

АНАЛИЗ ПОВРЕЖДАЕМОСТИ ШПАНГОУТА ВЕРТОЛЕТА ПРИ ЭКСПЛУАТАЦИИ

Л. А. ЛАТЫПОВА¹, А. В. ЗЫРЯНОВ²

¹liysiyann@list.ru, ²aleksfox@inbox.ru

ФГБОУ ВО «Уфимский государственный авиационный технический университет» (УГАТУ)

Поступила в редакцию 19.01.2017

Аннотация. В процессе эксплуатации ЛА выявляются случаи обнаружения трещин в силовых шпангоутах и других элементах конструкций, имеющих достаточный запас ресурса. Это требует проведения дополнительного анализа повреждаемости силовых элементов, с учетом эксплуатационных факторов. Рассмотрена методика оценки повреждаемости и выполнен расчет повреждаемости силового шпангоута, расположенного в зоне опор крепления подредукторной рамы вертолета Ми-8, с учетом режима полета вертолета.

Ключевые слова: повреждаемость авиационных конструкций; шпангоут вертолета; вертолет Ми-8.

ВВЕДЕНИЕ

Данная статья является продолжением работы [1], в которой рассматривался анализ сохранения целостности конструкции фюзеляжа при эксплуатации. В данной статье обращается внимание на повреждаемость поперечного силового набора фюзеляжа вертолета – шпангоута, а также на его долговечность.

Фюзеляж является одним из каркасных элементов, составляющих силовую основу вертолета, он служит для размещения экипажа, пассажиров, грузов, оборудования, топлива и т. д. К нему крепятся агрегаты вертолета: несущий винт, шасси, подредукторная рама, узлы крепления двигателя, рулевой винт, крыло, оперение и т. д. Фюзеляж должен обеспечивать возможность максимального использования его внутренних объемов, создание необходимых условий для работы экипажа и комфорта пассажиров, удобство погрузки и разгрузки, наличие люков для обеспечения доступа к различным агрегатам и системам вертолета, а также аварийных выходов для пассажиров и экипажа.

На фюзеляж в различных условиях могут действовать следующие нагрузки:

– силы, передающиеся на фюзеляж от прикрепленных к нему частей летательного аппарата (оперения, двигательных установок, шасси);

– массовые силы грузов и агрегатов, расположенных внутри фюзеляжа, а также массовые силы собственной конструкции;

– реакции земли или воды в аварийной ситуации, приложенные непосредственно к фюзеляжу;

– аэродинамические силы (разрежение или давление), распределенные по поверхности фюзеляжа.

Остановим свое внимание на поперечном силовом наборе фюзеляжа – шпангоутах. Шпангоуты разделяются на нормальные и усиленные.

Нормальные шпангоуты сохраняют форму фюзеляжа и, являясь опорами стрингеров и обшивки, повышают их критические напряжения.

Шпангоуты нагружаются следующими видами нагрузок, действующих в их плоскости:

– радиальными силами при изгибе фюзеляжа; искривленные при изгибе продольные элементы растянутой и сжатой зон, стремясь сблизиться, сжимают шпангоуты в направлении, нормальном к нейтральной плоскости балки;

– нагрузками от натяжения обшивки после потери ею устойчивости при сдвиге.

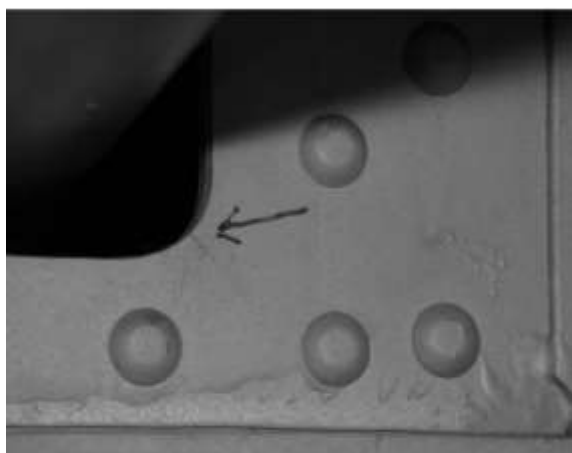
Все эти нагрузки передаются на шпангоуты обшивкой и стрингерами. Воздушные нагрузки играют в нагружении шпангоутов малую роль.

Усиленные шпангоуты наряду с выполнением функций нормальных шпангоутов служат для передачи на конструкцию фюзеляжа сосре-

доточенных сил, действующих от агрегатов и грузов, а также для перераспределения усилий у границ больших вырезов в обшивке.

РАСЧЕТ ПОВРЕЖДАЕМОСТИ СИЛОВОГО ШПАНГОУТА

Проанализировав статистику обнаружения трещин на вертолете Ми-26Т, установлено, что наиболее часто встречающимися усталостными трещинами шпангоутов вертолета Ми-26Т являются трещины шпангоутов № 7 и 8 ЦЧФ (рис. 1).



а



б

Рис. 1. Трещины шпангоутов ЦЧФ в окнах вырезов под проводку управления:

а – шпангоут № 7;

б – штампованная накладка шпангоута № 7

Шпангоуты № 7 и 8 являются силовыми и располагаются в зоне опор крепления двигателей. Указанные трещины являются массовыми и были обнаружены приблизительно на 50 % летающего парка.

В настоящий момент разработана надежная технология ремонта указанных трещин – уста-

новка цельной усиливающей ремонтной накладки на оба выреза (рис. 2).



Рис. 2. Усиливающая ремонтная накладка на шпангоуте № 7 ЦЧФ

После установки ремонтной накладки дальнейшего развития трещин в шпангоутах не отмечалось.

На 20 % парка обнаружены трещины внутреннего окантовочного профиля шпангоута № 15. Шпангоут № 15 является силовым, на нем располагаются узлы крепления механизмов внешней подвески и основных опор шасси. Дефект устраняется путем установки ремонтной накладки усиливающими эксплуатирующей организации (рис. 3).

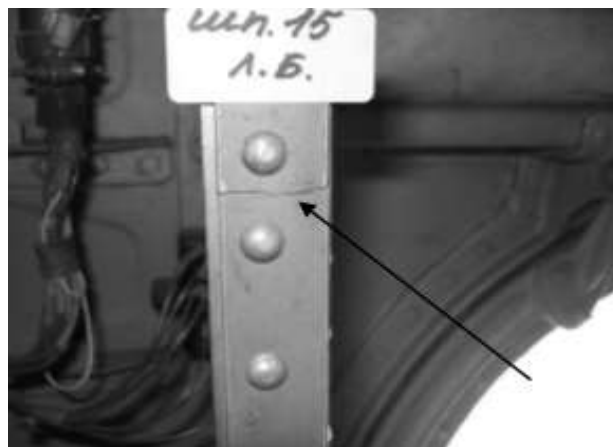


Рис. 3. Трещина внутреннего окантовочного профиля шпангоута № 15 с установленной ремонтной накладкой

Случаев развития трещин после установки накладки также не отмечалось [2].

Учитывая аналогичность конструкций фюзеляжей вертолета Ми-26 и Ми-8 производится расчет повреждаемости шпангоута № 7 вертолета Ми-8, к которому крепится подредукторная рама.

В случае силовых шпангоутов № 7 и № 10, на которые приходятся узлы крепления подредукторной рамы, нагрузка, действующая на шпангоут, в рассматриваемом случае в процессе взлета вертолета, представляет собой две вертикальные силы, расположенные под 45° к горизонтальной оси шпангоута (рис. 4).

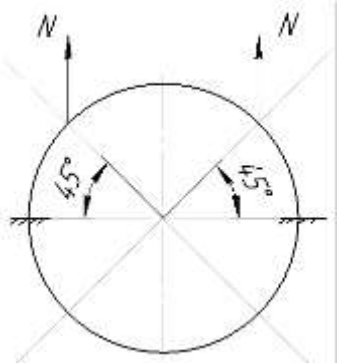


Рис. 4. Схема нагружения силового шпангоута № 7 (№ 10)

С помощью программы ANSYS строим эпюры изгибающего момента, поперечной и перерезывающей сил (рис. 5–7), при этом учитываем эксплуатационную перегрузку $n_y = 2$ и коэффициент безопасности $f = 1,5$. Усилие N в данном случае равно максимальной тяге НВ (взлетный режим вертолета), поделенной на четыре узла крепления подредукторной рамы, по два на каждом шпангоуте № 7 и № 10.

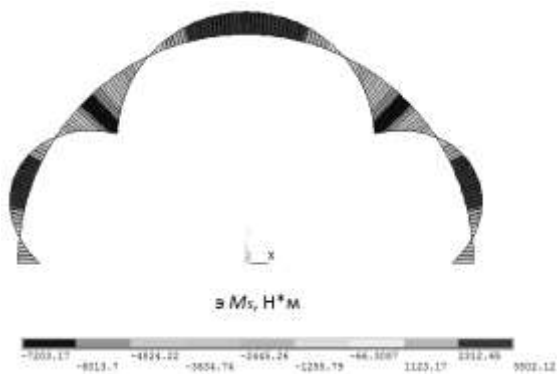


Рис. 5. Эпюра изгибающего момента M_s

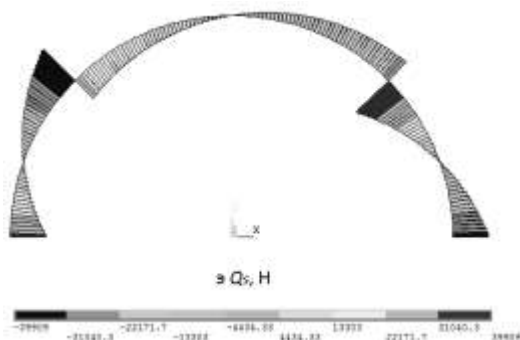


Рис. 6. Эпюра поперечной силы Q_s

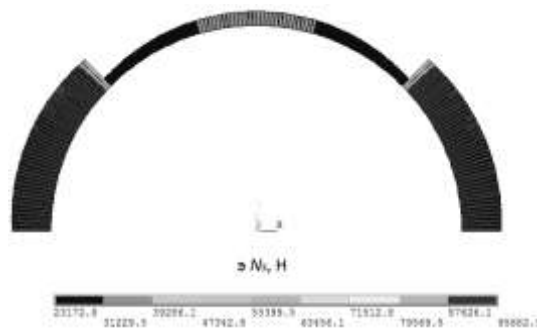


Рис. 7. Эпюра нормальной силы N_s

По эпюрам нагружения видно, что опасными сечениями являются сечения в районе крепления подредукторной рамы ($M_s \max, Q_s \max$).

Для определения циклической долговечности шпангоута, произведем расчет в ПК ANSYS.

Для этого зададим характеристики материала АК-6: модуль Юнга ($E = 72$ ГПа), коэффициент Пуассона ($\mu = 0,33$), плотность ($\rho = 2750$ кг/м³), предел текучести ($\sigma_T = 378$ МПа); усилие N (но уже без учета коэффициента безопасности и перегрузки), ограничение перемещений в области пола фюзеляжа (рис. 8, 9).

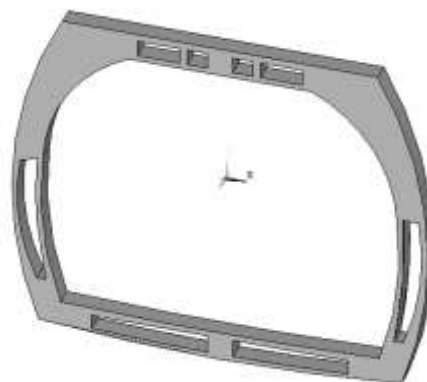


Рис. 8. Модель шпангоута в ПК ANSYS

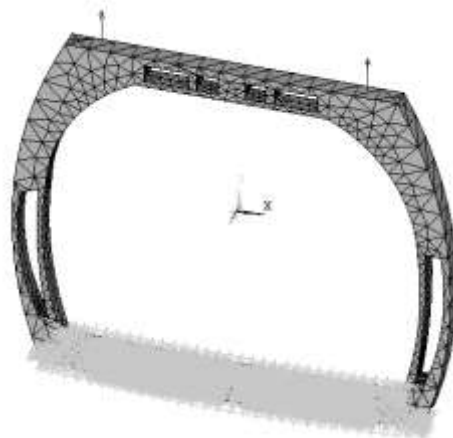


Рис. 9. Схема нагружения шпангоута

Производится расчет, определяются: максимальное напряжение, размах упругих деформаций (рис. 10, 11), далее производится оценка долговечности.

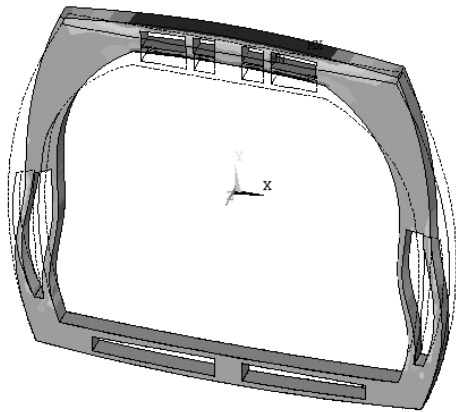


Рис. 10. Распределение размахов упругих деформаций $\Delta\varepsilon_i$

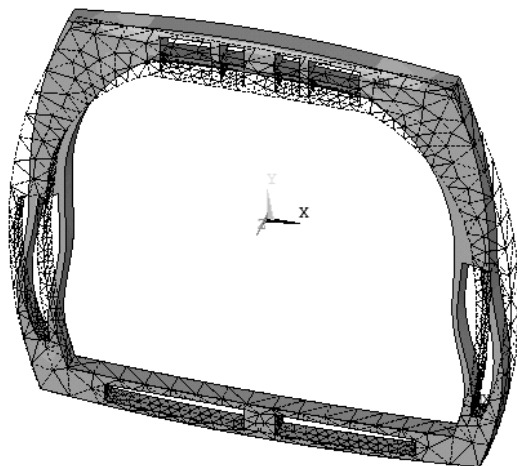


Рис. 11. Распределение напряжений σ_i

Для оценки долговечности на ранних стадиях проектирования нормами прочности допускается расчетная оценка долговечности по модифицированному уравнению Мэнсона:

$$\Delta\varepsilon_i = \left[\ln \frac{1}{1-\Psi} \right]^{0,6} N^{-0,6} + \frac{3,5[\sigma_{дл}-\sigma_{mi}]}{E} N^{-0,12},$$

где $\Delta\varepsilon_i$ – интенсивность размахов деформаций в опасной точке детали, приведенная к деформированному состоянию в гладких образцах, используемых для определения стандартных характеристик материала $\sigma_{дл}$, E , Ψ ; N – циклическая долговечность детали; σ_{mi} – интенсивность среднего напряжения цикла; E – модуль упругости; $\sigma_{дл}$ – предел длительной прочности; Ψ – коэффициент поперечного сужения материала.

$\sigma_{mi} = 178,17$ МПа, так как $\sigma_{mi} < [\sigma_T] = 378$ МПа пластических деформаций не наблюдается.

$$\Delta\varepsilon_i = \frac{\sqrt{2}}{3} \sqrt{\left((\Delta\varepsilon_{11} - \Delta\varepsilon_{22})^2 + (\Delta\varepsilon_{22} - \Delta\varepsilon_{33})^2 + (\Delta\varepsilon_{33} - \Delta\varepsilon_{11}) + 3/2 \left[(\Delta\varepsilon_{12})^2 + (\Delta\varepsilon_{23})^2 + (\Delta\varepsilon_{31})^2 \right] \right)}.$$

При решении с данным типом нагружения (взлетный режим вертолета) максимальному размаху деформаций соответствует конечный элемент NODE 2909:

$$\Delta\varepsilon_{11} = -0,20312 \cdot 10^{-3},$$

$$\Delta\varepsilon_{22} = 0,67622 \cdot 10^{-3},$$

$$\Delta\varepsilon_{33} = -0,18882 \cdot 10^{-3},$$

$$\Delta\varepsilon_{12} = -0,24686 \cdot 10^{-3},$$

$$\Delta\varepsilon_{23} = 0,65940 \cdot 10^{-4},$$

$$\Delta\varepsilon_{31} = -0,21398 \cdot 10^{-4}.$$

$\sigma_{mi} = 56,678$ МПа, так как $\sigma_{mi} < [\sigma_T] = 378$ МПа пластических деформаций не наблюдается.

Размах упругих деформаций $\Delta\varepsilon_i = 0,0006$; число циклов до разрушения, полученное при расчете по формуле Мэнсона, $N \approx 11 \cdot 10^{11}$.

Если предположить, что в шпангоуте обнаружили трещину шириной 1 мм, глубиной 0,3 мм и высотой 50 мм (рис. 12), и произвести расчет, получим следующие данные (рис. 13, 14): максимальному размаху деформаций соответствует конечный элемент NODE 30 (находящийся вблизи трещины):

$$\Delta\varepsilon_{11} = -0,14316 \cdot 10^{-2},$$

$$\Delta\varepsilon_{22} = 0,24449 \cdot 10^{-3},$$

$$\Delta\varepsilon_{33} = 0,18830 \cdot 10^{-3},$$

$$\Delta\varepsilon_{12} = -0,30578 \cdot 10^{-3},$$

$$\Delta\varepsilon_{23} = 0,22691 \cdot 10^{-3},$$

$$\Delta\varepsilon_{31} = 0,14176 \cdot 10^{-2}.$$

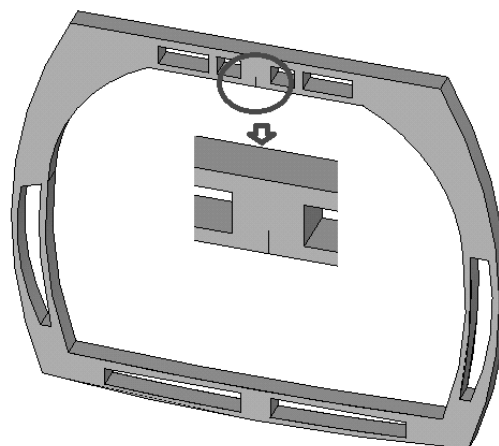


Рис. 12. Шпангоут с трещиной

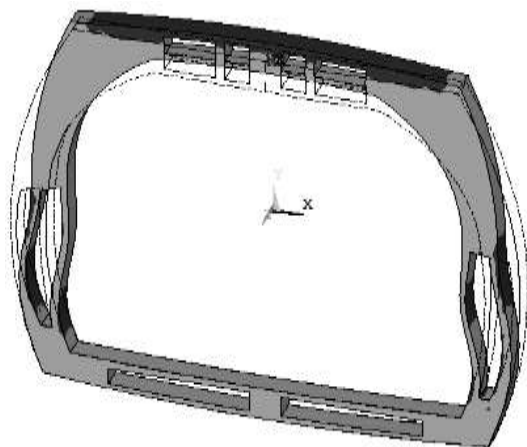


Рис. 13. Распределение размахов упругих деформаций $\Delta\varepsilon_i$

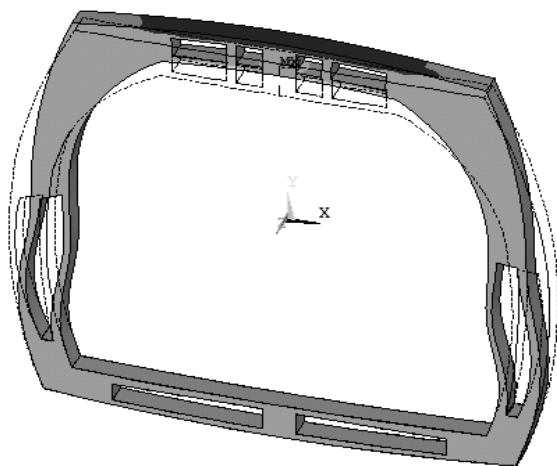


Рис. 14. Распределение напряжений σ_i

Размах упругих деформаций $\Delta\varepsilon_i = 0,001$; число циклов до разрушения $N \approx 3^{18}$. Следовательно, число циклов до разрушения с появлением трещины уменьшилось примерно в 2839 раз, с учетом того, что при расчете не учтены воздействия других факторов.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

На примере анализа работы шпангоута № 7 вертолета Ми-8 выполнена апробация методики расчета повреждаемости.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Латыпова Л. А., Зырянов А. В. Анализ сохранения целостности конструкции фюзеляжа при эксплуатации // Вестник УГАТУ. 2016. Т. 14, № 1. С. 107–112. [L. A. Latypova, A. V. Zyryanov, "Analysis maintaining the integrity of the fuselage structure during operation" (in Russian), in *Vestnik UGATU*, vol. 14, no., pp. 107-112, 2016]
2. Осипов Д. Н. Методика поддержания летной годности вертолетов Ми-26Т по условиям прочности конструкции. Дисс. ... канд. техн. наук. Москва 2014. 198 с.

[D. N. Osipov *Methods of maintaining flight shelf life of the Mi-26T in terms of strength of the structure*. Moscow 2014. 198 p.]

3. Чигарев А.В., Кравчук А.С., Смалюк А.Ф. Ansys для инженеров: справ. пособие. М: Машиностроение-1, 2004. 512 с. [A. V. Chigarev, A. S. Kravchuk, A. F. Smaluk. *Ansys for engineers. Guide, manual*. М: Mechanical Engineering-1, 2004. 512 p.]

4. Тычина К. А. Библиотека задач – сопротивление материалов [Электронный ресурс]. URL: [http://www.tychina.pro/библиотека-задач-1/](http://www.tychina.pro/) (дата обращения 14.11.2016) [K. A. Tychina *Task library – mechanics of materials* [Online]. Available: <http://www.tychina.pro/библиотека-задач-1/>]

ОБ АВТОРАХ

ЛАТЫПОВА Ляйсан Айратовна, студентка 4-го курса ФАДЭТ кафедры АД.

ЗЫРЯНОВ Алексей Викторович, доц. каф. авиац. двигателей, ст. научн. сотр. НИЛ САПР-Д, диплом инженера по технической эксплуатации летательных аппаратов и двигателей (УГАТУ, 2003). Канд. техн. наук по тепл., электроракетн. двигателям и энергоустановкам летательных аппаратов (УГАТУ, 2008). Иссл. в обл. проектирования авиационных ГТД, планирования эксперимента, иссл. в обл. процессов в компрессорах авиационных ГТД с использованием имитационного и 3D-CAD/CAE моделирования.

METADATA

Title: Analysis of damage of the bulkhead of the helicopter when operating

Authors: L. A. Latypova, A. V. Zyryanov

Affiliation: Ufa State Aviation Technical University (UGATU), Russia.

Language: Russian.

Source: Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa State Aviation Technical University), vol. 21, no. 1 (75), pp. 105-109, 2017. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

Abstract: In the process operation of the aircraft revealed the discovery of cracks in the power frames and other structural elements, having a sufficient supply of the resource. This requires further analysis of damage to the power elements, taking into account operational factors. The paper considers methods of assessment of damage and the calculation of damage to the power frame, located in the zone of the supports of the mounting podreduktornoy frame of the helicopter Mi-8, subject to flight mode of the helicopter.

Key words: Damage aircraft structures; the frame of the helicopter; ANSYS Mechanical APDL.

About authors:

LATYPOVA Lyaysan Airatovna, fourth-year student of the faculty of aircraft engines, energy and transport department of aircraft engines.

ZYRYANOV Alexey Viktorovich, Assoc. DEP. aviation. engines, senior research. et al. NEAL CAD-D, diploma engineer for technical exploitation of aircrafts and engines (USATU, 2003). Cand. tech. Sciences at th, electrorocket. engines and aircraft power plants. systems (UGATU, 2008). Research in the field of designing of aircraft GTE, planning of the experiment. DEP. aviation. engines of the Ufa state aviation technical University, diploma of engineer of aviation engines and power installations (USATU, 2008). Research in the field of processes in compressors of gas turbine engines with the use of simulation and 3D CAD/CAE modeling.