

doi: 10.32620/oikit.2019.86.10

УДК 629.7.01

Д.Ю. Жиряков

## **Анализ конструктивных особенностей высокоресурсных соединений силовых элементов крыла**

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»*

Обеспечение усталостной долговечности конструкции самолетов является требованием к безопасности полета, и к экономически выгодному воздушному судну. Самолет с большим ресурсом может выполнить больше количество рейсов, уменьшить затраты на регламентные работы и повысить прибыль авиакомпании. Тенденции рынка авиационной промышленности показывают заинтересованность авиакомпаний в высокоресурсной авиационной технике. Силовые элементы крыла соединяются между собой крепёжными элементами. Ресурс конструкции крыла определяется выносливостью регулярных зон. К регулярным зонам относятся продольные, поперечные соединения. Ресурс нерегулярных зон крыла должен быть не меньше ресурса регулярной зоны. В статье предоставлен анализ конструктивных особенностей соединений силовых элементов крыла самолетов ближне и средне магистральных рейсов, ГП «АНТОНОВ» и фирмы «Boeing», которые достигли высокого уровня в этой области исследования. Проанализировано конструктивно силовые схемы крыльев, расположение и выполнение сочленений силовой части крыла со средствами улучшающими взлетно-посадочных характеристик (таких как элероны, закрылки, предкрылки и интерцепторы). Рассмотрены виды, диаметры и материалы крепёжных элементов которые варьируются по размаху консоли. Акцентировалось внимание на таких важных показателях, как краевое расстояние, расстояние между крепежами, материалы элементов конструкции крыла и крепежных элементов. Крыло выполняется сборной конструкции, для обеспечения требований безопасности при допуске разрушения конструкции. В свою очередь это приводит к увеличению применения крепежных элементов. Так как на усталостную долговечность влияет не только материалы, параметры крепежных элементов, номинальные напряжения, но и степень передачи нагрузки между деталями. Было проанализировано конструктивное выполнение продольных и поперечных соединений силовых элементов, для дальнейшего изучения степени передачи нагрузки в сложно - напряженном состоянии. Материалы статьи дают возможность дальнейшему глубокому исследованию по общему и местному напряженно-деформированному состоянию крыла.

**Ключевые слова:** усталостная долговечность; номинальное расстояние; краевое расстояние, продольные стыки крыла; двух целевой закрылок; люки-лазы; отъемная часть крыла (ОЧК), потайная головка, дорнование.

Крыло самолета проектируется на заданный ресурс, который ограничивается ресурсом силовых соединений крыла. Усталостная долговечность этих соединений зависит от параметров соединяемых деталей и способа их соединения. Поэтому выбор параметров соединения, таких как диаметр крепежного элемента, расстояние между крепежными элементами, расстояние до края детали, характер соединения сопрягаемых деталей (посадка), метод получения отверстия, шероховатость – значительно влияют на длительность работоспособности соединения. Обоснование ресурса крыла при проектировании, и в процессе производства, должны базироваться на учете конструктивных и технологических факторов, определяющих сопротивление усталостному разрушению наиболее ответственных (критических) зон.

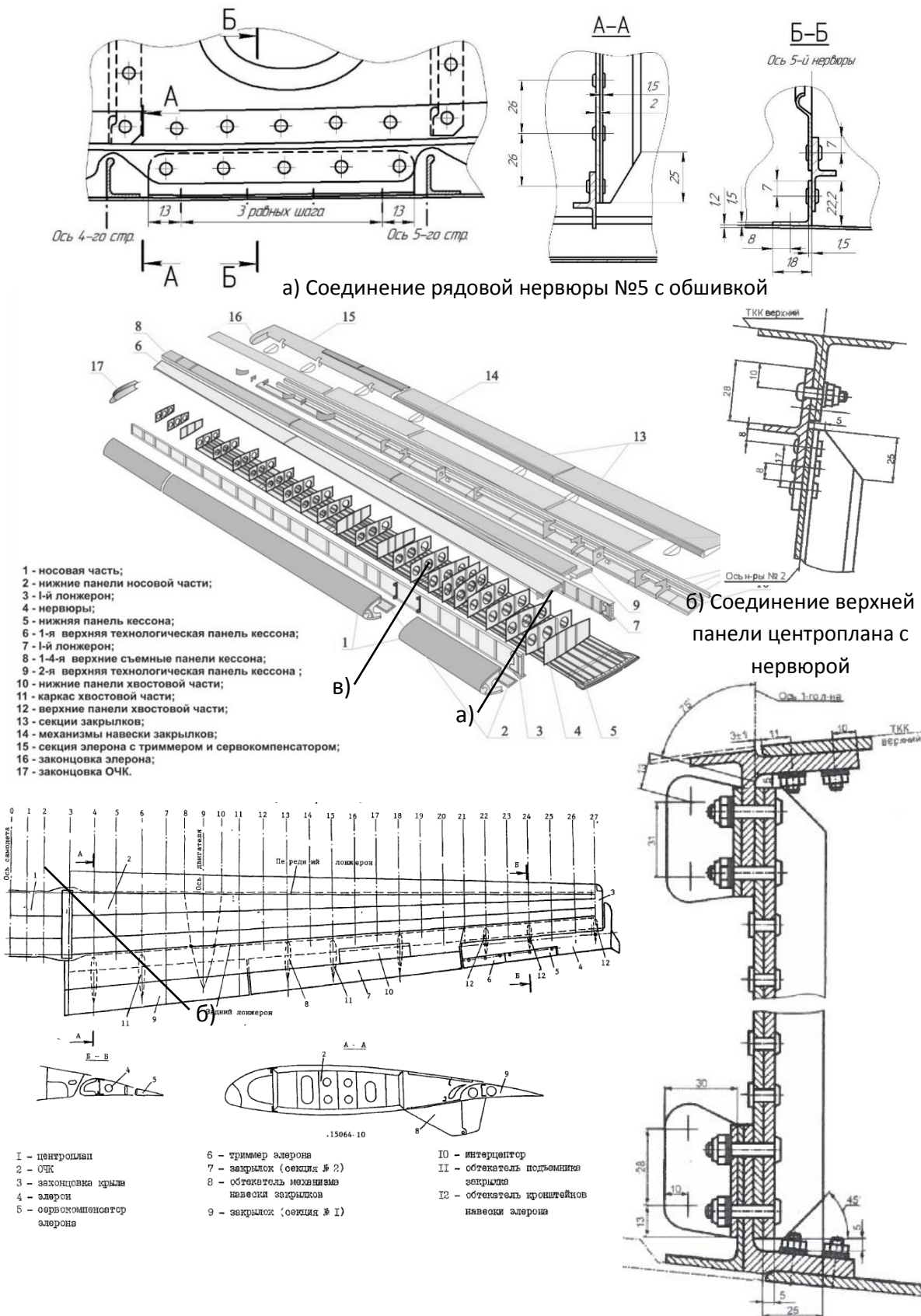


Рис. 1. Конструктивно-силовая схема крыла самолета Ан-140

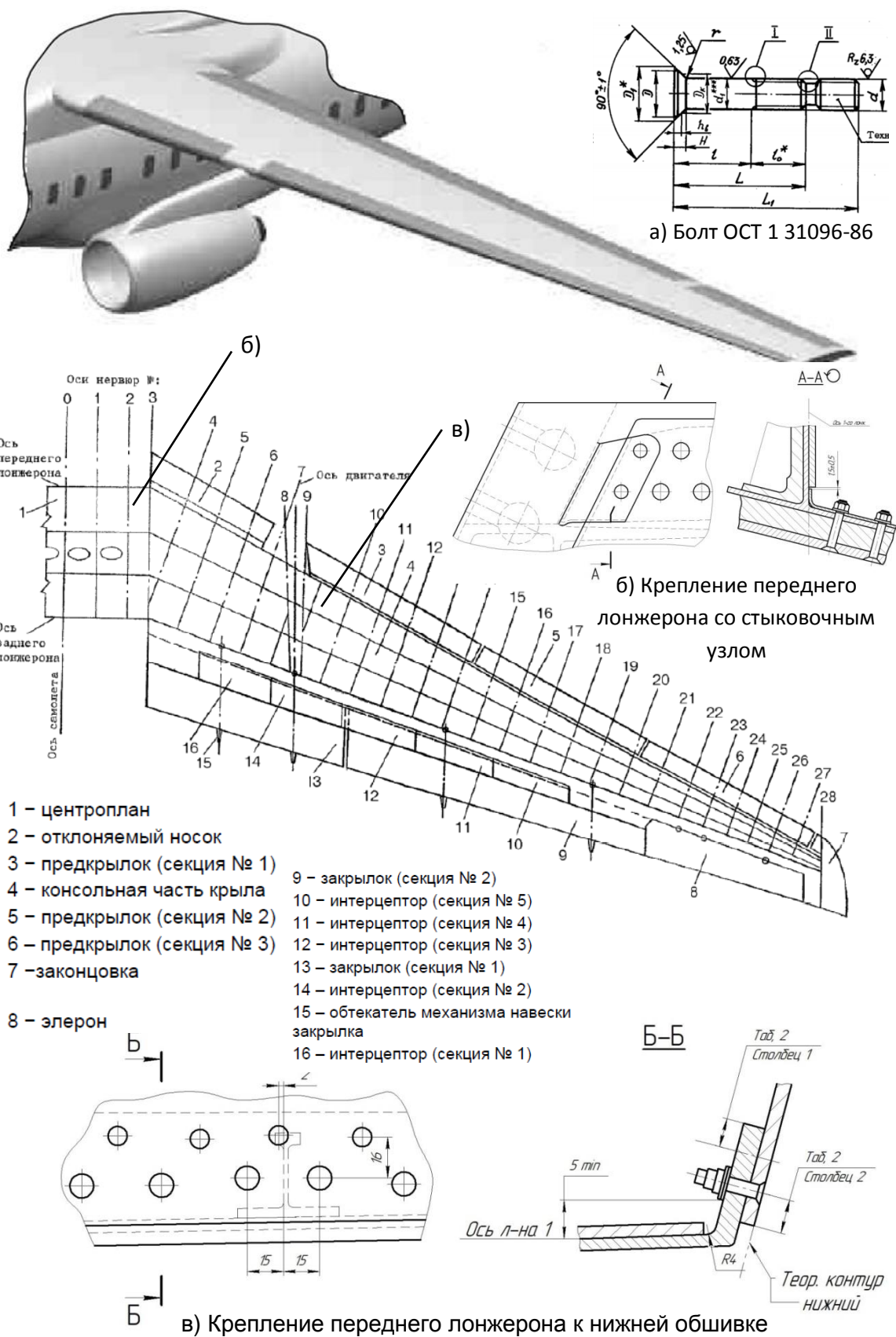


Рис. 2. Мастер-геометрия и схема крыла самолета Ан-148

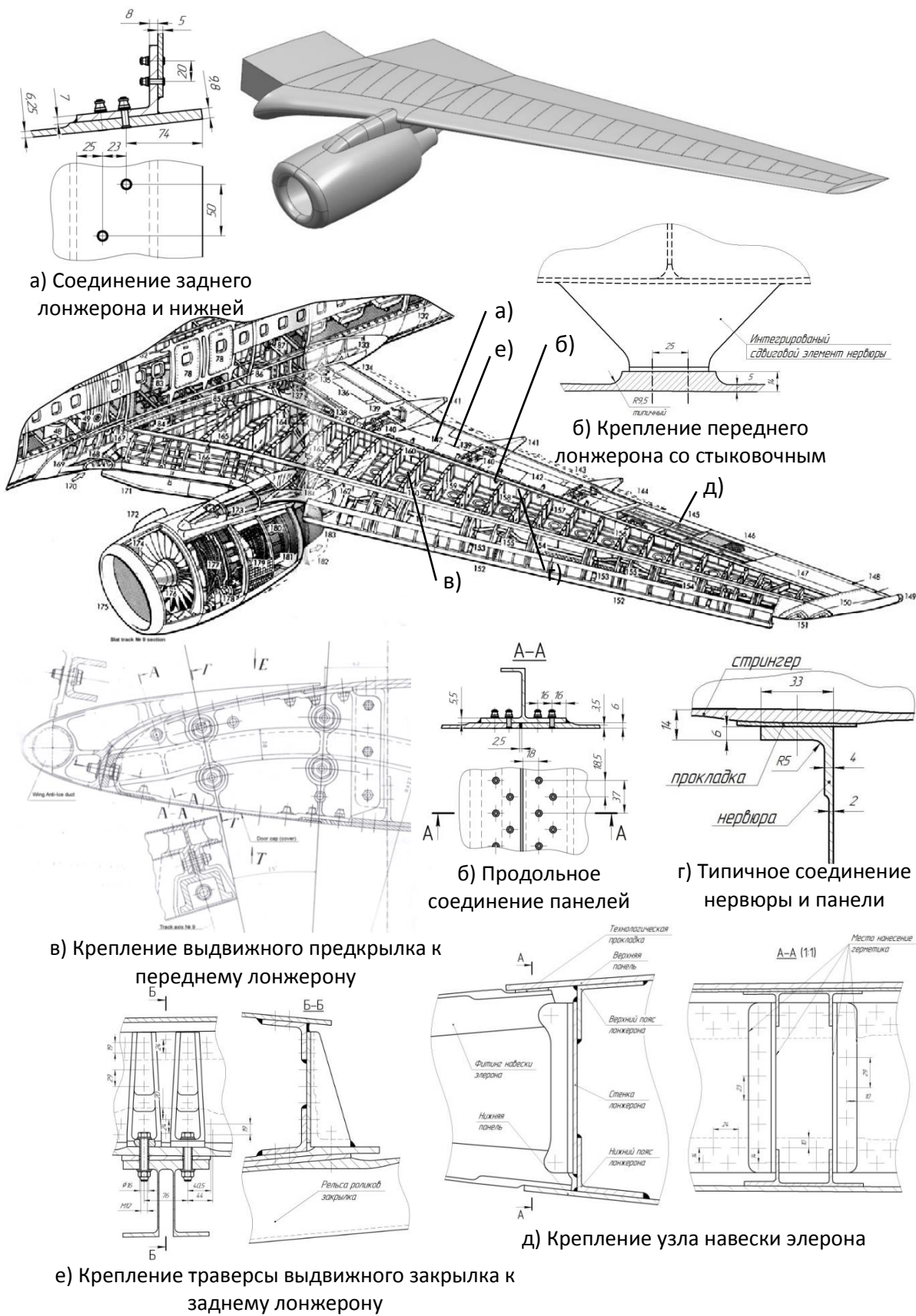


Рис. 3. Мастер-геометрия и конструктивно силовая схема крыла Boeing 737

Ресурс конструкции крыла определяется главным образом выносливостью регулярных зон [0], которые на современном крыле определяют продольные соединения (крепление панелей к лонжеронам, крепление панелей или листов обшивки между собой, соединение стрингера к обшивке) и поперечные (поперечное соединение панелей, соединение панели и нервюры).

Без специальных мероприятий, снижающих концентрацию напряжений и деформацию отверстия, заданный ресурс может быть достигнут только путем снижения напряжений, что приводит к увеличению массы планера самолета.

Одним из ограничений при достижении заданного ресурса являются силовые соединения крыла [0], без которых современное крыло, не может быть произведено. Одним из путей уменьшения критических усталостных зон крыла (продольных соединений) - это изготовление монолитных панелей, что в свою очередь не только снизило бы вес конструкции, но и сократило бы время сборки крыла (по сравнению с металлическими конструкциями). Но такой подход снижает способность конструкции крыла сопротивляться росту усталостных трещин.

На крыло в полете действуют силы, вызывающие ВСФ (внутренние силовые факторы) такие как изгибающий момент, поперечную силу и крутящий момент. Восприятие этих внутренних силовых факторов осуществляется конструктивными элементами такие как пояса лонжеронов, стенки, обшивка, стрингера, нервюры. Все элементы соединены в единую конструкцию, для обеспечения прочности и жесткости крыла.

Обеспечение заданной усталостной долговечности этих соединений является важнейшим этапом проектирования, так как выбор оптимальных параметров приведет к экономически конкурентному самолету.

Крутящий момент в сечении крыла вызван не только от разности точек приложения подъёмной силы и центра жесткости, но и от сосредоточенных силы за пределами кессонной части крыла: вес и тяга двигателя, силы от средств механизации.

Таким образом, силовые соединения крыла (как продольные, так и поперечные) нагружаются значительными касательными усилиями. Это приводит к работе соединения в сложно-напряженном состоянии.

В связи с разнообразностью подходов к расчетам усталостной долговечности элементов крыла различными КБ, необходимо изучить конструкцию крыла существующих современных самолетов.

Современное крыло самолета – стреловидной формы, большого удлинения. На рис. 1 и рис. 2 представлены конструктивно – силовые схемы крыльев ГП “Антонов”, и на рис. 3 фирмы “Boeing” [0, 0, 0, 0].

Крыло состоит из центроплана (прямоугольная форма в плане), и двух консольных частей (трапециевидной формы в плане). “Boeing” преимущественно производит самолеты с низко расположенным крылом (низкоплан), а ГП “Антонов” – с высоко расположенным крылом (высокоплан). От выбора схемы навески крыла зависит соединение крыла к фюзеляжу и передача нагрузки с крыла на фюзеляж. На рис. 4 показана типичная компоновка соединения крыла высокоплана с фюзеляжем.

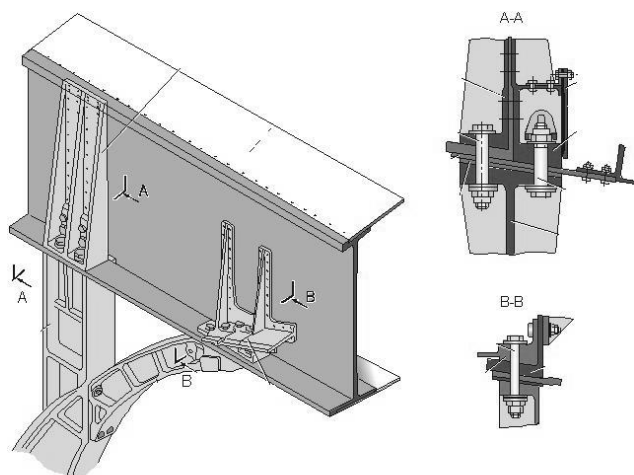


Рис. 4. Соединение центроплана с фюзеляжем высокоплана

Тип конструктивно силовой схемы крыла фирмы “Boeing” – кессонная. Кессон образован двумя лонжеронами, панелями со стрингерами, и нервюрами (фрезерованные (рис. 7) или сборные). В носовой и хвостовой частях расположена механизация крыла, что значительно улучшают взлетно-посадочные характеристики и манёвренные свойства самолета. На крыле самолета “Boeing” в кормовой части консоли расположены внутренние (нервюры №1 – №7, рис. 3) и внешние выдвижные двухцелевые закрылки, элероны а также шесть секций интерцепторов.

Для навески механизации, на переднем и заднем лонжеронах имеются узлы навески, которые передают усилия, возникающие от средств механизации в процессе маневрирования или взлета/посадки, на кессонную часть крыла. Точки крепления показаны на рис. 5.

Нагрузка с закрылка передаётся через траверсу на цельно фрезерованные стыковочные фитинги заднего лонжерона (рис. 3, е), и в районе середины силовой нервюры. В носовой части расположены отклоняемые щитки (нервюры №1- №6, рис. 5) и четыре секции предкрылков. Крепление выдвижного предкрылка показана на рис. 3, в. Поворотный элерон крепится через сборные фитинги к лонжерону и панелям (рис. 3, д).

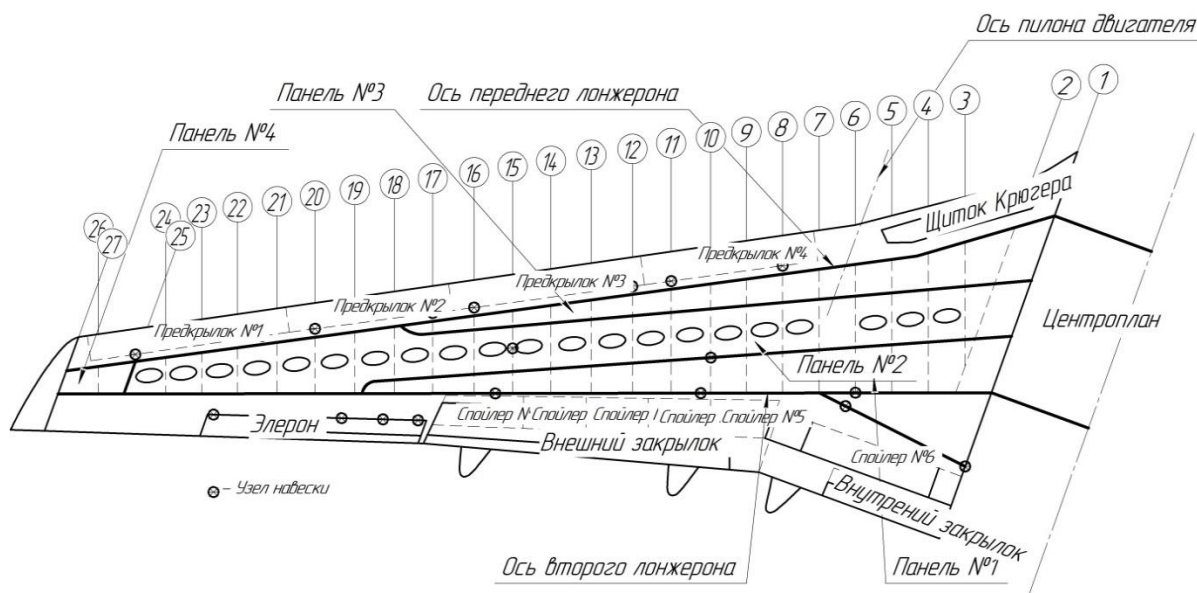


Рис. 5. Конструктивно – силовая схема крыла фирмы “Boeing”

На самолете отечественного производства (Ан -140) в хвостовой части крыла расположены двухщелевые поворотные закрылки и элерон с роговой компенсацией (рис. 1). Навеска поворотного элерона осуществляется через цельно фрезерованный стыковочный узел, типичное сечение по стыковочному узлу элерона показана на рис. 6.

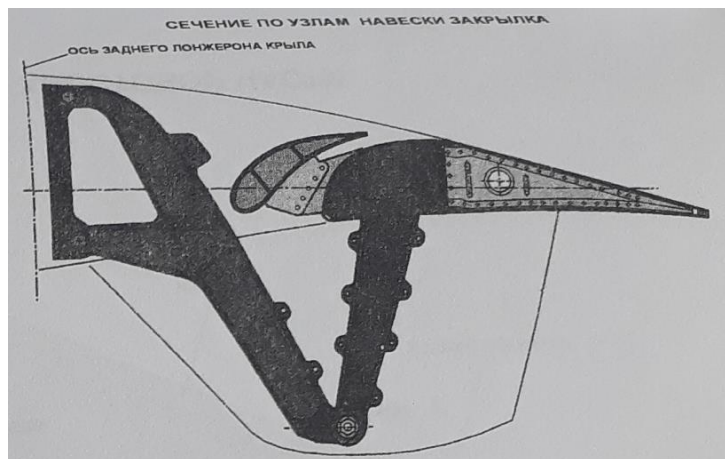


Рис. 6. Типичное сечение навески закрылка крыла Ан-140

На самолете Ан-148 в носовой части расположен отклоняемый носок (нервюры №3 - №7, рис. 2) и три секции предкрылков. В хвостовой части – двухщелевые выдвижные закрылки, как и на самолете Ан-140, элерон и пять секций отклоняемых интерцепторов.

Силовая схема крыла “Boeing” в плане показана на рис. 5. Верхняя поверхность крыла состоит из двух сборных панелей. Панель выполнена из алюминиевого сплава 7000 серии (как правило 7178-T6). Нижняя поверхность имеет четыре панели, так же сборной конструкции, состоящей из обшивки и стрингеров. Нижние панели выполнены из алюминиевого сплава 2000 серии (как правило, 2024-T3, 2324-T3). На панели №2 имеются эксплуатационные люки – лазы. Типовые стрингеры №1 - №4, №7 и №10-№14. Панели соединяются по стрингерам №5 и №9 (рис. 3, б). Все стрингеры выполнены из алюминиевого сплава 2000 серии (как правило, 2224-T3), процесс изготовления – прессование.

Панель №1 – панель по заднему лонжерону. Соединяется по стрингеру №5 с панелью №2. Панель №2 – средняя панель крыла, в которой выполнены люки-лазы. Панель №2 начинается от бортовой нервюры и до нервюры №25 по которой стыкуется с панелью №4 (сотовый наполнитель). Панель №3 – панель по переднему лонжерону. Типичное соединение лонжерона и панели показано на рис. 3, а. По стрингеру №3 стыкуется с панелью №2.

Нервюры – цельнофрезерованные из плиты алюминиевого сплава 7000 серии. Поверхности нервюр подвергают дробеструйному упрочнению. Крепление нервюры производится с помощью болтов к лонжеронам через стойки и к обшивки (рис. 7 и рис. 8).

Нервюры крепятся к стрингерам через, компенсирующие зазоры прокладки (рис. 3, г). Силовые нервюры крепятся к обшивке через интегрированные сдвиговые элементы, непосредственно к панели крыла (рис. 3, б). Лонжероны - сборной конструкции (рис. 8). Состоят из верного

пояса, нижнего пояса, стенки, подкрепляющих стоек и стоек для крепления нервюр.

Верхние и нижние пояса лонжеронов изготовлены из прессованного уголка. Материал верхних поясов 2224-T3, нижних 7150-T6. Стенка изготовлена из фрезерованной плиты изменяемой толщины по размаху консоли. Материал стенки – 2000 алюминиевая серия.

В данных соединениях используется двухрядное соединение, расположенное в шахматном порядке. Тип крепежного элемента (болт, заклепки), диаметр варьируется по размаху крыла. В таблице 1 приведены основные параметры этих соединений.

Соединение панели крыла со стрингерами осуществляется заклепками и неразъемными болтами.

Таблица 1

Расстояние между крепежами в зависимости от диаметра

Тип крепежа	Диаметр, дюйм (мм)	Расстояние между крепежами, мм
Hi-lok/Lockbolt	5/16 (7,9)	от 38 до 48
	1/4 (6,35)	от 31 до 38
Заклёпка	3/16 (4,76)	от 23 до 24
	1/4 (6,35)	от 28 до 31,5
	5/16 (7,9)	от 35 до 39
	3/8 (9,5)	от 44 до 47

Все крепежные элементы с потайной головкой, за исключением мест, где выступающая головка крепежа не находится в аэродинамическом потоке. Для увеличения усталостной жизни соединения где установлены Hi-lok/Lockbolt, отверстия подвергают дорнованию (радиальное упрочнение отверстий). То есть, вносятся остаточные сжимающие напряжения на стенки отверстий. Величина деформации стенок может составлять до 5% диаметра отверстия (эквивалентно натягу до 5%). Допуск отверстий подверженных дорнованию: 0 – 0,0735 мм [0]. Так же, в сильно нагруженных местах где установлены заклепки, применяют процесс дорнования.

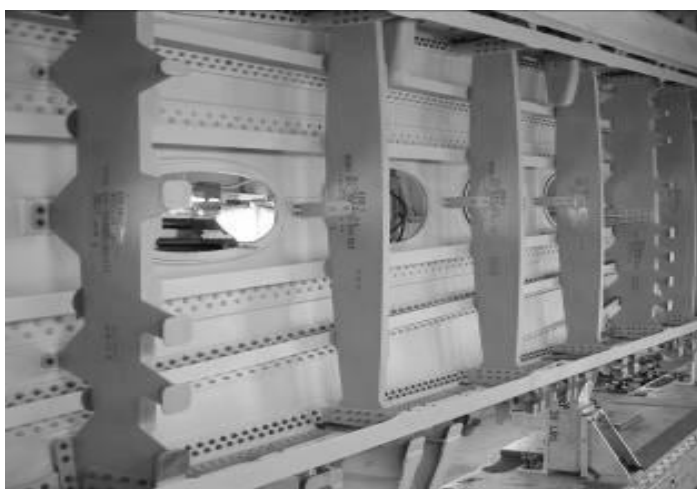


Рис. 7. Силовой набор консоли крыла самолета Boeing

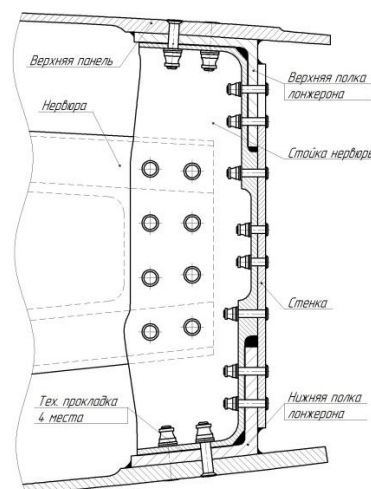


Рис. 8. Крепление рядовой нервюры к заднему лонжерону



Продольный силовой набор крыла самолета Ан -148 состоит из переднего и заднего лонжеронов, верхних и нижних панелей; поперечный силовой набор - из набора нервюр. Верхняя панель состоит из набора трех сборных панелей, состоящих из обшивки и стрингеров. Нижние панели №1 и №3 (рис. 2) – сборной конструкции, состоят из обшивки и стрингеров.

Панели к полкам лонжерона крепятся посредством титановых болтов с потайной головкой. Расстояние от крепежей к краю элементов (полки лонжерона и обшивки) зависит от диаметра крепежа и представлены в таблице 2.

Крепежные элементы – болты ОСТ 1 31096-86 (рис. 2, а) с уменьшенной потайной головкой 90° с технологическим хвостовиком из титанового сплава (BT16) для соединений с натягом. Они расположены в шахматном порядке. В кессонах ОЧК, между нервюрами № 3-25 размещается весь запас топлива, поэтому стыки ОЧК в кессонах выполнены герметично.

Центроплан и отъемные части крыла соединены между собой фланцевыми стыками (на рис. 2, б показано соединение лонжерона с фланцевым стыком).

Как на переднем так, и на заднем лонжеронах крепятся кронштейны для установки механизации.

Таблица 2

Расстояние от края детали до крепежного элемента  
в соединении лонжерона с обшивкой самолета Ан-148

Тип крепежа	Диаметр крепежного элемента, мм	Столбец 1, мм	Столбец 2, мм
Заклёпка	3,5	7	9
Болт/Заклёпка	4	8	10
	5	10	12
	6	-	14

КСС крыла самолета Ан-140 показана на рис. 1. Нервюры сборной конструкции. Пояса выполнены Т-образной прессованного профиля, с фрезерованными проемами под стрингера. На нижней поверхности крыла имеются эксплуатационные и технологические люки для обслуживания систем и агрегатов крыла. На рис. 1, а показано типичное соединение нервюры и нижней панели крыла. В местах использования болтов, посадка отверстий Н7. Установка осуществляется по РТМ1.41941-89 на сыром грунте ЭП-0215. Покрытие головок болтов, гаек выступающих резьбовых частей ЭМ-140473, ОСТ1 90055-85. Заклёпок – ЭП-0215 470, ОСТ1 90055-85.

Панель №2 – монолитной конструкции с люками – лазами. Консольные части крыла стыкуются с центропланом по нервюре №3 (левой и правой). Стык – фланцевый, по верхней поверхности закрыт щелевыми лентами, по нижней – зализом фюзеляжа с крылом.

Материал применимый в конструкции крыл ГП “Антонов” для растянутой зоны 1163Т, а для сжатой – В96Ц-3. Для поясов и стенок лонжеронов используется сплав 1163Т, стойка лонжерона – из стандартных профилей

(сплав 1163Т). Пояса рядовых нервюр изготовлены из стандартных профилей (сплав 1163Т), стенки нервюр – из листа 1163АТ. Кронштейны навески элерона, предкрылков и закрылков выполнены из материала 1933ТЗ [0].

### **Выводы**

Усталостная долговечность крыла зависит от долговечности силовых соединений крыла. На данный момент, большее количество работы было проделано по исследованию ресурса продольных силовых соединений крыла [0, 0]. В большинстве случаев сводилось до одноосного нагруженные элементов, усталость которых сравнивалась с усталостной долговечностью пластины с отверстием.

В поперечном сечении крыла действуют значительные касательные напряжения (от крутящего момента, от перерезывающей силы). Значительный вклад в крутящий момент вносят сосредоточенные силы на расстоянии (такие как вес и тяга двигателя, силы от средств механизации).

Проанализировано конструктивно силовые схемы крыльев, расположение и выполнение сочленений силовой части крыла со средствами улучшающими взлетно-посадочных характеристик (таких как элероны, закрылки, предкрылки и интерцепторы). Рассмотрены виды, диаметры и материалы крепёжных элементов которые варьируются по размаху консоли. Акцентировалось внимание на таких важных показателях, как краевое расстояние, расстояние между крепежами, материалы элементов конструкции крыла и крепёжных элементов.

Явление усталости при сложно напряжённом состоянии в настоящее время является областью научного исследования.

Целью работы является сбор данных для разработки конструктивно-технологических методов обеспечения ресурса крыла самолета в зонах поперечных соединений крыла (соединение нервюр с панелью, соединение нервюры с лонжероном, поперечные соединения панелей).

Для достижения поставленной цели необходимо решить следующие задачи:

1. научно обосновать конструктивно-технологические методы обеспечения ресурса крыла в зонах поперечных соединений крыла;
2. исследовать влияние методов локального пластического деформирования на характеристики напряженно-деформированного состояния (НДС) элементов конструкции крыла работающих в сложно-напряженном состоянии зон поперечного соединения;
3. провести экспериментальные исследования влияния параметров соединения на характеристики усталостной долговечности конструктивных элементов крыла в зонах поперечного соединения;
4. разработать методику определения усталостной долговечности поперечных соединений крыла.

### **Список литературы**

1. Научные основы конструктивно-технологических методов обеспечения ресурса авиационной техники: [монография] / В. А. Богуслаев, А. Г. Гребеников, Н. И. Москаленко [и др.]. – Харьков: ХАИ, 2017. – 292 с.

2. Гребеников А. Г. Анализ методов обеспечения усталостной долговечности продольных соединений силовых элементов крыла: А. Г. Гребеников, Д. Ю. Жиряков // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «Харьк. авиац. ин-т». – Вып. 80. – Х., 2018. – С. 139 – 149.
3. Руководство по технической эксплуатации Ан-140, раздел 057- Крыло.
4. Руководство по технической эксплуатации Ан-148, раздел 057- Крыло.
5. Michael Chun-Yung Niu – Airframe Structural Design, - Hong Kong, 1997. – Chapter 1 - 812 p.
6. Michael Chun-Yung Niu – Airframe Stress Analysis And Sizing, - Hong Kong, 1997. – Chapter 3 - 812 p.
7. Пширков В. Ф. Технология выполнения высокоресурсных соединений / В. Ф. Пширков. – М.: Отраслевая библиотека «Технический прогресс и повышение квалификации», 1980. – 170 с.
8. Конструктивные материалы в самолетостроении // А. Г. Моляр, А. А. Коцюба, А. С. Бычков, О. Ю. Нечипоренко – К.:КВИЦ,2015. – 400с.: илл. 63, табл. 749,библиогр. 194.
9. Ресурс и долговечность авиационной техники: учеб. пособ. / С. Р. Игнатович, М. В. Карускевич, Т. П. Маслак, С. С. Юцкевич. – К.: НАУ, 2015. – 164 с.
10. Современные технологии агрегатно-сборочного производства самолётов / А. И. Пекарш, Ю. М. Тарасов, Г. А. Кривов и др. – М.: Аграф-пресс, 2006. – 304 с.

### References

1. Boguslaev, V. A., Grebenikov, A. G., Moskalenko, N. I. Nauchnye osnovy konstruktivno-tehnologicheskikh metodov obespechenija resursa aviacionnoj tehniky: [monografija]. Kharkov, Zhukovsky National Aerospace University, Kharkiv Aviation Institute. Publ., 2017. 292 p.
2. Grebenikov, A. G., Zhyriakov, D.Yu. Analiz metodov obespechenija ustalostnoj dolgovechnosti prodol'nyh soedinenij silovyh elementov kryla. Kharkov, Zhukovsky National Aerospace University, Kharkiv Aviation Institute. Publ., 2018. 139 – 149 p.
3. Rukovodstvo po tehniczeskoj ekspluatatsii An-140, razdel 057 – Krylo.
4. Rukovodstvo po tehniczeskoj ekspluatatsii An-148, razdel 057 – Krylo.
5. Michael Chun-Yung Niu, Airframe Structural Design. Hong Kong, 1997. – 812 p.
6. Michael Chun-Yung Niu, Airframe Stress Analysis And Sizing. Hong Kong, 1997. 812 p.
7. Pshirkov, V. F. Tehnologija vypolnenija vysokoresursnyh soedinenij. Moscow, 1980. – 170 p.
8. Moljar, A. G., Kocjuba, A. A., Bychkov, A. S., Nechiporenko, O. Ju. Konstruktivnye materialy v samoletostroenii. Kiev, 2015. – 400 p.
9. Ignatovich, S. R., Karuskevich, M. V., Maslak, T. P., Juckevich, S. S Resurs i dolgovechnost' aviacionnoj tehniky. Kiev, National Aerospace University, 2015. – 164 p.
10. Pekarsh, A. I., Tarasov, Ju. M., Krivov, G. A. Sovremennye tehnologii agregatno-sborochnogo proizvodstva samoljotov. Moscow, 2006. – 304 p.

Поступила в редакцию 12.12.2019, рассмотрена на редколлегии 13.12.2019

## **Аналіз конструктивних особливостей з'єднань силових елементів крила літаків транспортної категорії**

Забезпечення втомної довговічності конструкції літаків є вимогою до безпеки польоту, і до економічно вигідного повітряного судна. Літак з великим ресурсом можуть виконати більше кількість рейсів, зменшити витрати на регламентні роботи і підвищити прибуток авіакомпанії. Тенденції ринку авіаційної промисловості показують зацікавленість авіакомпаній в високоресурсній авіаційній техніці. Силові елементи крила з'єднуються між собою кріпильними елементами. Ресурс конструкції крила визначається, витривалістю регулярних зон. До регулярних зон відносяться поздовжні, поперечні з'єднання. Ресурс нерегулярних зон крила повинен бути не менше ресурсу регулярної зони. У статті надано аналіз конструктивних особливостей з'єднань силових елементів крила літаків ближньо і середньо магістральних рейсів, ДП "АНТОНОВ" і фірми "Boeing", які досягли високого рівня в цій галузі дослідження. Проаналізовано конструктивно силові схеми крил, розташування і виконання зчленувань силової частини крила із засобами збільшення злітно-посадочних характеристик (таких як елерони, закрилки, предкрилки і інтерцептори). Розглянуто види, діаметри і матеріали кріпильних елементів які варіюються по розмаху консолі. Акцентувалася увага на таких важливих показниках, як крайова відстань, відстань між кріпленнями, матеріали елементів конструкції крила і кріпильних елементів. Крило виконується збірної конструкції, для забезпечення вимог безпеки при допустимому руйнуванні конструкції. У свою чергу це призводить до збільшення застосування кріпильних елементів. На втомну довговічність впливає не тільки матеріали, параметри кріпильних елементів, номінальні напруги, але і ступінь передачі навантаження між деталями. Було проаналізовано конструктивне виконання поздовжніх і поперечних з'єднань силових елементів, для подальшого вивчення ступеня передачі навантаження в складно - напруженому стані. Матеріали статті дають можливість подальшого глибокого дослідження за загальним і місцевим напружено-деформованому стану крила.

**Ключові слова:** втомна довговічність; номінальна відстань; крайова відстань; поздовжні стики крила; двох щільовий закрилок; люки-лази; від'ємна частин крила (ВЧК); потайна шляпка, дорновання.

## **Review of Design Features of Structural Member Joints of Modern Aircraft Wing**

Ensuring the fatigue life of the aircraft structure is a requirement for flight safety, and for a cost-effective aircraft. A plane with a long lifetime can perform more flights, reduce routine maintenance costs and increase airline profits. Market trends in the aviation industry show the interest of airlines in long life aircraft. Structural elements of the wing are joined by fasteners. The wing structure fatigue is determined by the endurance of regular zones. Regular zones include longitudinal, transverse joints. The fatigue life of the wing irregular zones should be no less than the fatigue life of the regular zone. The article provides an analysis of the design

features of the wing structural element joints performing short and medium flights, ANTONOV and Boeing, which have reached a high level in this field of research. Structural schemes of the wings, location and execution of the joints of the wing structural parts using facilities that improve take-off and landing characteristics (such as ailerons, flaps, slats and spoilers) are analyzed. The types, diameters and materials of fasteners that vary within the wing limits are considered. Attention was focused on such important indicators as the edge tolerance, distance between the fasteners (spacing), wing and fastener construction materials. The wing is made of a prefabricated structure, to ensure safety requirements for permissible destruction. In turn, this leads to an increase in the amount of fasteners. Since fatigue life is affected not only by the kinds of materials, parameters of fasteners, rated stresses, but also the degree of load transferring between parts. The constructive execution of the longitudinal and transverse connections of the load-bearing elements was analyzed to further study the degree of load transfer in a difficult - stressed state. The materials of the article provide an opportunity for further in-depth research on the general and local stress-strain state of the wing.

**Key words:** fatigue life; nominal distance; end margin; longitudinal joint of wing; double - slot flap; access hatch; outboard wing; flush, cold working.

#### **Сведения об авторах:**

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

#### **About the Author:**

**Dmytro Zhyriakov** – post-graduate student 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](mailto:d.zhyriakov@khai.edu), ORCID 0000-0002-7720-8219.