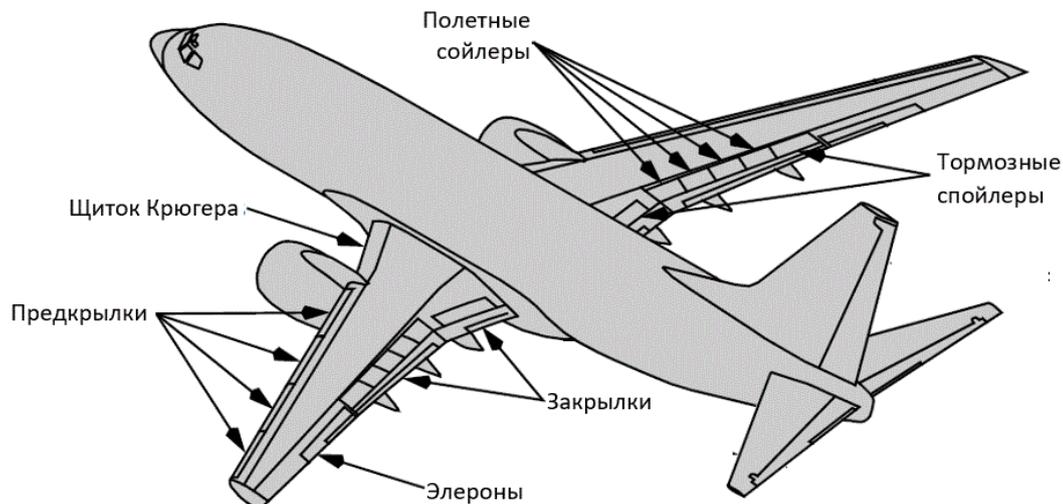
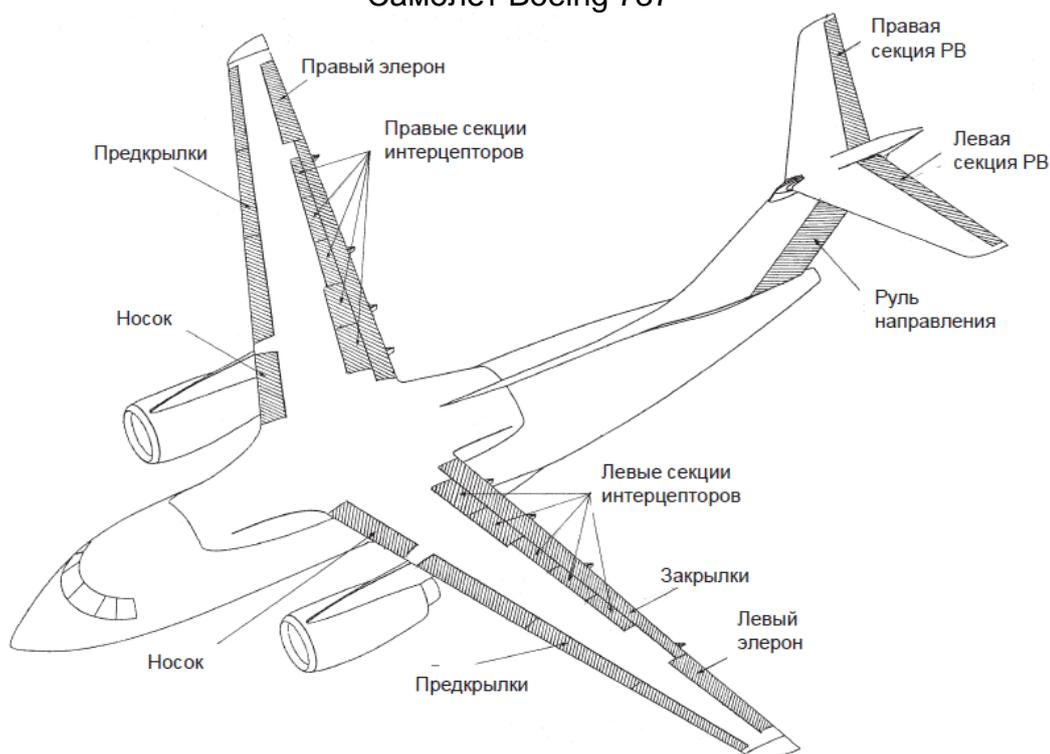


Рис. 1 Расчётные нагрузки отъёмной части крыла самолета Boeing 737 (максимальные и минимальные с расчётных случаев А, А', В, С, D, и D')

Современный самолёт имеет развитые средства управления подъёмной силой на крыле (рис. 2).



Самолет Boeing 737



Самолет Ан-148

Рис. 2. Средства механизации современного самолета транспортной категории

В передней части крыла расположены предкрылки, а между фюзеляжем и двигателем самолет Ан-148 имеет отклоняемые носки (угол отклонения до  $22^\circ$ ), а самолет Boeing 737 – щитки Крюгера. В нормальном полете предкрылки прилегают к основному профилю крыла, образуя исходный профиль.

Предкрылки применяются в полете при больших углах атаки. Работа предкрылков заключается в затягивании срыва потока на крыле (в увеличении

критического угла атаки). Каждая секция предкрылков навешивается на крыло посредством рельсов (рис. 3, а).

Величину распределенной погонной нагрузки, действующей на предкрылок, на этапе проектирования можно определить по следующей формуле [3]:

$$q_{\text{пред}} = k \cdot f \cdot b \cdot q,$$

где  $k$  – аэродинамический коэффициент, зависящий от угла атаки крыла. На этапе предварительного проектирования можно принять  $k = 3,2$  при  $\alpha = 25^\circ$ ;

$f$  – коэффициент безопасности, при наличии средств механизации  $f = 2$ ;

$b$  – хорда предкрылка;

$q$  – скоростной напор.

На задней кромке крыла, расположены закрылки (см. рис. 2). Закрылок представляет собой профилированную подвижную часть крыла, отклоняемую вниз для увеличения подъёмной силы крыла. На современных самолетах широко применяют двухщелевые закрылки (рис. 3, б). Конструкция такого закрылка состоит из самого закрылка; дефлектора, который зачастую повторяет конструкцию закрылка; рельса, по которому закрылок движется по заданной траектории; каретки (механизма с роликами).

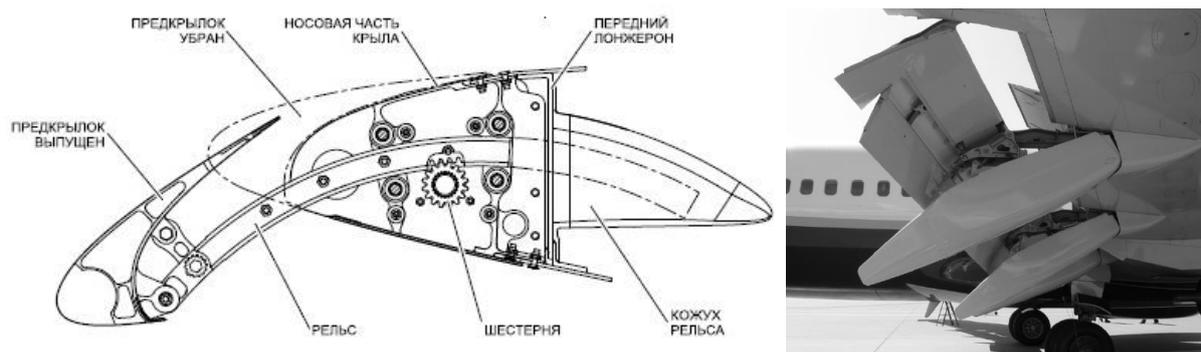


Рис. 3. Средства механизации крыла:  
а) схема навески предкрылка; б) двух-щелевой закрылок

Закон погонной распределенной нагрузки на закрылок аналогичен предкрылку и описывается формулой [3]

$$q_{\text{закр}} = c \cdot f \cdot b \cdot q,$$

где  $c$  – аэродинамический коэффициент, зависящий от типа закрылка, углов отклонения и углов атаки крыла. Определяется по результатам испытаний в аэродинамической трубе или методом конечных элементов. На этапе предварительного проектирования можно принять  $c = 5,5$ ;

$f$  – коэффициент безопасности;

$b$  – хорда закрылка;

$q$  – скоростной напор.

Схему нагружения, как от предкрылка, так и от закрылка, можно представить в виде балки, нагруженной распределённой нагрузкой и опертой

на две опоры. Реакции опоры этой балки и будут силами, действующими на силовую часть крыла (рис. 4).

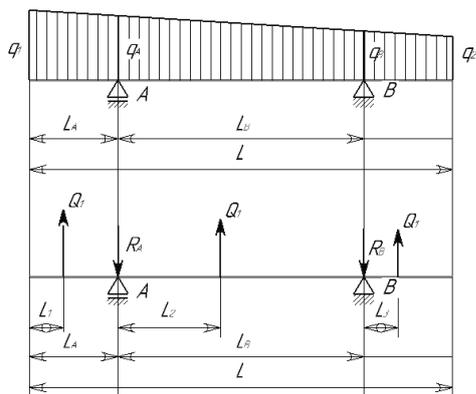


Рис. 4. Схема нагружения крыла средствами механизации

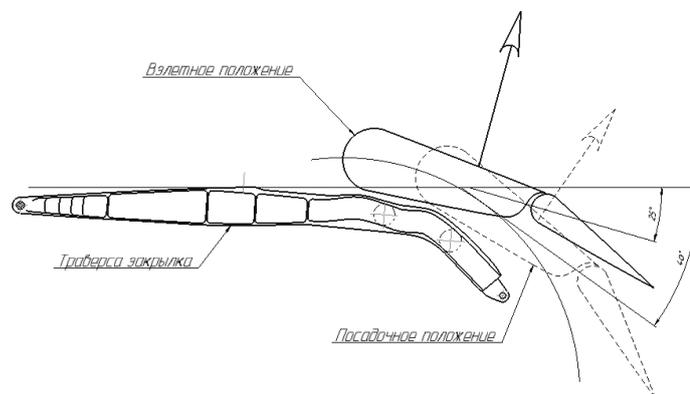


Рис. 5. Отклонение закрылка на режиме взлета и посадки

Закрылок на режимах взлета и посадки имеет разные углы отклонения (рис. 5). При проектировании крыла это играет важную роль, так как от угла отклонения зависят реакции на крыле, что способствует изменению, как общего напряженного состояния, так и локального. Итак, при взлёте угол отклонения закрылков самолета транспортной категории составляет  $25^\circ$  для самолета Boeing 737 и  $20^\circ$  для самолета Ан-148. На режиме захода на посадку –  $40^\circ$  для обоих самолетов. Зная положение закрылка при различных режимах полета, можно учесть его влияние.

Еще одним немаловажным элементом крыла являются элероны – подвижные части, расположенные у задней кромки крыла, зачастую в конце консолей (см. рис. 2). Они отклоняются одновременно в противоположные стороны для создания крена. Назначение элеронов заключается в управлении самолетом относительно его продольной оси. В НЛГ предусмотрен расчётный случай крыла при отклоненных элеронах (расчётный случай В).

Величину распределенной нагрузки определяют по результатам продувок в аэродинамической трубе. На этапах проектирования распределенную аэродинамическую нагрузку вычисляют при отклонении элеронов на максимальной скорости полёта [3]:

$$q_{\text{эл}} = 0,42 \cdot b_{\text{эл}} \cdot q,$$

где,  $b_{\text{эл}}$  – хорда элерона;

$q$  – скоростной напор при максимальной скорости полета.

Элерон имеет несколько узлов крепления на крыле. Таким образом, элерон можно представить как многоопорную балку, нагруженную распределенной нагрузкой. Эпюра поперечной силы и значение реакций опор элерона самолета транспортной категории показаны на рис. 6. Метод расчёта реакций опор аналогичен расчёту многоопорной балки.

Самолётные конструкции в отличие от конструкций, относящихся к другим отраслям промышленности, отличаются высокой загруженностью силовых элементов и высокой эффективностью, так как при минимизации массы конструкции решают задачи не только снижения металлоемкости

конструкции, но и обеспечения потребных летно-технических и экономических показателей: дальности полета, полезной нагрузки, расхода топлива.

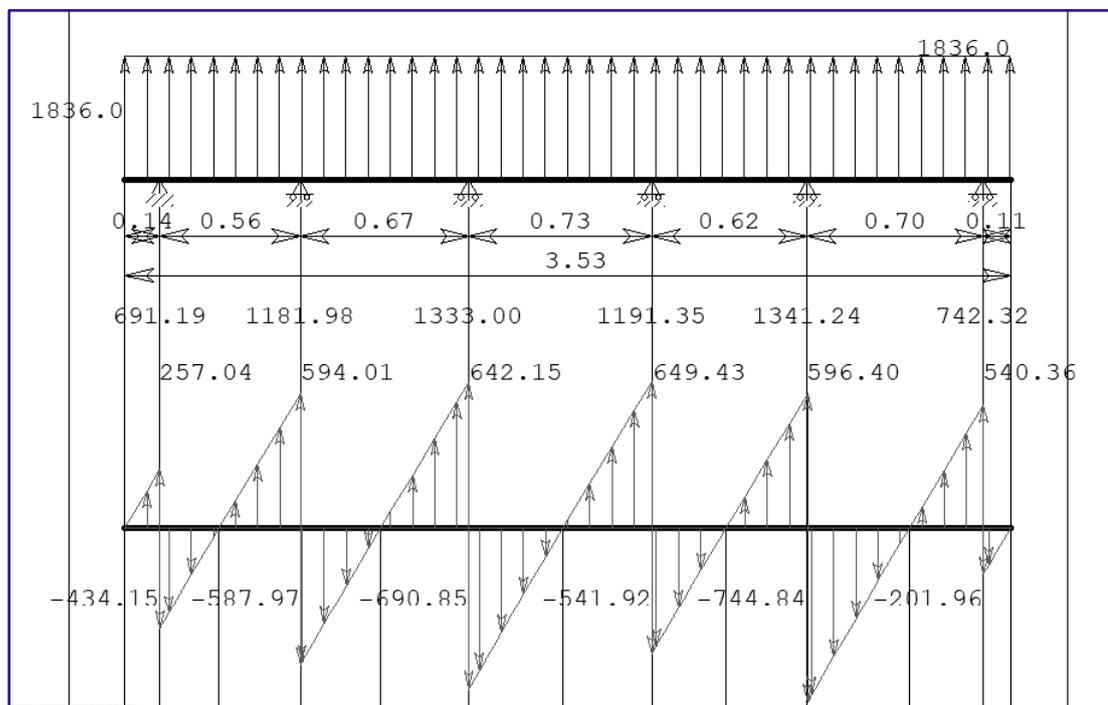


Рис. 6. Схема нагружения элерона

Решение проблемы ресурса самолетных конструкций затрудняется зависимостью усталостной долговечности от многих факторов: вида конструктивных материалов; состава сплава; методов и качества производства полуфабрикатов; формы, размеров, технологии изготовления; сборки узлов и агрегатов; от внешней среды, ее состава и изменения во времени; условий нагружения, контактного взаимодействия, износа, различных видов коррозии.

Одним из важных вопросов при изучении усталостной долговечности элементов конструкции крыла является анализ переменных нагрузок, действующих на самолет.

Формирование спектров усталостных нагружений является важнейшей частью расчёта усталостной долговечности элементов крыла.

Нагрузки переменного циклического характера, действующие на крыло, разделены на два типа: нагрузки функционирования (внутренние силовые факторы, возникающие в элементах конструкции вследствие выполнения самолетом определенных функций, для которых он был создан) и динамические нагрузки (нагрузки, действующие на конструкцию вследствие атмосферной турбулентности, неровностей покрытия аэродрома и т.д.).

Исходными величинами для определения эксплуатационных нагрузок являются статистические данные, полученные при эксплуатации самолетов одного типа. Они приводят к максимально точным результатам, что позволяет правильно описать спектры нагружения при эскизном проектировании такого типа самолета. Эти данные представляют собой повторяемость определенного уровня нагружения (перегрузки в центре тяжести самолета) при определенном

количестве полетов. На рис. 7 показаны статистические данные для самолета транспортной категории при налете 1000 летных часов [6].

Очевидно, что формирование спектров нагрузки на самолет очень трудоемкий и сложный процесс, который требует большого количества исходных данных. Для оценки усталостной долговечности необходимо все вариации нагружения с определенным уровнем доверия свести к одному типовому полету, который состоит из набора режимов, осуществляемых самолетом в повседневной эксплуатации.

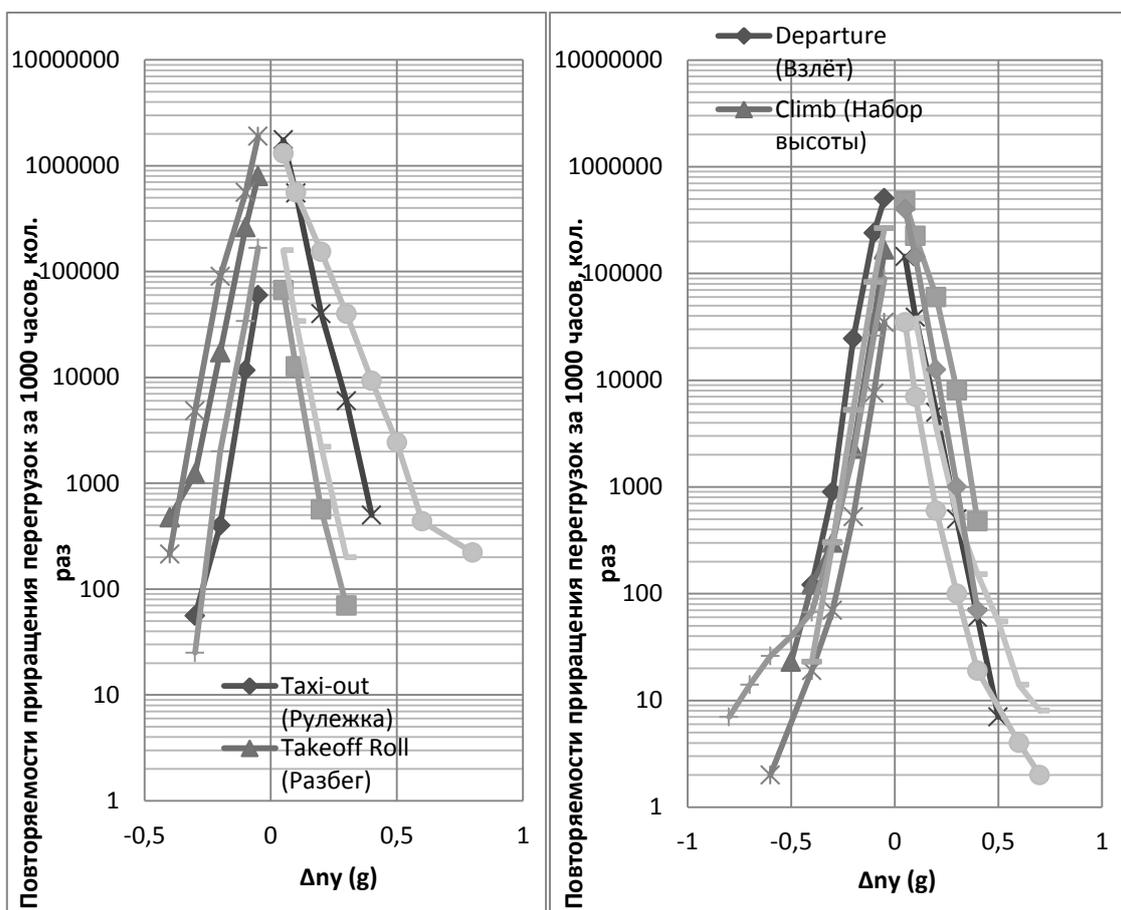


Рис. 7. Повторяемость приращения перегрузки в центре тяжести самолета транспортной категории за 1000 полетных часов

Каждый агрегат самолета подвержен нагружению на определенном этапе полета. Так, для формирования спектра нагрузок кессонной части крыла следует использовать следующие режимы: стоянка, разворот при рулении, руление перед взлетом, разбег, маневрирование с выпущенной механизацией, начальный набор высоты, окончательный набор высоты, крейсерский полет, начальное снижение, окончательное снижение, заход на посадку с выпущенной механизацией, выравнивание по крену, выравнивание перед посадкой, касание, пробег и заруливание. Для указанных режимов были вычислены основные параметры, такие как: высота, скорость, масса самолета в определённый момент полета, положение средств механизации и вертикальная перегрузка в центре тяжести самолета. В табл. 2 приведено краткое описание каждого режима полета [8].

Таблица 2

Эксплуатационные режимы нагружения самолета транспортной категории  
в стандартном типовом полете

Этап	Эксплуатационный режим	Высота, м	Скорость, км/ч	Положение средств механизации	Тяга	Масса, кг	Описание параметров эксплуатационного режима
Наземный	Стоянка	0	0	Убрано	0	Пустой снаряженный самолет ( $G_{\text{пуст}}$ ) + резервное топливо (РТ)	Спектр эквивалентных нагрузок к буксировочным узлам передней стойки шасси: один цикл за полёт $\pm 0,07G_{\text{сам}}$
	Разворот при рулении	0	45,3	Убрано	Земной малый газ (ЗМГ)	$G_{\text{пуст}}$ + РТ + полезная нагрузка (ПН) + полетное топливо (ПТ)	Спектр эквивалентных нагрузок на фюзеляж и основную стойку шасси: шесть циклов за полёт $\pm 0,15G_{\text{сам}}$
	Руление перед взлётом	0	45,3	Убрано	ЗМГ	$G_{\text{пуст}}$ + РТ + ПН + ПТ	Спектр эквивалентных нагрузок: один цикл за полёт $\Delta n_y = \pm 0,3$
Взлёт	Разбег	0	$0,5 \cdot V_{\text{нш}}$	Взлётное положение	Нормальный взлёт (НВР)	$G_{\text{пустого}}$ + РТ + ПН + ПТ	Спектр эквивалентных нагрузок: два цикла за полёт $\Delta n_y = \pm 0,3$
Набор высоты	Маневрирование с выпущенной механизацией	304,8	$0,9 \cdot V_{\text{макс.мех}}$	Взлётное положение	Макс. продолжительный режим (МПР)	$G_{\text{пуст}}$ + РТ + ПН + ПТ - использованного топлива (ИТ)	Спектр эквивалентных нагрузок: четыре цикла за полёт $\Delta n_y = \pm 0,3$
	Начальный набор высоты	914,4	$V_{\text{крэйс}}$	Убрано	МПР	$G_{\text{пуст}}$ + РТ + ПН + ПТ - ИТ	Спектр эквивалентных нагрузок: четыре цикла за полёт $\Delta n_y = \pm 0,3$

Продолжение таблицы 2

Этап	Эксплуатационный режим	Высота, м	Скорость, км/ч	Положение средств механизации	Тяга	Масса, кг	Описание параметров эксплуатационного режима
Набор высоты	Окончательный набор высоты	$0,5 \cdot H_{\text{крейс}}$	$V_{\text{крейс}}$	Убрано	МГР	$G_{\text{пуст}} + РТ + ПН + ПТ - ИТ$	Спектр эквивалентных нагрузок: два цикла за полёт $\Delta n_y = \pm 0,3$
Крейсерский полет	Крейсерский полет	$H_{\text{крейс}}$	$V_{\text{крейс}}$	Убрано	Крейсерский режим (КР)	$G_{\text{пуст}} + РТ + ПН + ПТ - ИТ$	Спектр эквивалентных нагрузок: четыре цикла за полёт $\Delta n_y = \pm 0,25$
Снижение	Начальное снижение	$0,5 \cdot H_{\text{крейс}}$	$V_{\text{крейс}}$	Убрано	Полетный малый газ	$G_{\text{пуст}} + РТ + ПН$	Спектр эквивалентных нагрузок: один цикл за полёт $\Delta n_y = \pm 0,35$
	Окончательное снижение	914,4	463	Убрано	Полетный малый газ	$G_{\text{пуст}} + РТ + ПН$	Спектр эквивалентных нагрузок: пять циклов за полёт $\Delta n_y = \pm 0,35$
Заход на посадку	Заход на посадку с выпущенными средствами механизации	304,8	$V_{\text{макс.мех}}$	Посадочное положение	КР	$G_{\text{пуст}} + РТ + ПН$	Спектр эквивалентных нагрузок: четыре цикла за полёт $\Delta n_y = \pm 0,3$
Заход на посадку	Вращение по крену	304,8	$V_{\text{макс.мех}}$	Посадочное положение	КР	$G_{\text{пуст}} + РТ + ПН$	Дискретные циклы нагрузок соответствуют 30 левым-правым циклам вращению по крену за полёт с отклонением элеронов на угол равен 25% от максимального

Продолжение таблицы 2

Этап	Эксплуатационный режим	Высота, м	Скорость, км/ч	Положение средств механизации	Тяга	Масса, кг	Описание параметров эксплуатационного режима
Посадка	Выравнивание перед посадкой	0	$V_{\text{зах. пос}}$	Посадочное положение	ПМГ	$G_{\text{пуст}} + PТ + ПН$	Нагрузки функционирования соответствуют скорости $V_{\text{зах. пос}}$ и вертикальной перегрузке $n_y = 1,1$
	Выравнивание перед посадкой	0	$V_{\text{зах. пос}}$	Посадочное положение	ПМГ	$G_{\text{пуст}} + PТ + ПН$	Нагрузки функционирования соответствуют скорости $V_{\text{зах. пос}}$ и вертикальной перегрузке $n_y = 1,1$
	Касание	0	$V_{\text{зах. пос}}$	Посадочное положение	ПМГ	$G_{\text{пуст}} + PТ + ПН$	Вертикальная перегрузка перед касанием $n_y = 1,0$ . Скорость самолета равна $V_{\text{зах. пос}}$ . Вертикальная скорость снижения равна 0,91 м/с.
	Пробег с реверсом тяги	0	$0,7 * V_{\text{зах. пос}}$	Посадочное положение	Максимальный реверс (МР)	$G_{\text{пуст}} + PТ + ПН$	Спектр эквивалентных нагрузок: два цикла за полёт $\Delta n_y = \pm 0,3$
	Заруливание	0	46,3	Убрано	ЗМГ	$G_{\text{пуст}} + PТ + ПН$	Спектр эквивалентных нагрузок: один цикл за полёт $\Delta n_y = \pm 0,3$

Рассмотрим влияние нагрузок функционирования на поперечную силу, крутящий и изгибающий моменты при эксплуатационном режиме: маневрирование с выпущенными средствами механизации (см. табл. 2). На рис. 8 показаны следующие зависимости ВСФ отъёмной части крыла: без механизации; взлётное положение предкрылков; взлётное положение закрылков; взлётное положение закрылков и предкрылков; отклонённый элерон.

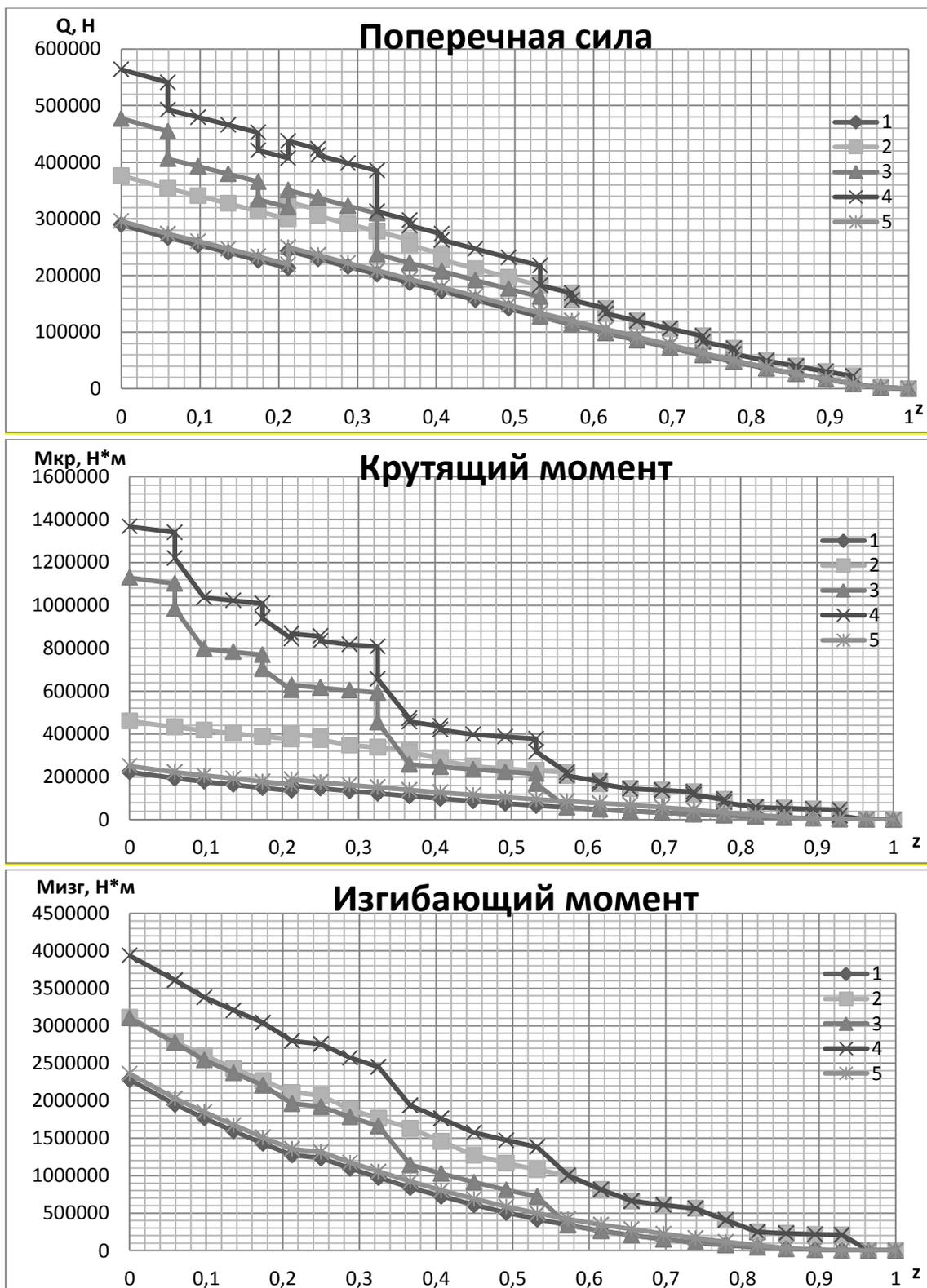


Рис. 8. Изменение ВСФ крыла среднемагистрального пассажирского самолета при выпуске механизации. Эксплуатационный режим: маневрирование с выпущенной механизацией. 1 – механизация убрана; 2 – взлётное положение предкрылков 15°; 3 – взлётное положение закрылков 20°; 4 – выпущены предкрылки и закрылки; 5 – отклонение элерона составляет 25°

Расчет нагрузок, создаваемых средствами механизации, был произведен по вышеизложенной методике с применением прироста коэффициента подъемной силы [9] и [10].

На взлётном режиме с использованием закрылков и предкрылков поперечная сила в корневом сечении выросла в 2 раза (рис. 8, 4) по сравнению со случаем убранной механизации (рис. 8, 1). Крутящий и изгибающий моменты увеличились в 6 и 2 раза соответственно.

Проведенный анализ имеет качественный характер и показывает важность учета нагрузок функционирования на общее напряженно-деформированное состояние крыла. В анализе не было учтено перераспределения коэффициента давления по хорде крыла, вследствие чего изменяется положение центра давления.

Для получения подробного влияния нагрузок функционирования нужно провести более подробное исследование воздействия сил, создаваемых средствами механизации, с помощью систем интегрированного проектирования и разработать методику проектирования отъёмной части крыла с учётом нагрузок функционирования, для достижения высоких показателей усталостной долговечности элементов конструкции.

### **Выводы**

В соответствии с НЛГ прочность самолета определяется максимально возможными эксплуатационными нагрузками и расчётными нагрузками (эксплуатационными нагрузками, умноженными на предписанный коэффициент безопасности). Режимы, для которых нужно выполнять проектировочные расчёты, описаны в НЛГ.

Поскольку самолет в процессе эксплуатации подвергается воздействию переменных нагрузок, изменяющихся как по величине, так и по времени, то усталостные повреждения неизбежны. В результате проведенного анализа сопротивления усталости, предписываемого в НЛГ, получены расчётные и экспериментальные данные, которые показывают, что конструкция способна противостоять переменным нагрузкам, ожидаемым в пределах безопасного ресурса.

Как было отмечено, на усталость влияет много факторов, один из которых – определение с высокой точностью распределения напряжений в том или ином элементе конструкции.

Крыло – это один из самых нагруженных элементов самолета. Оно подвержено воздействию многочисленных нагрузок в полете, таких как: аэродинамические, инерционные, сосредоточенные силы (тяга двигателя, крепление стоек шасси, узлы навески средств механизации). Очевидно, что, изменение этих сил, сопровождается перераспределением общего напряженного состояния всей силовой части крыла. Как показало исследование, средство механизации увеличивает поперечную силу в два раза, а крутящий момент – почти в 6 раз. Необходимо глубже проанализировать влияние нагрузок, создаваемых средствами механизации, для получения более точного спектра нагружения.

Таким образом, в расчёте усталостной долговечности крыла важную роль играет определение с высокой точностью всего спектра напряжений. Спектр усталостных напряжений, для конкретного конструктивного элемента, формируют с помощью спектра эксплуатационных нагрузок, полученных на основании статистических данных для самолетов транспортной категории.

Для последующего анализа конкретного конструктивного элемента касательно сопротивления усталости нужно определить с помощью методов конечных элементов, силовые потоки, усилия и напряжения при расчётных условиях нагружения. Иными словами, определить экстремумы номинальных напряжений в элементе.

В статье выполнен анализ нагрузок функционирования отъёмной части крыла самолета транспортной категории. Для достижения значительного ресурса крыла, а, следовательно, для конкурентно способного самолета, важно понимать характер перераспределения напряжений в силовой части крыла при выпуске средств механизации. Это даст возможность достаточно точно спрогнозировать усталостную долговечность ответственных элементов. В дальнейшем такой анализ будет использован для получения общего и локального напряженного состояния крыла с последующим уточнением регламентной долговечности.

### Список литературы

1. Авиационные правила. Нормы летной годности самолетов транспортной категории. Ч. 25. – М.: ЛИИ им. М. М. Громова, 1994. – 322 с.
2. Чепурных, И. В. Прочность конструкций летательных аппаратов / И. В. Чепурных – Комсомольск-на-Амуре: ФГБОУ ВПО «КНАГТУ», 2013. – 138 с.
3. Шульженко, М. Н. Конструкция самолетов / М. Н. Шульженко – М.: Машиностроение, 1971. – 416 с.
4. Малашенко Л. А. Проектирование подвижных частей крыла и оперения / Л. А. Малашенко – Харьков: ХАИ, 2004. – 46 с.
5. Жиряков Д. Ю. Анализ конструктивных особенностей высокоресурсных соединений силовых элементов крыла / Д. Ю. Жиряков // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьк. авиац. ин-т». — Харьков, 2019. – Вып. 86. – С. 139 – 151.
6. Statistical Loads Data for Boeing 737-400 Aircraft in Commercial Operations. - Washington D.C.: U.S. Department of Transportation Federal Aviation Administration, 1998. – 88 p.
7. Michael Chun-Yung Niu – Airframe Stress Analysis And Sizing, - Hong Kong, 1997. – Chapter 3. – 812 p.
8. Стрижиус, В. Е. Методы расчёта усталостной долговечности элементов авиаконструкций / В. Е. Стрижиус – М.: Машиностроение, 2012. – 272 с.
9. 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.
10. 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.

### References

1. Aviation regulations. Part 25. Airworthiness standards of transport category aircraft. – Moscow: LII named after. M.M. Gromova, 1994. -322 pages.

2. Chepurnyh I.V. Structural strength of aircraft. – Komsomolsk-on-Amur: Komsomolsk-Na-Amure State University, 2013. – 138 pages.
3. Shul'zhenko M.N. Aircraft design. – Moscow: Mechanical industry, 1971. - 416 pages.
4. Malashenko L.A. Design of moving parts of the wing and empennage. – Kharkov: Khai, 2004. – 46 pages.
5. 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.
6. Statistical Loads Data for Boeing 737-400 Aircraft in Commercial Operations. - Washington D.C.: U.S. Department of Transportation Federal Aviation Administration, 1998. – 88 pages.
7. Michael Chun-Yung Niu – Airframe Stress Analysis And Sizing, - Hong Kong, 1997. – Chapter 3 - 812 p.
8. Strizhius V.E. Methods for calculating the fatigue life of aircraft structural elements. – Moscow: Mechanical industry, 2012. – 272 pages.
9. Mjalica A.K. Razrobotka 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.
10. Chunareva N.N. Krylo i sredstva uluchsheniya vzletno-posadochnyh harakteristik samoleta / N.N. Chunareva, M.G. Efimov, V.P. Solonin. – Moscow: MSTUCA, 2000. – 47 pages.

Поступила в редакцию 21.10.2021, рассмотрена на редколлегии 22.10.2021

## **Аналіз сил функціонування від'ємної частини крила літака транспортної категорії**

Кожне дослідне конструкторське бюро має досвід щодо визначення розрахункових і експлуатаційних навантажень на транспортний тип літака. Достовірність даних про навантаження того чи іншого елемента конструкції свідчить про успіх створюваного літака. Найчастіше це конфіденційна інформація. Багато робіт було досліджено щодо збільшення втомної довговічності елементів конструкції крила. З розвитком інтегрованих методів проектування конструкцію літака можна створювати в найкоротші сороки і на високому технічному рівні. У більшості випадків втомну довговічність елементів крила визначають за номінальним напруженням в елементі. Для поздовжнього силового набору слід виконувати втомний розрахунок безпосередньо з використанням нормальних напружень в елементі. Для більш детального уточнення втомних характеристик потрібно знати загальний і локальний напружено-деформований стани такої конструкції. Особливість роботи полягає в аналізі спектра навантажень, що діють на консоль крила у типовому польоті. Було проаналізовано вплив сил засобів механізації (предкрилків, закрилків) на поперечну силу і крутний момент від'ємної частини крила. Було показано, що при випусканні засобів механізації значно зростає крутний момент. Дані, описані в статті, дадуть можливість отримати розподіл напружень від'ємної частини крила при всіх режимах експлуатації. А це, в свою чергу, призведе до більш ретельного прогнозування втомної довговічності. Оскільки деякі навантаження функціонування є спроможними значно змінити розподіл напружено-

деформованого стану в розрахунковому елементі і, в свою чергу, змінити втомну довговічність. Елементи конструкції крила, зокрема вузли кріплення засобів механізації, працюють в складно-напруженому стані. Це ускладнює процес прогнозування втомної довговічності цих елементів. Для отримання конкурентно-спроможного літака слід розробити нові методи проектування крила з широким застосуванням інтегрованих систем. Це буде сприяти створенню більш оптимальної і досконалої конструкції крила.

**Ключові слова:** втома довговічність; розрахунковий випадок; НДС (напружено деформований стан); механізація; спектр навантажень; перевантаження.

## **Analysis of functional loads of the outboard wing section of the transport category airplane**

Each experimental design department has experience in determining design and operational loads for a given type of aircraft. The reliability of the data on the loading of a particular structural element determines the success of the aircraft being created. This is often confidential information. Much work has been investigated to improve the fatigue life of wing structural elements. With the development of integrated design methods, aircraft structure design can be performed in the shortest time, and with high technical excellence. In most cases, the fatigue life of wing elements is determined from the nominal stresses in the element. For a longitudinal structure set, it is customary to perform fatigue calculations directly using normal stresses in the element. For a more detailed specification of the fatigue life, it is necessary to have a general and local stress-strain state of a given structure. A feature of the work is to analyze the spectrum of loads acting on the wing console during a typical flight. The influence of high-lift devices (slats, flaps) on the shear forces and torque moment of the wing was analyzed. It has been shown that with the extensions high-lift devices, there is a significant increase in torque. These articles will make it possible to obtain the stress distribution of the detachable part of the wing under all operating modes. This, in turn, leads to a more thorough prediction of fatigue life. Since some operating loads can significantly change the distribution of the stress-strain state in the design element, and in turn change the fatigue life. The structural elements of the wing, in particular the attachment points for the high-lift devices, operate in a complex-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. This will contribute to obtaining a more optimal and perfect wing design.

**Key words:** fatigue life; load case; strain-stress distribution; high-lift system; load spectrum; load factor.

### **Сведения об авторах:**

**Александр Григорьевич Гребеников** – д-р техн. наук, проф., зав. каф. 103 «Проектирование самолетов и вертолетов», Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Украина.

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

**About the Authors:**

**Alexander Grebenikov** – Dr. Tech. Sc., professor, Head of Department of Airplanes and Helicopters Design, National Aerospace University named after M. Ye. Zhukovsky “Kharkiv Aviation Institute”, Kharkiv, Ukraine.

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