

doi: 10.32620/oikit.2022.96.03

УДК 629.735.45.025-027.3: 620.22-419

А. Г. Гребеников, И. В. Малков,
С. П. Светличный, И. Н. Москаленко*,
О. Ю. Кривых**

Метод подтверждения ресурсных характеристик металлической лопасти несущего винта вертолета по результатам испытаний

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

**АО «Мотор Сич»*

***Национальный университет «Запорожская политехника»*

Лопать несущего винта вертолета является базовым изделием, определяющим надежность и ресурс вертолета в целом. Задача прогнозирования и обеспечения заданного ресурса лопасти является актуальной проблемой, рассматриваемой на этапе ее проектирования. Проведен анализ конструкции, конструкционных материалов и конструктивно-технологических решений лопасти несущего винта (НВ) вертолета Ми-8. Представлено краткое описание лопасти несущего винта вертолета Ми-8. Проведен анализ и разработан типовой полетный цикл (ТПЦ) вертолета. Выбран и обоснован тип стендового оборудования для проведения стендовых усталостных испытаний лопасти. Определены нагрузки на лопасть несущего винта для ТПЦ. Для определения усталостной долговечности лопасти необходимо знание характеристик напряженно-деформированного состояния. Представлен расчет напряженно-деформированного состояния (НДС) лопасти методом конечных элементов (МКЭ) с помощью системы ANSYS. Определены характеристики напряженно-деформированного состояния лонжерона регулярной и нерегулярной частей лопасти несущего винта вертолета с помощью системы ANSYS. Применение численных методов расчета характеристик напряженно-деформированного состояния позволяет существенно сократить сроки и затраты на проектирование лопасти. В работе представлены результаты расчета регулярной части лопасти несущего винта вертолета Ми-8 на режиме висения в случае ее нагружения аэродинамической и инерционной нагрузками от вращения, а также силой от собственного веса. С помощью системы ANSYS разработана конечно-элементная модель регулярной части лопасти, состоящая из набора балочных элементов переменного сечения, проведен расчет с учетом геометрической нелинейности поведения конструкции и анализ полученных результатов. Для описания отклика материалов на внешнее воздействие применяли модель упругодеформируемого изотропного тела с заданием соответствующих упругих констант материала. Анализ результатов расчета включает в себя определение реакций в точках крепления, величин максимальных перемещений элементов конструкции и напряжений в опасных сечениях. Определены опасные сечения и рассчитаны значения продольной силы и изгибающего момента в этих сечениях. Проведена оценка статической прочности лопасти по коэффициенту запаса прочности. При оценке статической прочности в качестве максимальных расчетных напряжений рассматривали эквивалентные напряжения по Мизесу. Для оценки усталостной прочности анализировали распределение главных растягивающих напряжений в силовых элементах по типовым концентраторам напряжений. Максимальный уровень главных растягивающих напряжений в опасном сечении свидетельствует о том, что материал лопасти работает в зоне многоциклового усталости. Разработана методика тарировки тензоизмерительных каналов. Расчет характеристик лопасти несущего винта вертолета базируется на требованиях, изложенных в технической литературе, нормативных документах. При выполнении работы учтены требования Авиационных правил, часть 29 (АП - 29). Данные исследования явились основой для разработки метода

подтверждения ресурсных характеристик лопасти несущего винта вертолета по результатам летных и стендовых испытаний.

Ключевые слова: лопасть несущего винта, регулярная часть лопасти, нерегулярная часть лопасти, геометрическая модель, конечно-элементная модель, главные растягивающие напряжения, статическая прочность, усталостная прочность, предел выносливости материала.

Введение

При конструировании лопасти определяются массовые, жесткостные и геометрические характеристики основных ее конструктивных элементов. При этом необходимо решать сложные конструктивно-технологические задачи, учитывая противоречивые требования, в первую очередь – требования обеспечения высокой усталостной прочности и ресурса [1]. При создании конструкции лопасти необходимо стремиться к снижению ее массы, поскольку она определяет величину центробежной силы, действующей на лопасть и втулку несущего винта. Однако существует ряд ограничений: по массовой характеристике, по величине махового движения, по минимально осуществимым с точки зрения технологии размерам деталей.

Целью данной работы является разработка метода подтверждения ресурсных характеристик металлической лопасти несущего винта вертолета по результатам летных и стендовых испытаний на режиме висения в случае ее нагружения распределенной воздушной нагрузкой, центробежной силой, возникающей при вращении лопасти, и силой собственного веса конструкции.

Алгоритм метода подтверждения ресурсных характеристик лопасти несущего винта вертолета

Для прогнозирования долговечности и ее изменения при заданном уровне нагрузок необходимо рассчитать напряженно-деформированное состояние (НДС) лонжерона лопасти несущего винта вертолета.

Применение расчетных комплексов программной реализации метода конечных элементов, одним из которых является ANSYS, позволяет провести расчет и проанализировать характеристики НДС лопасти несущего винта (НВ) вертолета, имеющей сложную геометрию, включающую в себя переменное сечение и геометрическую крутку по размаху и нелинейный закон распределения воздушной нагрузки.

В качестве объекта исследования выбрана регулярная и нерегулярная части лонжерона лопасти несущего винта вертолета Ми-8.

В статье описан метод подтверждения ресурсных характеристик металлической лопасти несущего винта вертолета по результатам летных и стендовых испытаний, который включает в себя следующие основные этапы:

1. Анализ требований к конструкции лопастей вертолета.
2. Анализ регулярных и нерегулярных зон конструкции.
3. Формирование системы усилий для воспроизведения полетного цикла нагружения лопасти винта вертолета: действующие нагрузки и деформации лопасти.
4. Определение действующих нагрузок и усилий в сечениях лопасти.
5. Расчет напряженно-деформированного состояния (НДС) лопасти методом конечных элементов (МКЭ) с помощью системы ANSYS.

6. Разработка методики испытаний образцов лопасти несущего винта вертолета для оценки кинетики роста усталостных трещин.

7. Разработка и создание испытательного стенда для натуральных испытаний образцов лопасти винта вертолета.

8. Тензометрия лопасти винта вертолета при ресурсных испытаниях. Обоснование и выбор мест установки тензорезисторов. Разработка схем препарирования лопасти. Разработка методики тарировки тензоизмерительных каналов.

9. Определение характеристик сопротивления усталости лопасти несущего винта вертолета. Измерения напряжений и относительных деформаций лонжерона лопасти НВ при летных испытаниях по ТПЦ. Обработка результатов тензоизмерений. Определение нагрузок, действующих на лопасть.

10. Определение критических мест (сечений) конструкции лопасти.

11. Построение кривой Веллера.

12. Изготовление образцов.

13. Определение ресурсных характеристик на стадии стендовых усталостных испытаний. Обработка результатов.

14. Разработка метода подтверждения ресурсных характеристик металлической лопасти несущего винта вертолета по результатам летных и стендовых испытаний.

1. Анализ требований к конструкции металлических лопастей вертолета

Основные требования к конструкции лопастей вертолета наиболее полно сформулированы в международных правилах FAR 27 и FAR 29 [2, 3]. Эти требования касаются прочности и сохранения работоспособности при критических режимах полета, усталостной прочности и сохранения живучести при возникновении усталостных повреждений.

В конструкции вертолета для диагностики целостности основного несущего элемента лопасти – лонжерона используется диагностика стабильности избыточного давления воздуха в лонжероне. Регистрация факта повреждения лонжерона осуществляется при межполётном осмотре лопасти по выдвинутому положению штыря сигнализатора.

Для лопасти вертолета должна быть предусмотрена антиобледенительная система, исключающая выход технических характеристик за установленный лимит при разрешенных климатических условиях и условиях полета.

Такие явления как флаттер и дивергенция должны быть исключены на всех режимах полета, включая критические.

Кроме перечисленных требований, связанных с обеспечением безопасности эксплуатации вертолета, конструкция лопастей, их геометрия, массоинерционные характеристики, балансировка должны обеспечивать эффективную и безопасную эксплуатацию вертолёт с учётом его назначения, установленных ограничений и ресурсов.

Основной особенностью лопасти НВ является работа под действием переменных по времени нагрузок. Эти нагрузки зависят не только от режимов работы летательного аппарата, но и в значительной степени определяются массовыми и жесткостными характеристиками самой лопасти. Необходимо отметить, что в силу принципиальных компоновочных и конструктивных обстоятельств лопасть не может даже приблизиться к геометрическим и

жесткостным характеристикам крыла. Поэтому для сравнимых по массе аппаратов процесс конструирования лопасти оказывается намного сложнее конструирования крыла. Показательными являются два обстоятельства. Проектируя крыло, конструктор стремится к минимально возможной массе. Предел в этом ставят только прочностные и жесткостные ограничения конструкции крыла. Крыло с нулевой массой является желанным, но недостижимым идеалом. В то же самое время лопасть не должна иметь массу (точнее массовый момент инерции) менее некоторой определенной величины, так как ниже этого предела работа лопасти ухудшается.

Совершенно противоположная картина наблюдается при рассмотрении жесткости на изгиб. Крыло должно быть достаточно жестким, а абсолютно жесткое крыло является недостижимым идеалом. В то же время, с точки зрения динамической прочности, желательно иметь конструкцию лопасти, обладающую наименьшей изгибной жесткостью. Действительно, абсолютно гибкая растянутая нить (вращающаяся лопасть), подверженная воздействию знакопеременных поперечных сил, нагружается только переменным растяжением и имеет высокую усталостную прочность. Однако стремление к созданию гибкой лопасти ограничивается необходимостью обеспечения удовлетворительных резонансных характеристик и сравнительно небольшого упругого прогиба невращающейся лопасти. Следовательно, крыло самолета не может служить исходной моделью для конструкции лопасти.

Процесс конструирования лопасти заключается в определении жесткостных, массовых и геометрических характеристик основных ее конструктивных элементов. При этом приходится решать сложные конструктивно-технологические задачи, учитывая противоречивые требования, прежде всего – требования обеспечения высокой усталостной прочности и ресурса. Кроме того, при создании конструкции лопасти необходимо также стремиться к снижению ее массы, поскольку она определяет величину центробежной силы, действующей на лопасть, сочленения, втулку НВ. Однако надо помнить о ряде ограничений: по массовой характеристике, по величине махового движения, по минимально осуществимым с точки зрения технологии размерам деталей.

Обычно работа по конструированию лопастей включает в себя следующие этапы:

- 1) формирование конструктивно-силовой схемы (КСС) лопасти;
- 2) выбор материалов для отдельных элементов конструкции;
- 3) определение геометрических характеристик основных силовых и конструктивных элементов сечения лопасти на основании условий статической прочности конструкции;
- 4) расчет массовых, жесткостных и центровочных характеристик лопасти;
- 5) расчет собственных частот изгибных колебаний лопасти и проверка динамической прочности конструкции;
- 6) расчет на прочность узла крепления лопасти;
- 7) выбор технологических процессов, обеспечивающих высокую усталостную прочность силовых элементов лопасти, то есть технологическая проработка конструкции.

2. Регулярные и нерегулярные зоны конструкции

При проведении расчетов ресурса силовую конструкцию рассматривают состоящей из так называемых регулярных зон и зон конструктивной нерегулярности [4].

К регулярным зонам относят участки конструкции, содержащие неустраняемые концентраторы напряжений в виде отверстий под заклепки или болты в сборных конструкциях, сварные точки или продольные швы в сварных конструкциях.

В регулярных зонах наблюдается полное включение продольных силовых элементов в работу. Крепежные элементы или не нагружены (полное включение) или нагружены только от сдвига.

В современных конструкциях болты и заклепки ставят с натягом, увеличивающим долговечность соединения.

Многочисленные испытания реальных панелей позволили подобрать геометрию образцов со свободным отверстием, долговечность которых в условиях одноосного циклического нагружения совпадает с долговечностью регулярных зон конструкции. Такие образцы стандартизованы в авиационной отрасли и имеют отношение ширины образца к диаметру отверстия $B/d = 6$. Теоретический коэффициент концентрации напряжений K_T при упругом деформировании по напряжениям брутто равен 3,12. Напряжение брутто находят без учета ослабления поперечного сечения образца по отверстию:

$$\sigma_{\text{нетто}} = \frac{P}{F_{\text{нетто}}}; F_{\text{нетто}} = (B-d)\delta; K_T^{\text{нетто}} = \frac{K_T^{\text{брутто}}}{1,2}.$$

Диаметр отверстия зависит от применяемого крепежа. Обычно $d = 6 \dots 8$ мм. Испытание стандартных плоских образцов проводят в испытательных машинах по отнулевому циклу нагружения. Получаемую при этом кривую называют базовой кривой усталости. Испытания проводят для всех конструкционных материалов, состояний поставки, термообработки.

Долговечность регулярных зон определяет ресурс конструкции "сверху". Возникновение усталостных трещин в регулярных зонах обычно имеет массовый характер. В таких случаях ремонт невозможен, так как постановка усиления приводит к дополнительной концентрации напряжений и преждевременному прекращению эксплуатации.

К нерегулярным зонам относят участки конструкции с повышенной концентрацией напряжений, а именно: поперечные стыки панелей и обшивок, различные вырезы и дренажные отверстия в панелях, участки панелей в зонах окончания стрингеров, места установки усиливающих накладок, скачкообразные переходы толщин в продольных силовых элементах, участки конструкции с локальным приложением нагрузок.

Повышенная концентрация напряжений приводит к более раннему возникновению трещин по отношению к регулярным зонам [5].

Для обеспечения равной выносливости нерегулярные зоны требуют большего усиления и максимально возможного устранения концентраторов напряжения. Правильный подбор усиления в нерегулярных зонах приводит к необходимости проведения расчетов долговечности, прежде всего при проектировании конструкции до выпуска рабочих чертежей изделия.

3. Формирование системы усилий для воспроизведения полетного цикла нагружения лопасти винта вертолета: действующие нагрузки и деформации лопасти

Лопасті несущого винта вертолета в полете нагружаются аэродинамическими, инерционными нагрузками и силами от собственного веса.

Для упрощения расчета целесообразно систему внешних нагрузок разбить на две группы: нагрузки, действующие в плоскости взмаха лопасти, и нагрузки, действующие в плоскости вращения винта [6].

К первой группе относят (рис. 3.1):

- распределенную по размаху воздушную нагрузку с результирующей силой

Y_B ;

- нагрузку от веса лопасти G_L ;

- центробежную силу $N_{ц.б.}$;

- инерционную силу P_β , обусловленную маховым движением лопасти.

Ко второй группе относят (рис. 3.2):

- силу лобового сопротивления X_L ;

- инерционную силу P_ξ , возникающую в результате качания лопасти относительно оси вертикального шарнира;

- центробежную силу $N_{ц.б.}$;

- кориолисову силу инерции $P_{кор}$ от махового движения вращающейся лопасти.

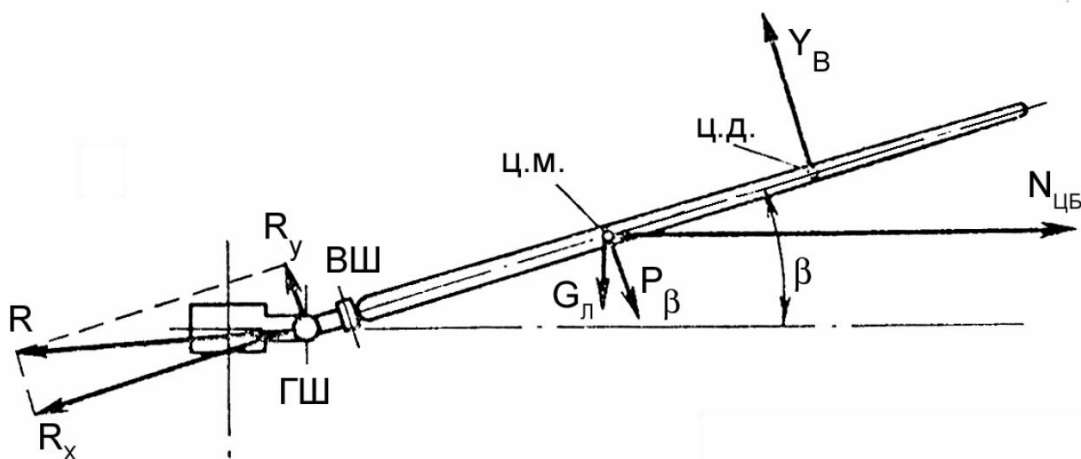


Рис. 3.1. Силы, действующие на лопасть несущего винта в плоскости взмаха: ГШ – горизонтальный шарнир, ВШ – вертикальный шарнир, ц.м. – центр масс, ц.д. – центр давления

Для упрощения процедуры определения действующих нагрузок приняты следующие допущения:

- деформации лопасти не учитывают, рассматривая ее как абсолютно жесткое тело;

- считаем, что ось шарнира совпадает с осью вращения НВ;

- инерционную силу P_β , обусловленную маховым движением лопасти, полагаем равной нулю из-за отсутствия угловых ускорений махового движения на режиме «висения» вертолета;

- усилиями X_L , P_ξ и $P_{кор}$, действующими в плоскости вращения НВ, и аэродинамическим моментом M_a , возникающим вследствие смещения центра давления относительно центра жесткости, пренебрегаем в силу их малости;
- считаем, что лонжерон является основным силовым элементом, воспринимающим нагрузки, действующие на лопасть в полете.

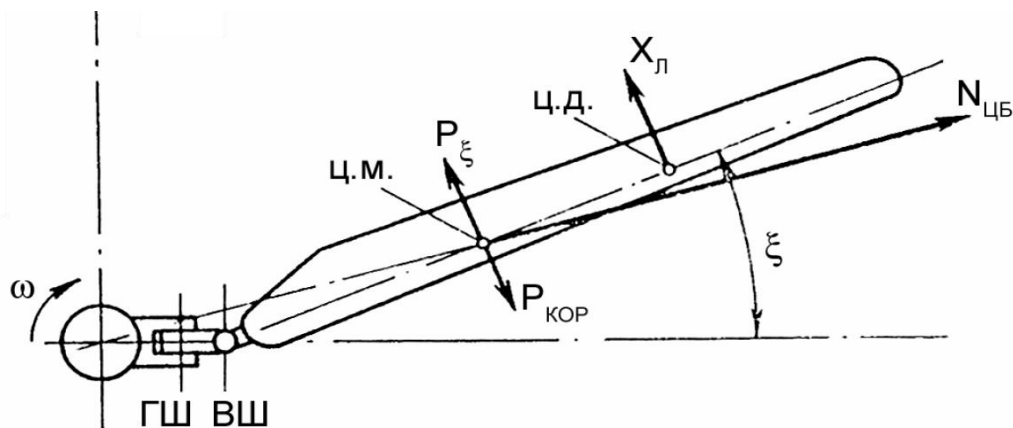


Рис. 3.2. Силы, действующие на лопасть несущего винта в плоскости вращения

Таким образом, с учетом принятых допущений, лопасть НВ можно рассматривать как консольную балку, нагруженную распределенной воздушной нагрузкой Y_v , силой веса лопасти G_L и центробежной нагрузкой $N_{ц.б}$ от вращения лопасти.

4. Определение действующих нагрузок и усилий в сечениях лопасти

Лопасть несущего винта – одна из пяти лопастей, которые входят в состав несущего винта вертолета. Форма лопасти в плане показаны на рисунке 4.1.

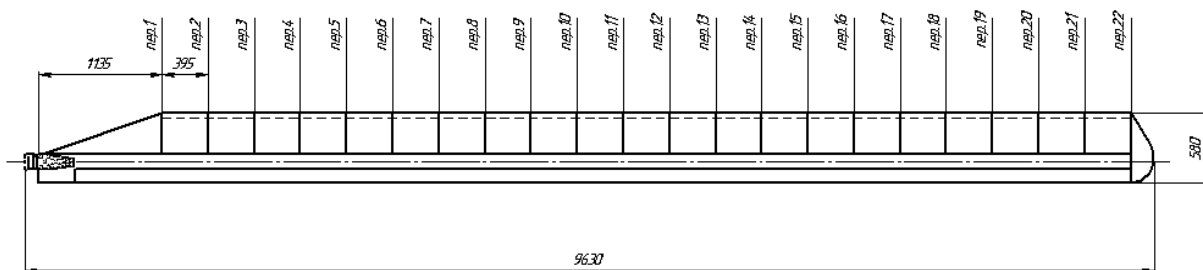


Рис. 4.1. Форма лопасти несущего винта вертолета в плане

Аэродинамический профиль, который используется в лопасти от сечения 1 до 3, – NACA-230 (рис. 4.2); от сечения 4 до 22 – NACA-230 M.

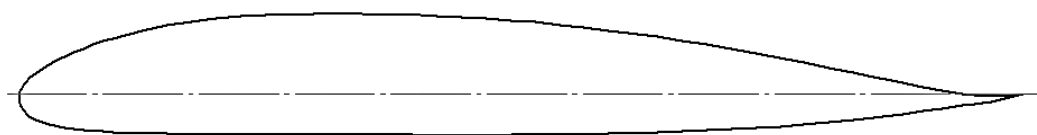


Рис. 4.2. Аэродинамический профиль NACA-230

Следует отметить, что величина и распределение погонных нагрузок по размаху лопасти зависят от ряда факторов: аэродинамических характеристик профиля, угла установки, формы лопасти в плане, скорости набегающего потока и от азимутального положения. Все это приводит к циклическому изменению нагрузок по радиусам лопасти.

Для облегчения расчета будем рассматривать нагрузку и усилие в плоскости взмаха без учета влияния упругости лопасти. Также считаем, что шарнир расположен на оси вращения НВ [6, 7].

Как отмечалось выше, величина и распределение погонных нагрузок по размаху лопасти зависят от ряда факторов: аэродинамических характеристик профиля, угла установки, формы лопасти в плане, крутки лопасти, скорости набегающего потока, от азимутального положения. Все это приводит к циклическому изменению нагрузок по радиусу лопасти.

Для упрощения расчета будем рассматривать нагрузки и усилия в плоскости взмаха без учета влияния упругости лопасти. Пренебрегаем разносом горизонтальных шарниров (для шарнирных винтов) и считаем, что шарнир расположен на оси вращения НВ [8].

При определении погонной воздушной нагрузки q_e можно воспользоваться формулой [6]

$$q_e = \frac{n^p m g}{z \cdot R} (\bar{\Gamma}_{пл} + \Delta\varphi \cdot \bar{\Gamma}_z), \text{ Н/м}, \quad (4.1)$$

где m – масса вертолета, кг; g – ускорение свободного падения, м/с²; n^p – расчетная нормальная перегрузка; z – число лопастей; $\Delta\varphi$ – угол геометрической крутки, рад; $\bar{\Gamma}_{пл}$ – коэффициент, характеризующий распределение погонной нагрузки вдоль радиуса плоской (незакрученной) лопасти; $\bar{\Gamma}_z$ – коэффициент, учитывающий влияние крутки лопасти на распределение воздушной нагрузки.

Сомножитель $\frac{n^p m g}{z \cdot R}$ в формуле (4.1) является погонной аэродинамической нагрузкой, равномерно распределенной по радиусу лопасти. Расчетная перегрузка определяется как

$$n^p = n^3 \cdot f,$$

где n^3 – эксплуатационная перегрузка; f – коэффициент безопасности.

Коэффициент безопасности для НВ в зависимости от расчетного случая изменяется в диапазоне 1,2...2. В большинстве случаев при расчетах принимают $f = 2$ [2, 9]. Величина эксплуатационной перегрузки n^3 зависит от параметров, характеризующих криволинейное движение вертолета в полете. При выполнении проверки статической прочности лопасти в полетных случаях эту величину принимают $n^3 = 3...4$ или вычисляют по формуле

$$n^3 = \Delta \cdot \frac{C_{y0,7}}{C_{y0,7e}} \left(\frac{\omega}{\omega_e} \right)^2 \cdot \frac{m}{m_e} \cdot (1 + 1,5\mu^2), \quad (4.2)$$

где $\Delta = \rho / \rho_0$ – относительная плотность воздуха на высоте полета (по МСА); $C_{y0,7}$ – средний по диску коэффициент подъемной силы; $C_{y0,7e}$ – средний коэффициент подъемной силы на режиме висения ($C_{y0,7e} = 0,45...0,6$);

ω / ω_e – отношение угловых скоростей НВ на рассматриваемом режиме и на режиме висения. Для вертолетов с поршневыми двигателями (ПД) $\omega / \omega_e \leq 1,3$, для вертолетов с газотурбинными двигателями (ГТД) $\omega / \omega_e = 1$; m / m_e – отношение массы вертолета на рассматриваемом режиме к массе на режиме висения; $\mu = V \cdot \cos \alpha_{н.в} / \omega R$ – коэффициент режима работы НВ.

Исходя из условия непревышения среднего коэффициента подъемной силы $C_{y0,7}$, критического по срыву $C_{y0,7kp}$ значения, можно записать:

$$C_{y0,7} \leq C_{y0,7kp} = C_{y\max} \frac{1 - \frac{8}{3}\mu + 2\mu^2}{1 + \mu^2}, \quad (4.3)$$

где $C_{y\max}$ – максимальное значение коэффициента подъемной силы профиля, соответствующее критическому углу атаки.

Значения $\bar{\Gamma}_{пл}$ и $\bar{\Gamma}_3$ берут из продувок НВ или определяют по приближенным формулам:

$$\bar{\Gamma}_{пл} = 4\bar{r} \frac{1 + \mu^2}{1 + 1,2\mu^2} \cdot \bar{b} \cdot \frac{(\bar{r} + \mu \sin \psi)^2}{1 + \frac{8}{3}\mu \sin \psi + 2\mu^2 \sin^2 \psi}; \quad (4.4)$$

$$\bar{\Gamma}_3 = - \frac{3C_{y\infty}^\alpha (\bar{r} - 0,7)}{(1 + 1,2\mu^2)C_{y0,7}} \cdot \bar{b} \cdot (\bar{r} + \mu \sin \psi)^2, \quad (4.5)$$

где ψ – угол азимутального положения лопасти; $\bar{r} = r/R$ – относительный радиус рассматриваемого сечения; $\bar{b} = b/b_{0,7}$ – относительная хорда (b – хорда лопасти в рассматриваемом сечении, $b_{0,7}$ – хорда сечения на $\bar{r} = 0,7$), для прямоугольной лопасти $\bar{b} = 1$; $C_{y\infty}^\alpha$ – производная коэффициента подъемной силы по углу атаки для выбранного профиля при бесконечном удлинении лопасти. Для приближенных расчетов принимают $C_{y\infty}^\alpha \approx 5,73 \text{ рад}^{-1}$.

Формула (4.5) справедлива для случая линейной геометрической кривки в диапазоне $\Delta\varphi = 0,0698 \dots 0,174 \text{ рад}$ ($4 \dots 10^\circ$).

Погонная нагрузка, обусловленная массой лопасти, определяется как

$$q_m = q_n n^p, \text{ Н/м}, \quad (4.6)$$

где q_n – погонный вес лопасти, Н/м.

У рационально сконструированных лопастей закон распределения q_n по размаху достаточно сложный. Это связано с необходимостью удовлетворения требованиям статической и динамической прочности конструкции, что значительно ограничивает возможности уменьшения массы лопасти и приводит к ее неравномерному распределению.

Принцип выбора закона распределения погонной массы (веса) для лопастей НВ рассмотрен в [6]. При приближенных расчетах можно предположить, что масса лопасти распределяется по размаху пропорционально хордам, то есть

$$q_l = \frac{m_l \cdot g}{S} b_i, \text{ Н/м}, \quad (4.7)$$

где m_l – масса лопасти (задается в исходных данных), кг; S – площадь лопасти в плане, м²; b_i – хорда лопасти в i -м (рассматриваемом) сечении, м.

Существенным недостатком такого распределения является отсутствие учета изменения толщины профиля и наличия утяжеляющих конструктивных элементов (например, противофлаттерного груза, накладок в зоне стыка и так далее).

При вращении на каждый элемент лопасти действует погонная центробежная сила (рис. 4.3)

$$q_N = f \frac{q_l}{g} \omega^2 r, \text{ Н/м}, \quad (4.8)$$

где r – радиус элемента лопасти, м.

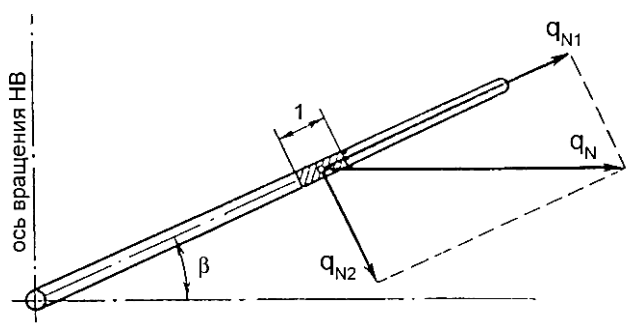


Рис. 4.3. Силы, действующие на лопасть несущего винта: составляющие погонной центробежной силы

При расчете на прочность элемента лопасти погонную нагрузку раскладывают на две составляющие: q_{N1} и q_{N2} , действующие в плоскости вращения (при допущении, что лопасть является жестким телом):

$$q_{N1} = q_N \cos \beta = f \frac{q_l}{g} \omega^2 r \cdot \cos \beta, \text{ Н/м}; \quad (4.9)$$

$$q_{N2} = q_N \sin \beta = f \frac{q_l}{g} \omega^2 r \cdot \sin \beta, \text{ Н/м}, \quad (4.10)$$

где β – угол взмаха лопасти, рад.

Под действием q_{N1} лопасть работает на растяжение. Нормы прочности требуют определения растягивающей силы при частоте вращения, на 25 % превышающей эксплуатационную, то есть $\omega^p = 1,25\omega$. Следовательно, уравнение (4.9) преобразуется для прочностного расчета:

$$q_{N1} = q_N \cos \beta = 1,25 \cdot f \frac{q_l}{g} \omega^2 r \cdot \cos \beta. \quad (4.11)$$

Нагрузка q_{N2} является поперечной нагрузкой для лопасти и разгружает ее от действия аэродинамических сил. Для определения нагрузок q_{N1} и q_{N2} необходимо знать зависимость изменения угла взмаха лопасти от ее азимутального положения. Эту зависимость можно представить в виде разложения в ряд Фурье:

$$\beta = a_0 - \sum_{n=1}^{\infty} (a_n \cos n\psi + b_n \sin n\psi), \text{ рад.} \quad (4.12)$$

где a_0 – средний угол конусности или средний угол махового движения; a_n, b_n – коэффициенты маховых движений; n – номер гармоники.

Первая гармоника данного разложения оказывает сильное влияние на аэродинамику НВ:

$$\beta = a_0 - a_1 \cos \psi - b_1 \sin \psi, \quad (4.13)$$

где a_1 – коэффициент, учитывающий неравномерность скоростного напора; характеризует завал конуса в продольном направлении;

b_1 – коэффициент, учитывающий изменения угла атаки за счет выхода из конструктивной плоскости вращения и влияние индуктивной скорости; характеризует завал конуса в поперечном направлении.

Высшие гармоники ($n \geq 2$) оказывают существенное влияние на динамическую прочность лопасти: вибрации, динамические напряжения, шум. Чаще всего рассматривают лишь первые гармоники махового движения (4.13). Величины a_0, a_1 и b_1 можно определить по следующим приближенным формулам (без учета компенсатора взмаха):

$$a_0 = \gamma_0 \left[\frac{\lambda}{3} + \frac{\varphi_{0,7}}{4} (1 + \mu^2) \right]; \quad (4.14)$$

$$a_1 = \frac{2\mu}{(1 - 0,5\mu^2)} \left[\frac{4}{3} \varphi_{0,7} + \lambda \right]; \quad (4.15)$$

$$b_1 = \frac{4 a_0 \mu}{3(1 + 0,5\mu^2)}, \quad (4.16)$$

где γ_0 – массовая характеристика лопасти; $\lambda = \frac{V \sin \alpha - v}{\omega R}$ – коэффициент

притекания; $\varphi_{0,7}$ – угол общего шага на относительном радиусе 0,7.

Индуктивную скорость v для режимов косоугольного обтекания НВ можно определить по формуле

$$v = \frac{p}{2\rho V}, \quad (4.17)$$

где p – удельная нагрузка на диск винта, Н/м²;

V – скорость полета вертолета, м/с.

Массовую характеристику лопасти вычисляют по формуле

$$\gamma_0 = \frac{C_y^\alpha \rho_0 b_{0,7} R^4}{2 i_{z.w}^2 m_n}, \quad (4.18)$$

где $C_y^\alpha = 5,73$ – производная коэффициента подъемной силы по углу атаки профиля лопасти; ρ_0 – плотность воздуха на высоте $H = 0$ (по МСА), кг/м³; $i_{z.w}$ – радиус инерции лопасти ($i_{z.w} = 0,577 R$ – для прямоугольных в плане лопастей, $i_{z.w} = 0,5 R$ – для трапециевидных лопастей).

При расчете режимов осевого обдувания необходимо учесть, что в этом случае нет угловых ускорений махового движения, то есть $\beta = a_0$. Здесь можно использовать следующую зависимость:

$$a_0 = n^3 \frac{g \cdot G}{R \omega^2 \cdot z \cdot G_n} \cdot \frac{\bar{r}_\partial}{\bar{i}_{z.u}^2}, \quad (4.19)$$

где m – масса вертолета, кг; m_n – масса лопасти НВ, кг;

$\bar{r}_\partial = r_\partial / R \approx 0,7$ – относительное плечо силы тяги лопасти;

$\bar{i}_{z.u} = i_{z.u} / R$ – относительный радиус инерции лопасти.

Из-за наличия ускорения при колебаниях лопастей в плоскости тяги появляется погонная нагрузка от махового движения:

$$q_\beta = f \cdot \frac{q_n}{g} \cdot \ddot{\beta} \cdot r, \text{ Н/м}, \quad (4.20)$$

где $\ddot{\beta} = \frac{d^2 \beta}{dt^2}$ – угловое ускорение маховых движений.

При дифференцировании по времени выражения (4.13) имеем

$$\ddot{\beta} = \frac{d^2}{dt^2} (a_0 - a_1 \cos \omega t - b_1 \sin \omega t) = \omega^2 (a_1 \cos \psi + b_1 \sin \psi). \quad (4.21)$$

Подставив выражение (4.21) в (4.20), окончательно получаем

$$q_\beta = f \cdot \frac{q_n}{g} \cdot r \omega^2 (a_1 \cos \psi + b_1 \sin \psi). \quad (4.22)$$

При рассмотрении режимов осевого обдувания $q_\beta = 0$, так как $\beta = a_0$ из-за отсутствия угловых ускорений махового движения.

Зная погонные нагрузки, действующие на лопасть в плоскости тяги, можно определить суммарную (избыточную) погонную нагрузку:

$$q_y = q_B - q_M \pm q_{N2} \pm q_\beta. \quad (4.23)$$

На рис. 4.4 показан характер изменения q_y и ее составляющих на фиксированном азимуте.

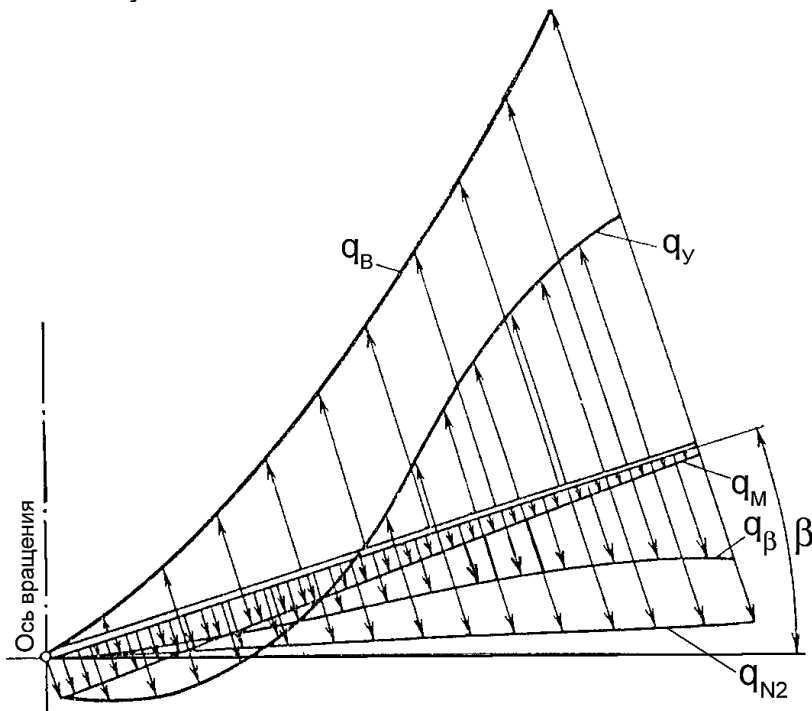


Рис. 4.4. Эпюры суммарной погонной нагрузки q_y и ее составляющих

Наличие знака "±" перед слагаемым q_β объясняется следующим образом. Совершая маховые движения, лопасть движется вверх (при азимутах от 340° до 160°) и вниз (при азимутах от 160° до 340°). Причем эти движения проходят сначала с ускорением, а затем – с замедлением. Поэтому инерционная нагрузка от маховых движений направлена вниз (уменьшая q_y), когда лопасть движется вверх с ускорением или вниз с замедлением. Она направлена вверх (увеличивая q_y) при движении лопасти вверх с замедлением или вниз с ускорением. Аналогичным образом объясняется и наличие знака "±" перед слагаемым q_{N2} .

В общем случае центр давления (ц.д.) и центр масс (ц.м.) сечения лопасти не совпадают с центром жесткости (ц.ж.). Вследствие этого погонные нагрузки вызывают закручивание лопасти, то есть создают погонный крутящий момент

(рис. 4.5). Его величину можно определить по формуле

$$m = q_B \cdot (x_D - x_{Ж}) - (q_M \pm q_{N2} \pm q_\beta) \cdot (x_T - x_{Ж}). \quad (4.24)$$

Положение центра жесткости сечения определяется конструктивно-силовой схемой (КСС) лопасти. Для лопастей с контурным D-образным лонжероном с достаточной степенью точности можно считать, что центр жесткости сечения находится в геометрическом центре сечения лонжерона. Если принять, что ширина лонжерона составляет $\sim 0,4b$, то $x_{Ж} \approx 0,2b$.

Положение центра масс выбирается на этапе проектирования из условия предотвращения возникновения флаттера. Обычно стараются обеспечить $x_T \approx 0,23b$.

От действия перечисленных выше погонных нагрузок в сечениях лопасти возникают: поперечная Q и осевая N силы, изгибающий $M_{изг}$ и крутящий $M_{кр}$ моменты. Зная распределение погонных нагрузок, можно определить силы и моменты в произвольном сечении на радиусе r :

$$Q = \int_R^{R-r} q_y dr, \quad N = \int_R^{R-r} q_{N1} dr, \quad M_{изг} = \int_R^{R-r} Q dr, \quad M_{кр} = \int_R^{R-r} m dr.$$

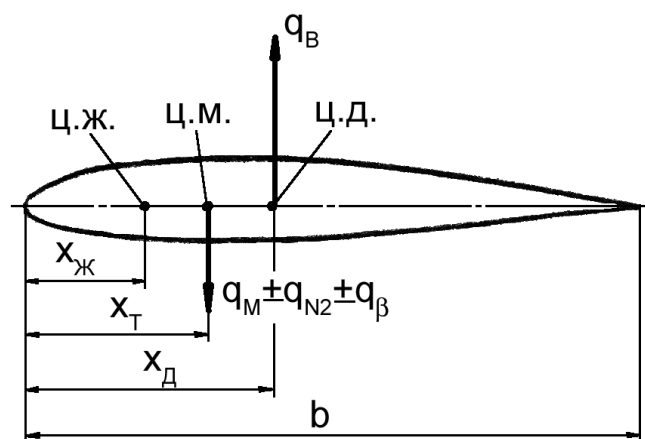


Рис. 4.5. Силы, действующие в сечении лопасти

Для упрощення расчетов можно воспользоваться методами численного интегрирования. Разбив лопасть на конечное число участков длиной Δr , определяют значение, например q_y , на его границах и рассчитывают приращение поперечной силы ΔQ по формуле

$$\Delta Q = \frac{q_{y_i} + q_{y_{(i+1)}}}{2} \cdot \Delta r.$$

Последовательным суммированием ΔQ от конца лопасти получают величину поперечной силы в рассматриваемом сечении $Q = \sum \Delta Q$. Аналогично строятся эпюры остальных нагрузок (рис. 4.6).

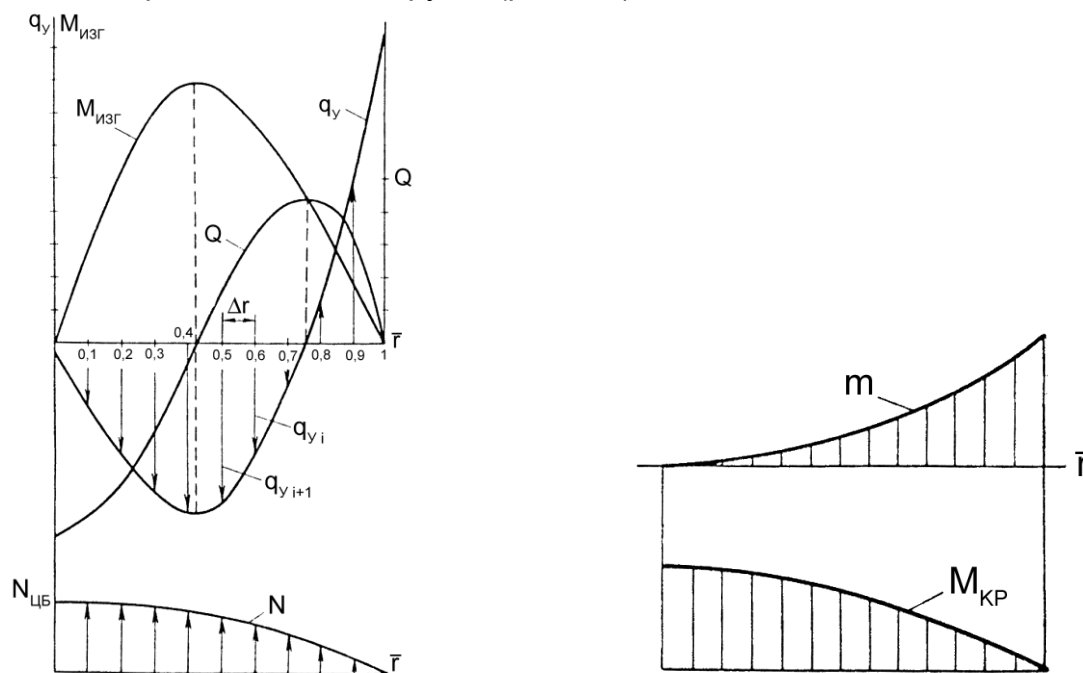


Рис. 4.6. Эпюры суммарных погонных нагрузок, сил и моментов, действующих на лопасть

Необходимо помнить, что при рассмотрении шарнирного несущего винта в ГШ $M_{изг} = 0$. Однако вследствие принятых допущений при расчете величина $M_{изг}$ может получиться отличной от нуля. В этом случае расчет изгибающих моментов заканчивают в сечении $\bar{r} = 0,1$, а момент в шарнире принимают равным нулю.

В данном расчете не учитывалась упругость лопасти. В этом случае полученные изгибающий и крутящий моменты больше, чем для упругой лопасти.

5. Расчет напряженно-деформированного состояния лопасти методом конечных элементов с помощью системы ANSYS

Анализ влияния уровня нагружения на изменение напряженно-деформированного состояния элементов болтового соединения комлевой части лопасти несущего винта вертолета

Для прогнозирования долговечности и ее изменения при заданном

уровне нагрузок необходимо рассчитать локальное напряженно-деформированное состояние, а также добиться уменьшения амплитуды локальных напряжений и деформаций в зоне установки крепежа [10].

Применение расчетных комплексов программной реализации метода конечных элементов, одним из которых является ANSYS [11], позволяет учесть и оценить локальное НДС с учетом упругопластического поведения материала.

В качестве объекта исследования выбрана комлевая часть лопасти несущего винта, которая представляет собой многорядное двухсрезное болтовое соединение наконечника с лонжероном. Лонжерон лопасти – D-образной формы с ребрами жесткости каплевидной формы, расположенными на верхней и нижней поверхностях внутреннего контура. Верхние и нижние поверхности наружного контура лонжерона плоские и прилегают по всей поверхности к язычкам наконечника. Наконечник выполнен в виде стыкового узла, образованного тремя проушинами, расположенными сверху и снизу и двух плоских язычков в виде прямоугольных пластин переменной толщины, на поверхности которых расположена группа отверстий диаметром 16 и 14 мм соответственно.

Геометрическая модель рассчитываемого соединения создана с помощью системы CATIA V5 и на основе формата передачи данных PARASOLID импортирована в систему ANSYS, в которой была построена конечно-элементная модель комлевой части лопасти несущего винта, проведен расчет и анализ полученных результатов.

Расчет проведен при следующих исходных данных: масса лопасти $m_n = 140$ кг, обороты несущего винта $n = 192$ об/мин, длина лопасти $l = 10600$ мм.

Применяемые материалы и их механические характеристики

Наконечник лопасти выполнен из стали 40ХН2МА по ГОСТ 4543-71 с механическими характеристиками, приведенными в табл. 5.1.

Таблица 5.1

Механические характеристики наконечника лопасти

Модуль упругости E, МПа	Коэффициент Пуассона ν	Предел текучести σ_T , МПа	Предел прочности σ_B , МПа	Удлинение при разрыве δ , %	Предел выносливости σ_{-1} , МПа
210000	0,3	930	1080	12	519

Лонжерон лопасти несущего винта выполнен из алюминиевого сплава АВТ-1, обладающего следующими механическими характеристиками (табл. 5.2).

Таблица 5.2

Механические характеристики лонжерона лопасти

Модуль упругости E, МПа	Коэффициент Пуассона ν	Предел текучести σ_T , МПа	Предел прочности σ_B , МПа	Удлинение при разрыве δ , %	Предел выносливости σ_{-1} , МПа
70000	0,33	270	320	10	65

Для описания отклика материалов на внешнее воздействие применяли модель упругодеформируемого изотропного тела с заданием соответствующих упругих констант материала: модуля упругости первого рода E и коэффициента Пуассона [12].

Действующие нагрузки и закрепление

Рассмотрен случай нагружения болтового соединения центробежной силой, возникающей при вращении лопасти. Величину центробежной силы определяли по формуле

$$N_{ц.б.} = m_l r_{ц.т.} \omega^2, \quad (5.1)$$

где m_l – масса лопасти, кг; $r_{ц.т.}$ – координата центра тяжести лопасти по размаху, мм; $\omega = 2\pi n$ – угловая скорость вращения несущего винта.

С учетом принятых исходных данных получили значение $N_{ц.б.} = 299960,2$ Н.

Расчетную нагрузку прикладывали в центре тяжести концевое сечения лонжерона и распределяли ее на все узлы торцевого сечения лонжерона, используя связанный контакт с формулировкой MPC (формулировка контакта с использованием уравнений совместности деформаций) [13].

Рассчитываемую конструкцию закрепляли по стенкам отверстия в проушинах наконечника путем ограничения линейных перемещений по трем направлениям X , Y и Z для всех узлов, расположенных на стенках отверстий.

Конечно-элементная модель болтового соединения и его элементов

Для разбиения модели болтового соединения на конечные элементы использовали элемент твердого деформируемого тела SOLID185 [14]. Элемент SOLID185 – восьмиузловой элемент, имеющий форму гексаэдра и обладающий тремя степенями свободы в каждом из узлов: линейные перемещения вдоль осей X , Y и Z соответственно. Кроме базовой формы элемент поддерживает и другие геометрические формы, такие, как призма, тетраэдр и пирамида, получаемые в результате вырождения базовой формы при разбиении нерегулярных зон со сложной геометрией.

На рис. 5.1 показаны конечно-элементные модели болтового соединения наконечника с лонжероном лопасти несущего винта и его основных конструктивных элементов.

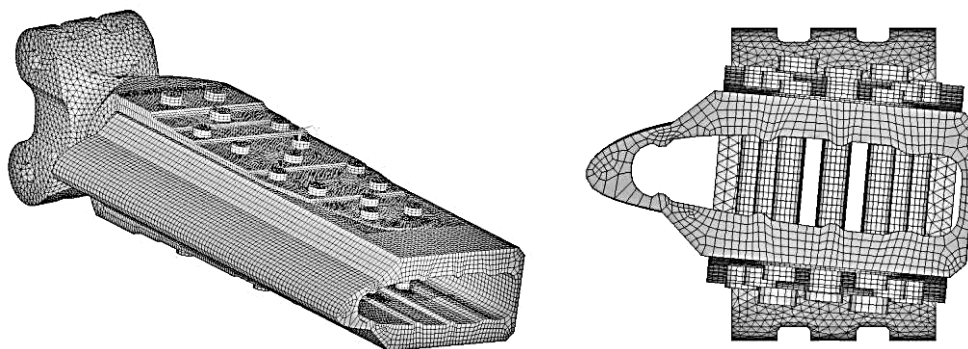


Рис. 5.1. Конечно-элементная модель болтового соединения наконечника с лонжероном лопасти несущего винта вертолета

Передачу нагрузки между элементами болтового соединения моделировали с помощью контактных элементов TARGE170 и CONTA174 [15].

Для моделирования контактного взаимодействия использовали обобщенную модель контактного взаимодействия типа «поверхность в поверхность» [16], в рамках которой рассматривали кулоновскую модель трения, приняв значение коэффициента статического трения для пары материалов «алюминий по стали» равным 0,15.

Анализ результатов расчета

Анализ результатов расчета включает в себя определение реакций в точках крепления, оценку величин максимальных перемещений элементов конструкции и напряжений в зонах концентрации напряжений.

Реакции в точках крепления наконечника

При расчете определены реакции в точках крепления наконечника по отверстиям в проушинах.

Анализ реакций в точках крепления наконечника показал, что верхние и нижние проушины нагружены несимметрично. Вследствие внецентренного приложения внешней нагрузки (рис. 5.2) возникает изгибающий момент относительно оси Z, который воспринимается группой болтов, крепящих лонжерон к язычкам наконечников. Данный момент воспринимается болтами в виде пар сил, действующих в плоскости стыка, которая наклонена к оси X под углом 5°. Из-за наклона плоскости стыка усилия, действующие в плоскости стыка, раскладываются на две составляющие: в направлении F_x и F_z , о чем свидетельствует результат анализа реакций в верхней и нижней группе проушин.

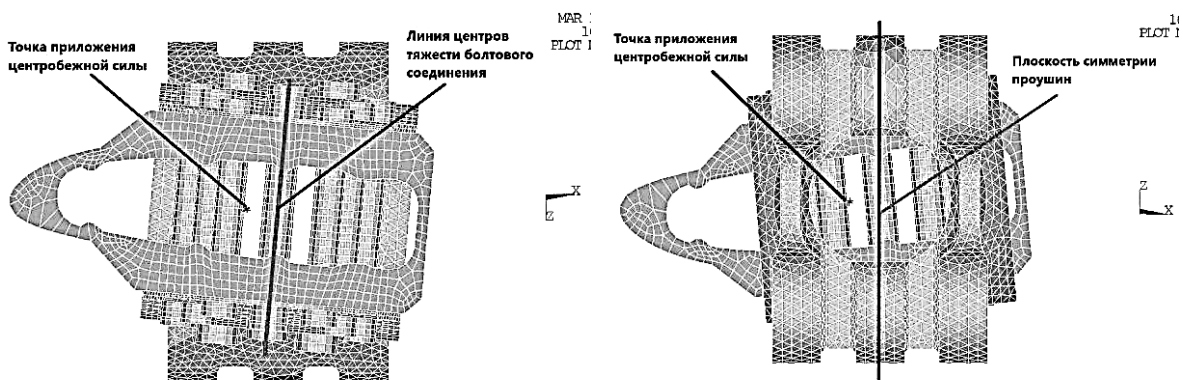


Рис. 5.2. Положение точки приложения нагрузки относительно линии центров тяжести болтового соединения и плоскости симметрии проушин

Перемещения

Проанализирован характер деформирования болтового соединения в целом и ее отдельных элементов. Проведена оценка суммарных перемещений и компонентов перемещений вдоль осей X и Y. Результаты анализа показаны на

рис. 5.3, 5.4. Центробежная нагрузка, приложенная в торцевом сечении лонжерона лопасти, вызывает растяжение лонжерона и язычков наконечника.

Наличие эксцентриситета в передаче нагрузки приводит к изгибу и язычков наконечника.

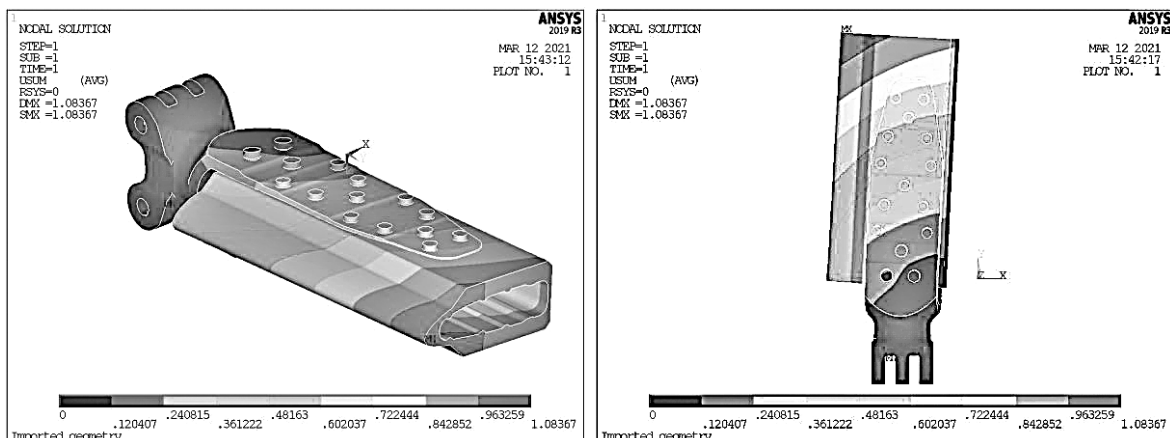


Рис. 5.3. Поле распределения суммарных перемещений в болтовом соединении наконечника с лонжероном лопасти

Анализируя полученные результаты, можно сделать следующие выводы. Картина деформирования – несимметрична из-за внецентренного приложения нагрузки. Носок лонжерона деформируется больше, чем его хвостовая часть. Величина максимальных суммарных перемещений конструкции в целом составила 1,08 мм. Величина максимальных суммарных перемещений наконечника составила 0,775 мм.

Вследствие меньшей жесткости язычков наконечника по сравнению с жесткостью проушин происходит их изгиб относительно оси Z. При этом кончики язычков вместе с лонжероном смещаются в направлении, противоположном оси X. Максимальное смещение язычков в данном направлении составляет 0,72 мм, а лонжерона в торцевом сечении – 0,89 мм соответственно.

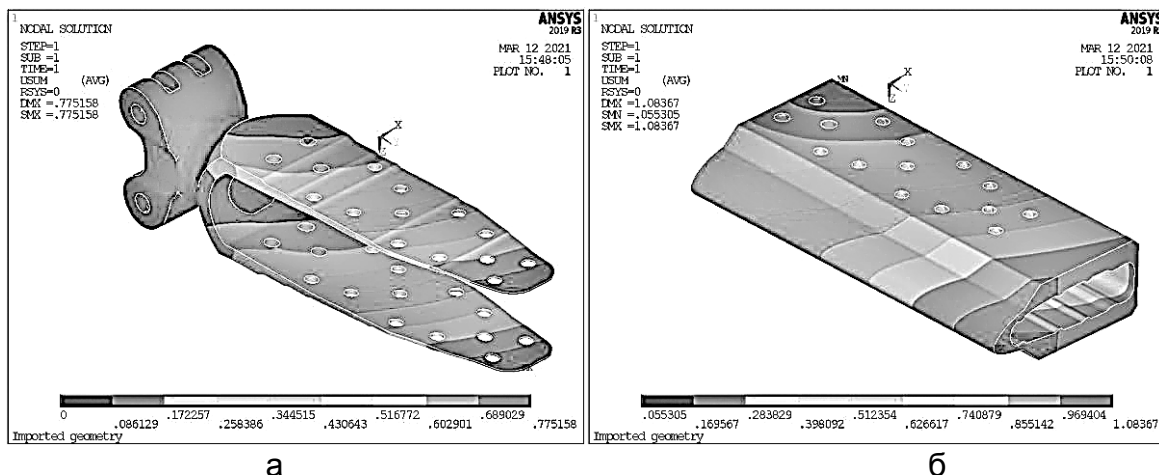


Рис. 5.4. Поле распределения суммарных перемещений:
а – в наконечнике лопасти; б – в лонжероне

Анализ перемещений элементов болтового соединения в направлении оси Y показал, что они деформируются неравномерно, причем участок конструкции ближе к носу лонжерона удлиняется больше, чем тот, что находится в хвостовой части. Величина максимальных удлинений в

направлении оси Y для лонжерона составила 0,62 мм, а для наконечника лопасти – 0,32 мм соответственно.

Напряжения

Для оценки статической и усталостной прочности элементов болтового соединения наконечника с лонжероном лопасти проанализированы напряжения в силовых элементах по типовым концентраторам. В случае оценки статической прочности анализировали распределение эквивалентных напряжений по Мизесу ($\sigma_{\text{ЭКВ}}$), так как предварительный анализ деформаций показал, что элементы болтового соединения находятся в условиях сложного напряженного состояния (растяжение с изгибом). Максимальные значения напряжений по Мизесу для типовых зон концентрации напряжений сравнивали с пределом прочности материала, из которого изготовлен рассчитываемый элемент конструкции. Для оценки усталостной прочности анализировали распределение главных растягивающих напряжений (σ_1) в силовых элементах по типовым концентраторам напряжений. Максимальные значения этих напряжений сравнивали с пределом выносливости материала конструктивного элемента.

Оценка статической прочности элементов болтового соединения наконечника с лонжероном лопасти несущего винта

При расчете определены эквивалентные напряжения по Мизесу в силовых элементах болтового соединения наконечника лопасти с лонжероном. Результат представлен в виде полей распределения напряжений в зонах концентрации напряжений. Результат расчета показал, что напряжения на нижней поверхности профиля лонжерона и наконечника лопасти выше, чем на верхней. Поэтому в целях сокращения объемов расчета результат представлен только для нижней поверхности. Проанализировано распределение напряжений в зоне отверстий по рядам, начиная от корневого сечения в сторону увеличения координаты Y.

Лонжерон

Анализ распределения эквивалентных напряжений по Мизесу в лонжероне показал, что наиболее нагруженным участком конструкции является зона крайнего отверстия диаметром 14 мм, расположенного на нижней наружной поверхности профиля лонжерона ближе к носку (рис. 5.5, а). Максимальные напряжения локализованы вблизи кромки отверстия по дуге контакта с болтом со стороны меньшей перемычки отверстия. Вследствие концентрации напряжений вблизи контура отверстия наблюдается ярко выраженная неравномерность распределения напряжений. Величина максимальных эквивалентных напряжений по Мизесу в этой зоне составляет 241,4 МПа (рис. 5.5, б). По мере удаления от края отверстия напряжения резко падают до уровня напряжений в регулярной зоне. Отверстия расположены достаточно далеко друг от друга, поэтому не наблюдается взаимное влияние отверстий.

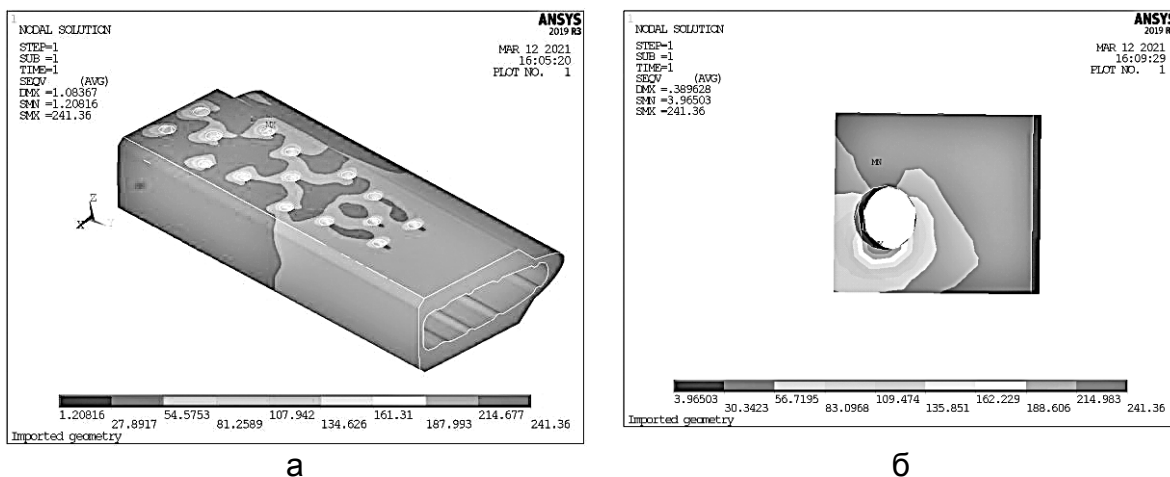


Рис. 5.5. Поле распределения эквивалентных напряжений по Мизесу: а – в лонжероне; б – в зоне первого ряда отверстий диаметром 14 мм (зона максимальных напряжений вид на нижнюю поверхность профиля снаружи)

Наконечник

На рис. 5.6, 5.7 показан характер распределения эквивалентных напряжений по Мизесу в наконечнике в зоне расположения крепежных отверстий и проушин.

Анализ распределения эквивалентных напряжений в наконечнике показал, что зона максимальных напряжений локализована вблизи крайнего ряда отверстий диаметром 14 мм. Максимальные значения напряжений в данной зоне достигают значения $\sigma_{\text{ЭКВ}} = 629,1 \text{ МПа}$. По мере перехода от одного ряда к другому уровень максимальных напряжений снижается. Уровень действующих напряжений вблизи отверстий не превышает предел прочности материала наконечника $\sigma_B = 1080 \text{ МПа}$. Величина максимальных напряжений по Мизесу в зоне проушин составляет $\sigma_{\text{ЭКВ}} = 265,95 \text{ МПа}$, что существенно ниже, чем в зоне отверстий.

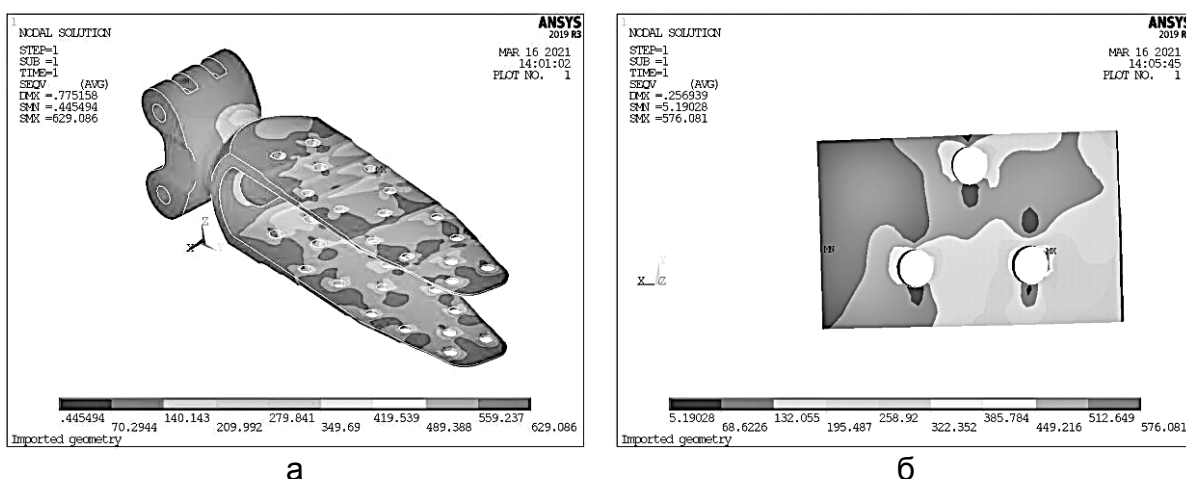


Рис. 5.6. Поле распределения эквивалентных напряжений по Мизесу: а – в наконечнике лопасти; б – в зоне расположения группы отверстий диаметром 16 мм (вид на нижний язычок наконечника изнутри)

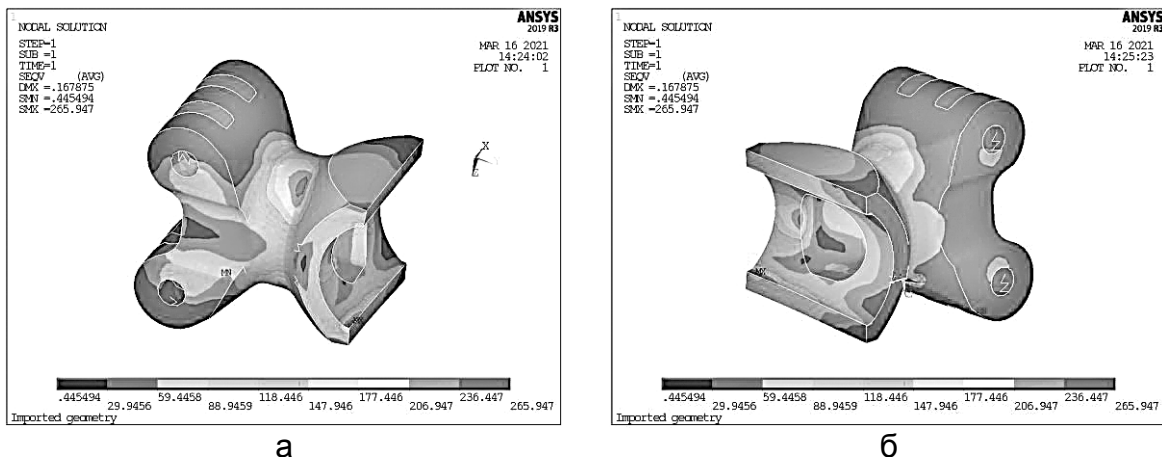


Рис. 5.7. Поле распределения эквивалентных напряжений по Мизесу в наконечнике лопасти в зоне вилки

Оценка усталостной прочности элементов болтового соединения наконечника с лонжероном лопасти несущего винта

Для оценки усталостной прочности элементов болтового соединения комлевой части лопасти несущего винта анализировали характер распределения главных растягивающих напряжений в местах концентрации напряжений (рис. 5.8), поскольку именно растягивающие напряжения оказывают влияние на усталостную прочность конструкции. Как правило, усталостные трещины зарождаются в зоне концентрации напряжений и развиваются перпендикулярно действию главных растягивающих напряжений.

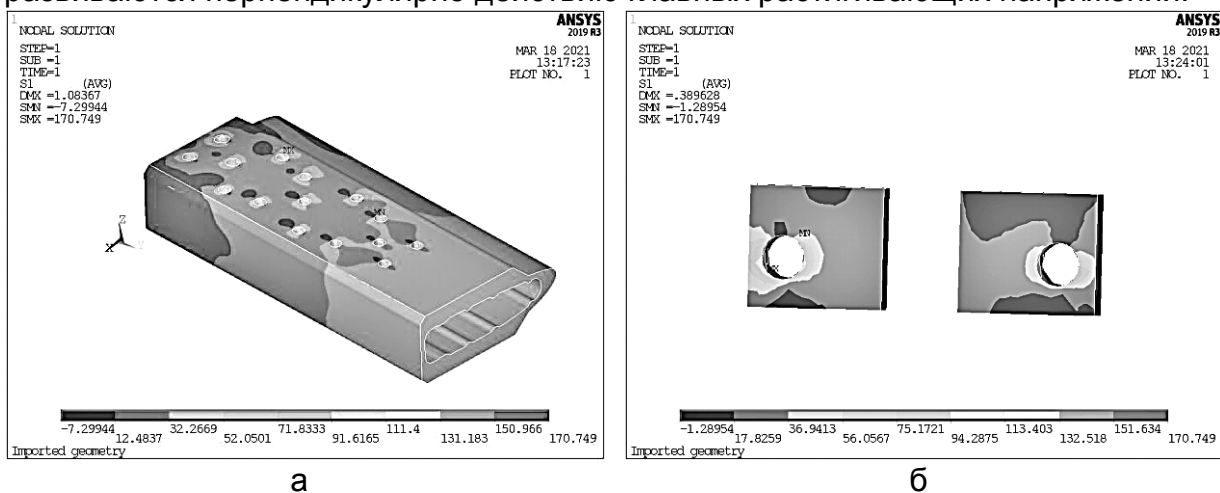


Рис. 5.8. Поле распределения главных растягивающих напряжений: а – в лонжероне; б – в зоне первого ряда отверстий диаметром 14 мм (зона максимальных напряжений вид на нижнюю поверхность профиля снаружи)

Наконечник

На рис. 5.9, 5.10 показан характер распределения главных растягивающих напряжений в наконечнике лопасти для типовых концентраторов напряжений.

Анализируя полученный результат, можно сделать вывод, что уровень максимальных главных растягивающих напряжений для всех типовых зон

концентрації напружень в наконечнику, крім зони крайнього отвору, не перевищує межі вносливості матеріалу наконечника $\sigma_{-1}=519$ МПа. В зоні крайнього отвору максимальне значення напружень досягає $\sigma_1=581,5$ МПа.

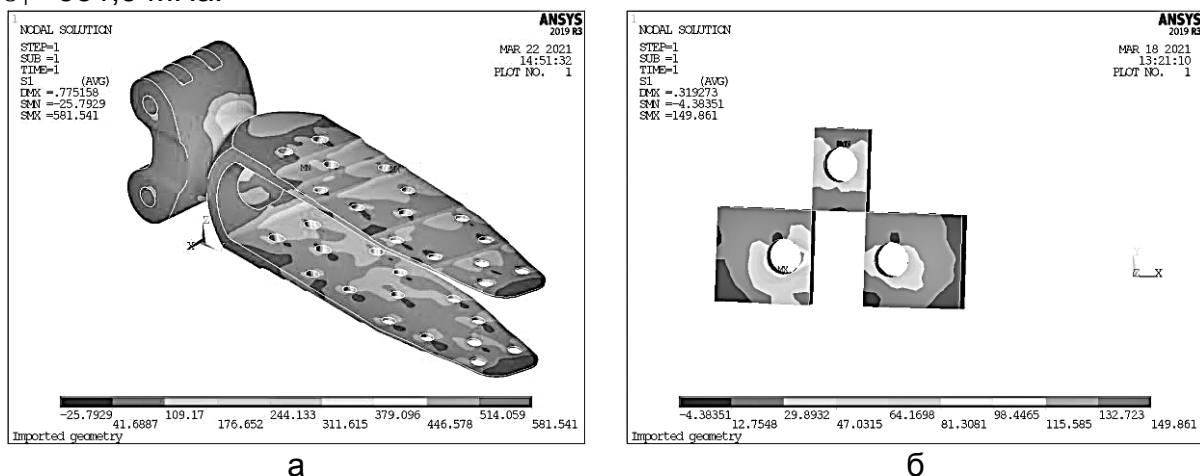


Рис. 5.9. Поле распределения главных растягивающих напряжений
 а – в наконечнике лопасти;
 б – в зоне расположения группы отверстий диаметром 16 мм (вид на нижний язычок наконечника изнутри)

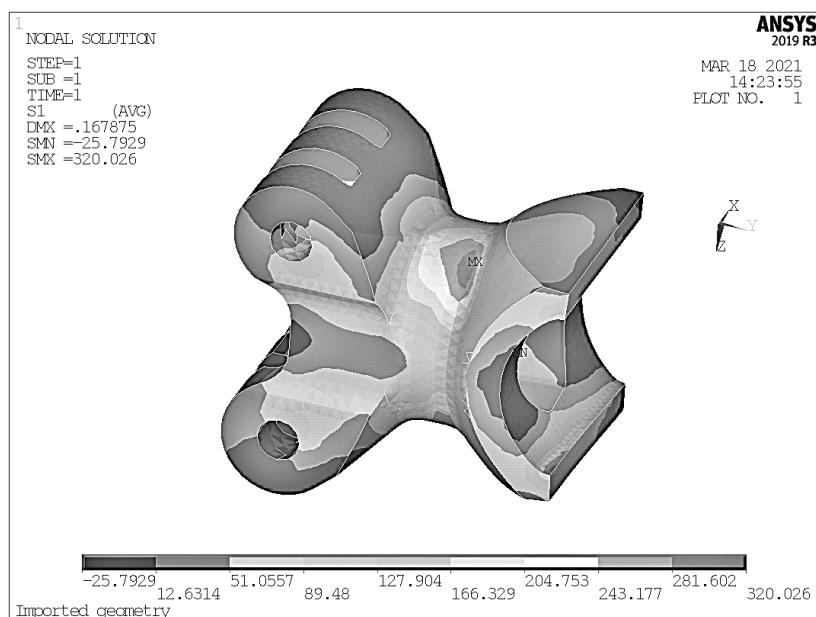


Рис. 5.10. Поле распределения главных растягивающих напряжений в наконечнике лопасти в зоне вилки

Анализ влияния уровня нагружения на изменение напряженно-деформированного состояния регулярной части лонжерона лопасти несущего винта вертолета

Для прогнозирования долговечности и ее изменения при заданном уровне нагрузок необходимо рассчитать напряженно-деформированное состояние (НДС) регулярной части лонжерона лопасти несущего винта вертолета.

Применение расчетных комплексов программной реализации метода конечных элементов, одним из которых является ANSYS, позволяет провести расчет и проанализировать характеристики НДС лопасти несущего винта (НВ) вертолета, имеющей сложную геометрию, включающую в себя переменное сечение и геометрическую крутку по размаху и нелинейный закон распределения воздушной нагрузки.

В качестве объекта исследования выбрана регулярная часть лонжерона лопасти несущего винта вертолета.

Определены характеристики напряженно-деформированного состояния регулярной части лонжерона лопасти несущего винта вертолета и представлены результаты его практической реализации при расчете характеристик НДС лопасти для режима «висения». Регулярная часть лопасти несущего винта включает в себя часть конструкции, расположенную на дистанции от нервюры № 1 до нервюры № 22.

Построение балочной конечно-элементной модели, расчет и анализ полученных результатов выполняли с помощью системы ANSYS. Для описания геометрии сечений лонжерона лопасти НВ использовали мастер-геометрию лонжерона, созданную с помощью системы CATIA v5, версия 19.

Расчет проведен при следующих исходных данных: масса вертолета $m = 12000$ кг, масса лопасти $m_l = 140$ кг, обороты несущего винта $n = 192$ об/мин, длина лопасти $l = 10600$ мм, число лопастей $z = 5$.

Конечно-элементная модель регулярной зоны

Конечно-элементная модель лонжерона лопасти представляет собой консольную балку переменного сечения, расположенную в плоскости YZ под углом взмаха $\beta = 4,77^\circ$ и нагруженную распределенной воздушной нагрузкой, силой собственного веса лопасти и инерционной центробежной нагрузкой, возникающей при вращении лопасти с заданной угловой скоростью.

Для построения конечно-элементной модели лонжерона применяли балочный элемент BEAM188 [17]. Элемент BEAM188 – двухузловой балочный элемент, обладающий шестью степенями свободы в каждом из узлов: линейные перемещения вдоль осей X, Y и Z и угловые перемещения вокруг осей X, Y и Z соответственно. Для данного конечного элемента выбрана квадратичная функция формы, предполагающая наличие дополнительного внутреннего узла по длине элемента, что позволяет более точно описать неравномерно распределенную погонную нагрузку. Данный тип конечного элемента дает возможность моделирования балок с переменным поперечным сечением и позволяет учесть геометрическую нелинейность (конечные перемещения и углы поворота, большие деформации и учет изменения жесткости балки при изгибе и в результате вращения) при описании отклика конструкции на внешнее воздействие. При моделировании балок переменного сечения используется линейная аппроксимация геометрии сечения.

Конечно-элементная модель лонжерона состоит из трех сечений расположенных по осям нервюр № 1, 4 и 22. Размер конечного элемента равен 100 мм. Для рассматриваемых сечений балочного элемента определены геометрические характеристики сечений: площадь поперечного сечения **AREA**,

осевые моменты инерции относительно главных центральных осей **I_{yy}** и **I_{zz}**, центробежный момент инерции **I_{yz}**, координаты центра тяжести сечений **CentroidY**, **Centroid Z**, координаты центра жесткости сечений **Shear_CenterY** и **Shear_CenterZ** (рис. 5.11). На рис. 5.12 показана конечно-элементная модель лонжерона лопасти НВ вертолета с визуализацией граничных условий и действующих на лопасть внешних нагрузок.

При рассмотрении нелинейного решения учитывали геометрическую нелинейность поведения рассчитываемой конструкции и линейное поведение материала. При наличии геометрической нелинейности жесткость системы является функцией перемещений конструкции вследствие изменения исходной геометрии конструкции в процессе деформирования. При изгибе балки изменяется ее кривизна, при этом возникают мембранные силы, оказывающие сопротивление при деформировании. Кроме того, изменяется плечо приложения нагрузок. При решении геометрически нелинейной задачи используют обновленную Лагранжевую формулировку и решение рассматривают для текущей (деформированной геометрии) конфигурации конечно-элементной системы [18]. Для поиска решения применяли итерационную процедуру и метод Ньютона–Рафсона.

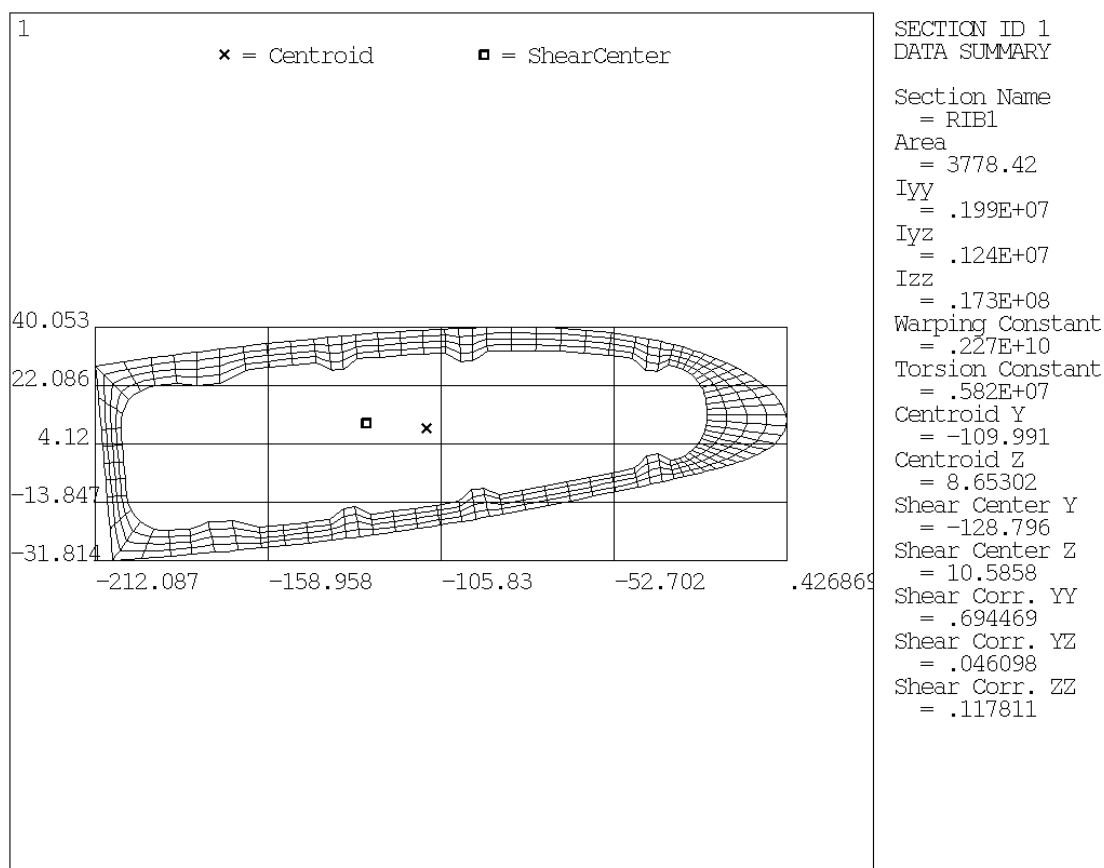


Рис. 5.11. Расчетное сечение лонжерона лопасти по оси нервюры № 1 и его геометрические характеристики

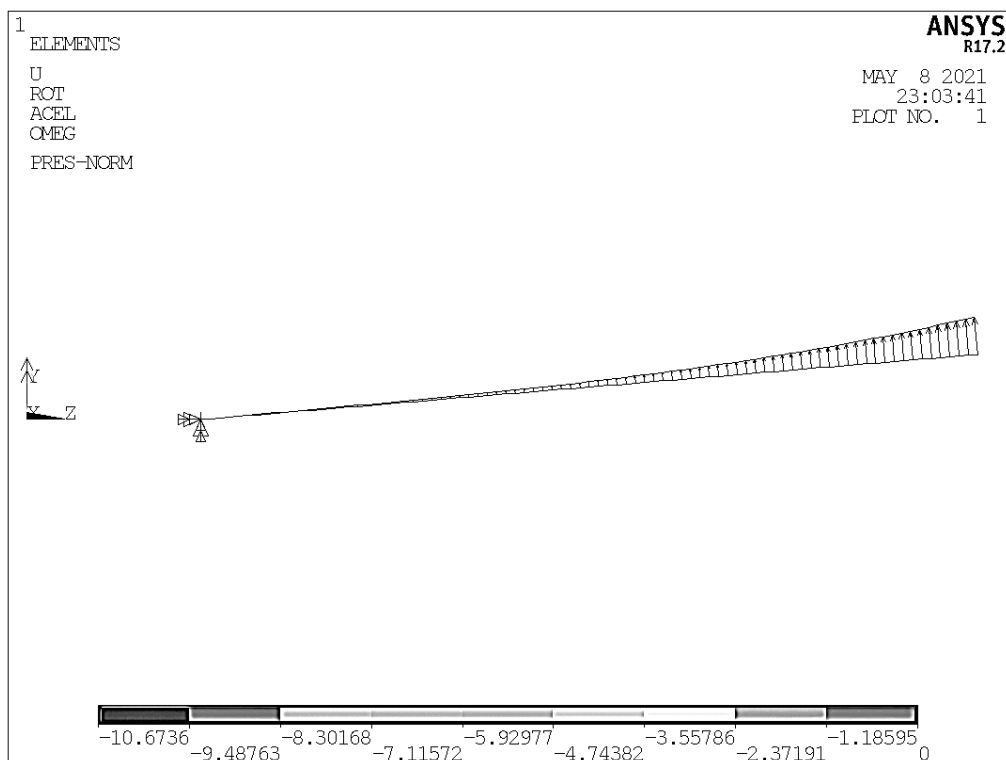


Рис. 5.12. Конечно-элементная модель лонжерона лопасти НВ вертолета с визуализацией граничных условий и внешних нагрузок

На рис. 5.13 показана эпюра погонной воздушной нагрузки, действующей по размаху лонжерона лопасти НВ вертолета.

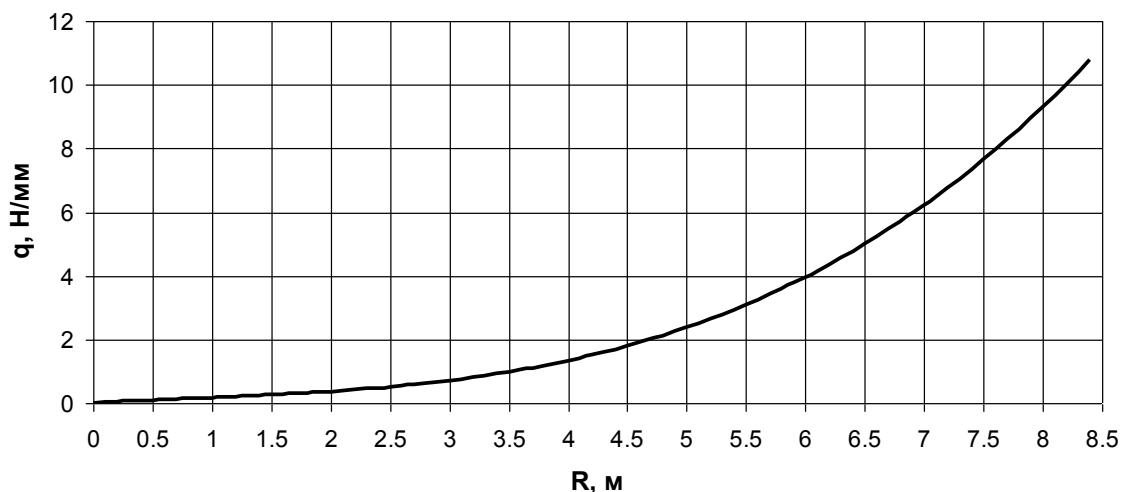


Рис. 5.13. Эпюра погонной воздушной нагрузки, действующей по размаху лонжерона лопасти НВ

Анализ результатов расчета

Анализ результатов расчета включает в себя определение реакций в точках крепления, определение прогибов балки, построение эпюр осевой силы

N_x , поперечної сили Q_z и изгибающего момента M_y , а также эпюр осевых σ_r , изгибных $\sigma_{и}$ и суммарных $\sigma_{\text{ТОТ}}$ напряжений, расчет максимальных напряжений.

Реакции в точках крепления

При расчете определены реакции в точке крепления лонжерона лопасти НВ. Значения реакций рассчитывали в узловой системе координат, оси которой совпадают с осями системы координат вертолета.

Перемещения

Проанализирован характер деформирования лонжерона лопасти НВ. Проведена оценка прогибов балки в направлении оси Y . Результаты анализа представлены на рис. 5.14, 5.15.

При анализе результатов расчета выявлена особенность деформирования лонжерона лопасти, заключающаяся в наличии двух максимумов по размаху и точки перегиба, в которой кривизна балки изменяет свой знак. Причиной данного характера деформирования оси балки является малая изгибная жесткость поперечного сечения относительно нейтральной оси Y балочного элемента и характер действующих нагрузок.

Так, участок лопасти, расположенный вблизи корневого сечения, изгибается выпуклостью вверх, при этом верхние слои поперечного сечения оказываются растянутыми, а нижние – сжатыми. В зоне первого максимума ($R=3,2$ м) кривизна балки изменяет знак и участок лопасти изгибается выпуклостью вниз, при этом верхние слои поперечного сечения оказываются сжатыми, а нижние – растянутыми. Величина максимального прогиба на конце балки составила $U_y = 111,8$ мм, а в окрестности точки перегиба $U_y = -21,8$ мм.

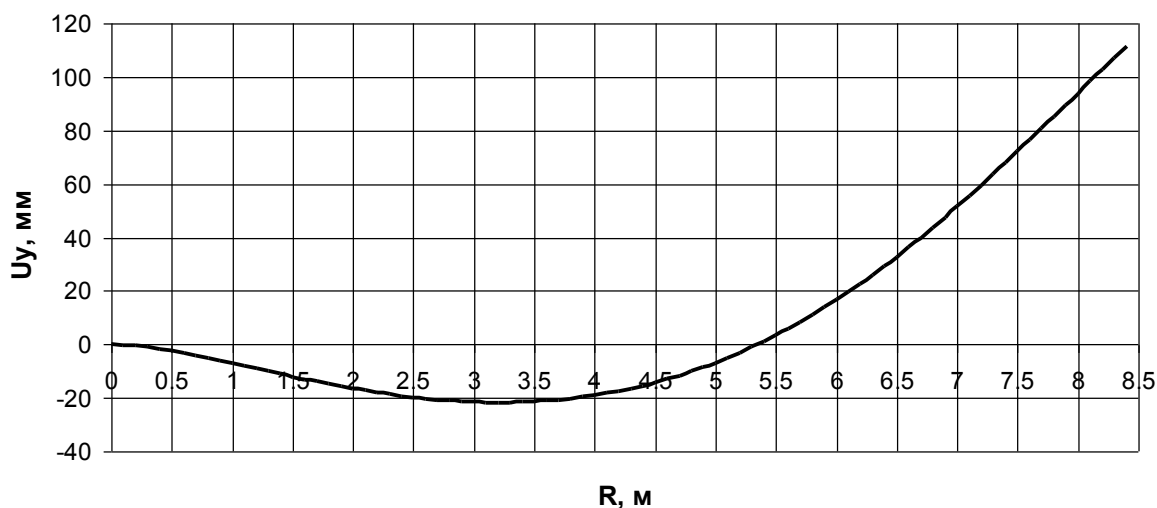


Рис. 5.14. График изменения прогибов в направлении оси Y по размаху в лонжероне лопасти НВ

Единицы измерения прогибов – мм.

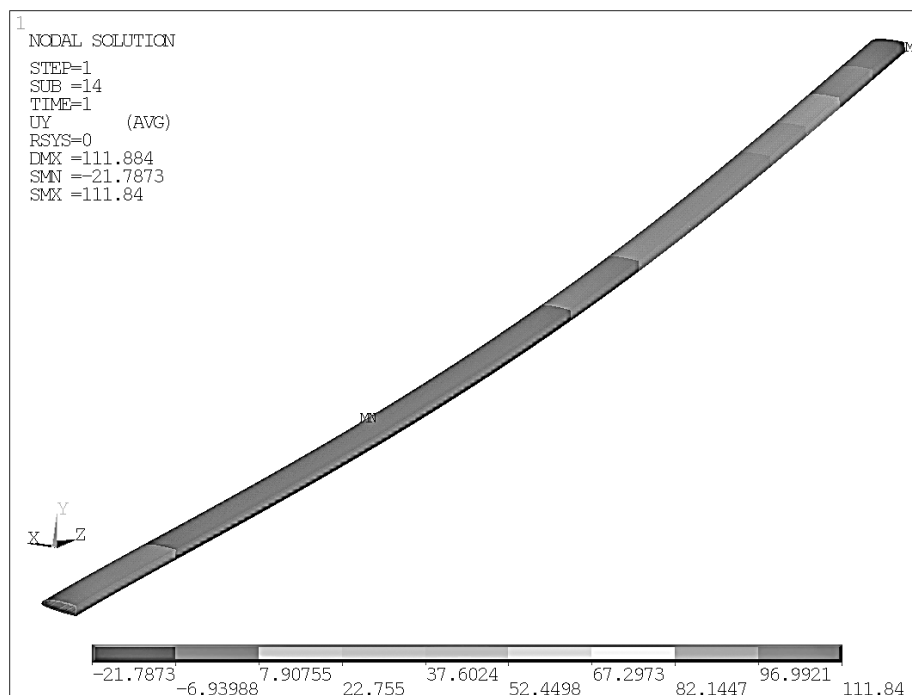


Рис. 5.15. Поле распределения прогибов в направлении оси Y в лонжероне лопасти НВ

Эпюры внутренних силовых факторов и напряжений

Построены эпюры внутренних силовых факторов: осевых сил N_x , поперечной силы Q_z и изгибающего момента M_y . Направление сил и момента соответствует направлениям осей балочного элемента, а именно: ось X направлена вдоль оси балочного элемента от узла i к узлу j , ось Z направлена вверх, а ось Y перпендикулярна к плоскости XZ таким образом, что образует правую систему координат (рис. 5.16).

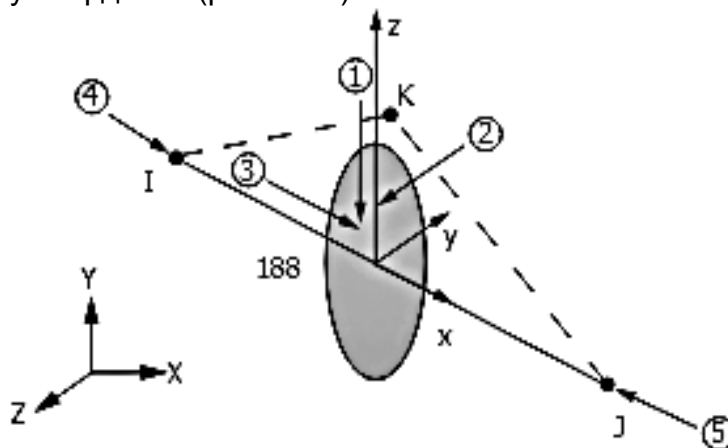


Рис. 5.16. Система координат балочного элемента [17]

Эпюра осевых сил по размаху лопасти несущего винта показана на рис. 5.17.

В качестве единицы измерения для сил применяются ньютоны (Н), для момента – ньютоны на миллиметр (Н·мм).

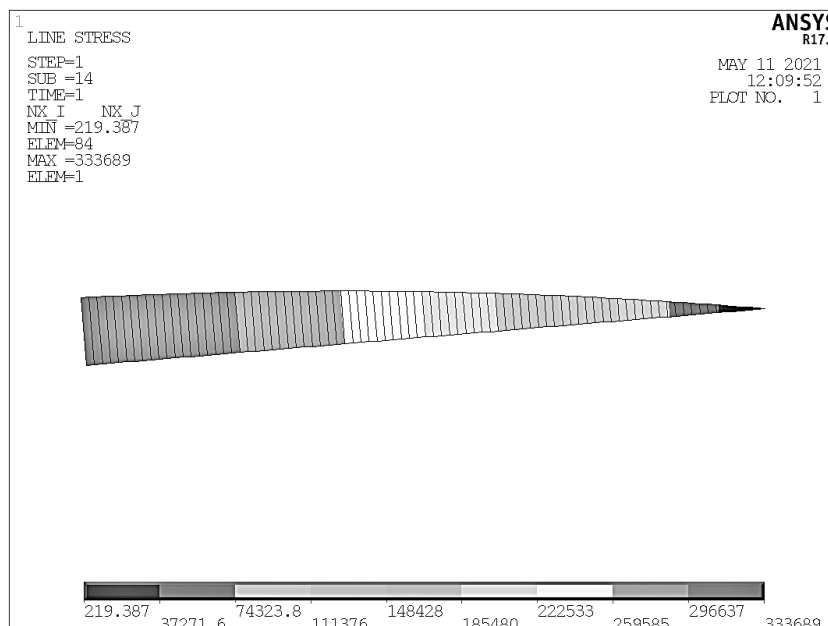


Рис. 5.17. Эпюра осевых сил N_x

Анализируя эпюру осевых сил, следует отметить, что в результате вращения лопасти НВ с постоянной угловой скоростью вокруг оси Y в лонжероне возникают растягивающие осевые усилия, изменяющиеся нелинейно по длине лонжерона (рис. 5.17). Осевые усилия достигают максимального значения $N_x = 333689\text{H}$ в сечении по оси нервюры № 1.

Под действием системы сил: распределенной воздушной нагрузки q_b , собственного веса лонжерона G_l и центробежной нагрузки $N_{ц.б}$ происходит изгиб лонжерона относительно оси Y балочного элемента. В результате этого в сечениях по длине балки возникают поперечная сила Q_z и изгибающий момент M_y (рис. 5.18, 5.19).

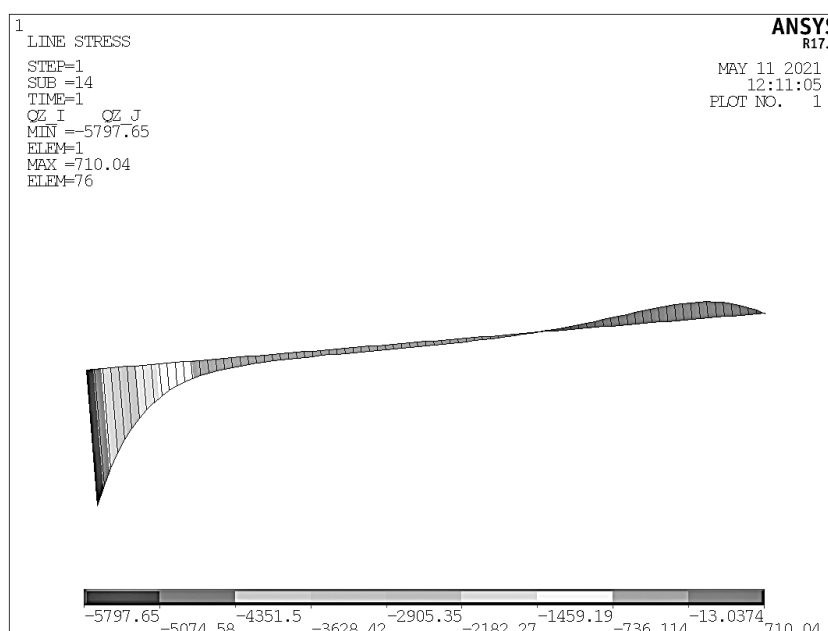
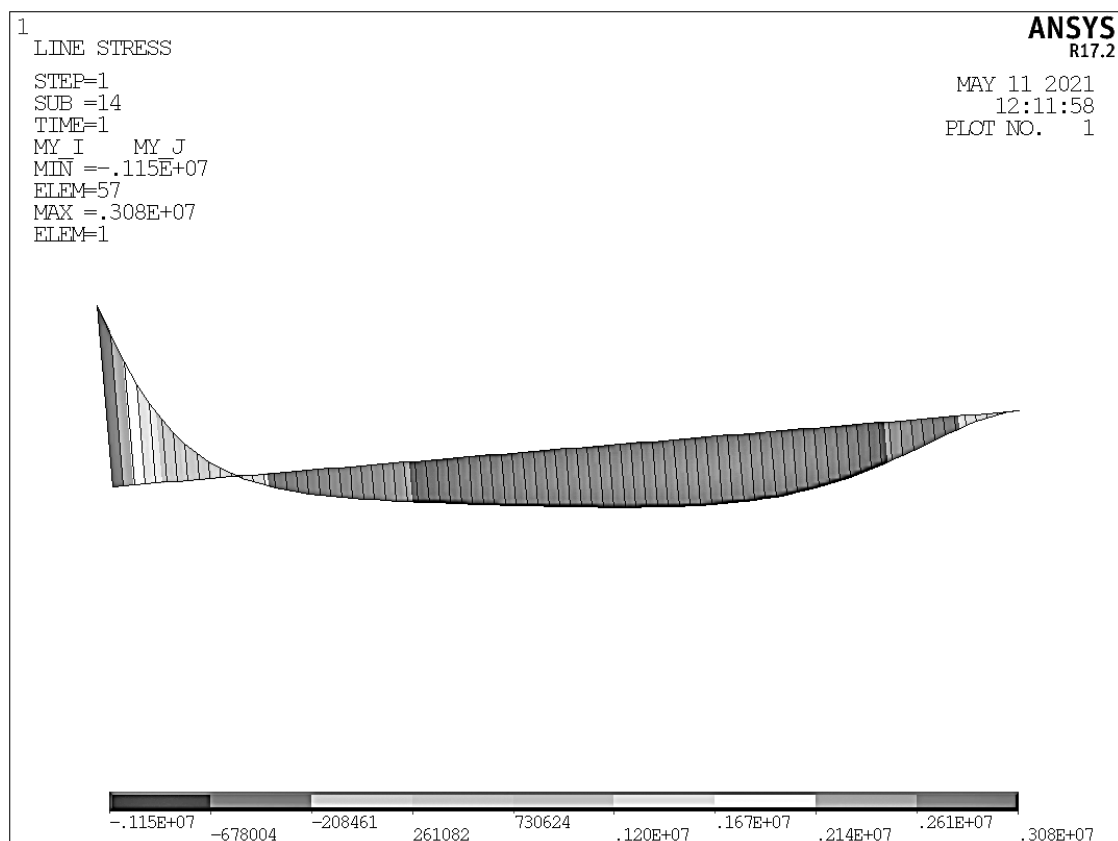


Рис. 5.18. Эпюра поперечных сил Q_z

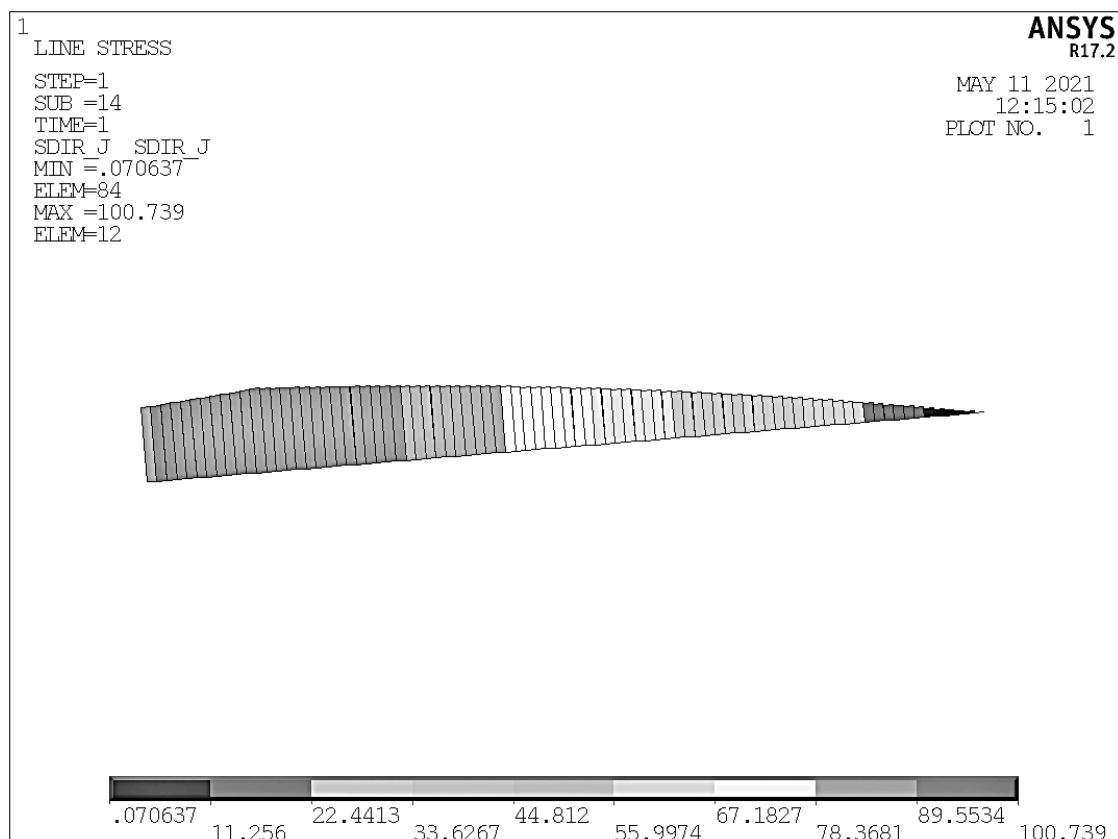
Рис. 5.19. Эпюра изгибающего момента M_y

Поперечная сила и изгибающий момент изменяются нелинейно по длине лопасти. Эпюра поперечной силы пересекает базовую ось эпюры и в сечении $R = 7,47$ м ($r = 0,73$) между осями нервюр № 13 и 14 обращается в ноль. В этом сечении изгибающий момент достигает значения $M_{y_{\min}} = -1147,5$ Нм. В сечении по оси нервюры № 1 изгибающий момент достигает максимума $M_{y_{\max}} = 3078,3$ Нм.

Таким образом, лонжерон лопасти НВ находится в сложном напряженном состоянии (изгиб с растяжением). В результате этого в поперечных сечениях балки возникают переменные по длине балки осевые напряжения, вызванные действием центробежной нагрузки и изгибные напряжения от действия распределенной воздушной нагрузки, силы собственного веса лопасти и поперечной составляющей центробежной нагрузки.

Напряжения

Рассчитаны значения линейризованных напряжений в балочных элементах и построены эпюры осевых (рис. 5.20), изгибных (рис. 5.21, 5.22) и суммарных напряжений (рис. 5.23, 5.24) в лонжероне лопасти НВ вертолета. В качестве единицы измерения для напряжений применяются мегапаскалы (МПа).

Рис. 5.20. Эпюра осевых напряжений σ_p

Осевые растягивающие напряжения от действия центробежной нагрузки – переменные по длине лонжерона и достигают максимального значения $\sigma_p = 100,7$ МПа в сечении по оси нервюры № 4, что связано с уменьшением площади поперечного сечения (см. рис. 5.20). Величина максимальных растягивающих напряжений не превышает предел текучести материала лонжерона лопасти винта, таким образом, в сечениях лопасти не возникают остаточные пластические деформации от действия центробежной силы.

Изгибные напряжения также переменные по длине балки и достигают максимума в сечении, где изгибающий момент максимальный (сечение по оси нервюры № 1). Кроме того, в силу несимметричности профиля изгибные напряжения по высоте сечения несимметричны относительно нейтральной оси. В этом сечении верхний пояс лонжерона растянут и максимальное значение изгибных напряжений составляет $\sigma_{и}^+ = 48,7$ МПа (см. рис. 5.21), а нижний пояс сжат и $\sigma_{и}^- = -62,5$ МПа (см. рис. 5.22). В сечении на дистанции $r = 0,73$ между осями нервюр № 13 и 14 значение изгибных напряжений в растянутой зоне составляет

$\sigma_{и}^+ = 26,9$ МПа (см. рис. 5.22), а в сжатой зоне $\sigma_{и}^+ = -24,9$ МПа (см. рис. 5.21). Причем в обеих зонах уровень изгибных напряжений ниже, чем уровень осевых напряжений.

Суммарные напряжения рассчитывали как сумму осевых σ_p и изгибных напряжений $\sigma_{и}$ (см. рис. 5.23, 5.24).

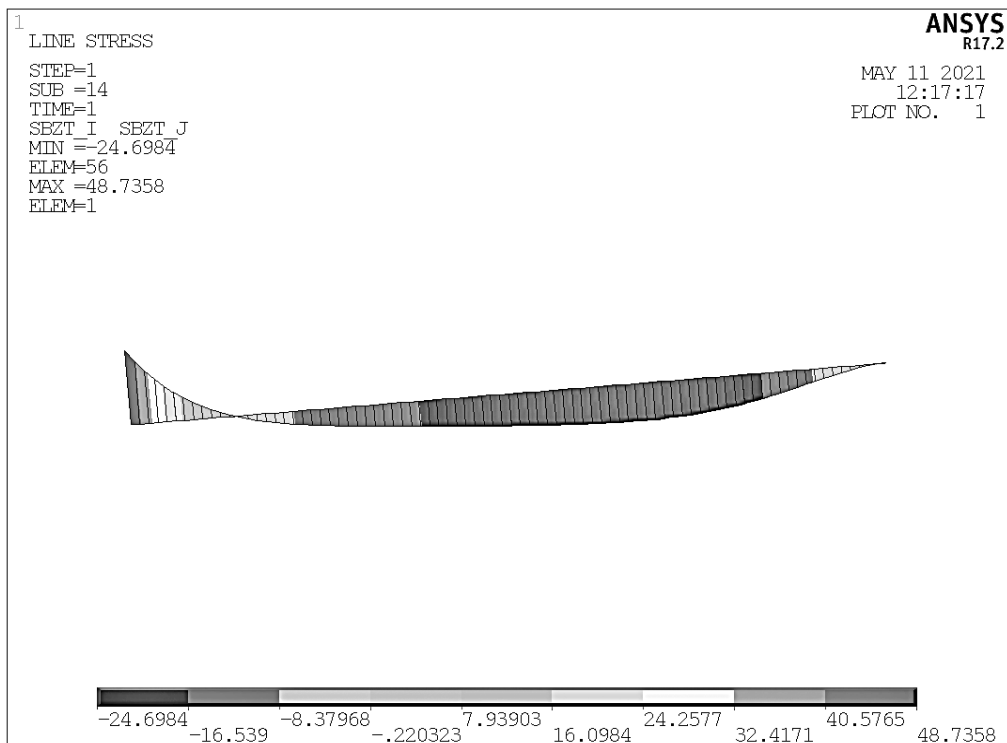


Рис. 5.21. Эпюра изгибных напряжений $\sigma_{и}$ (сжатая зона)

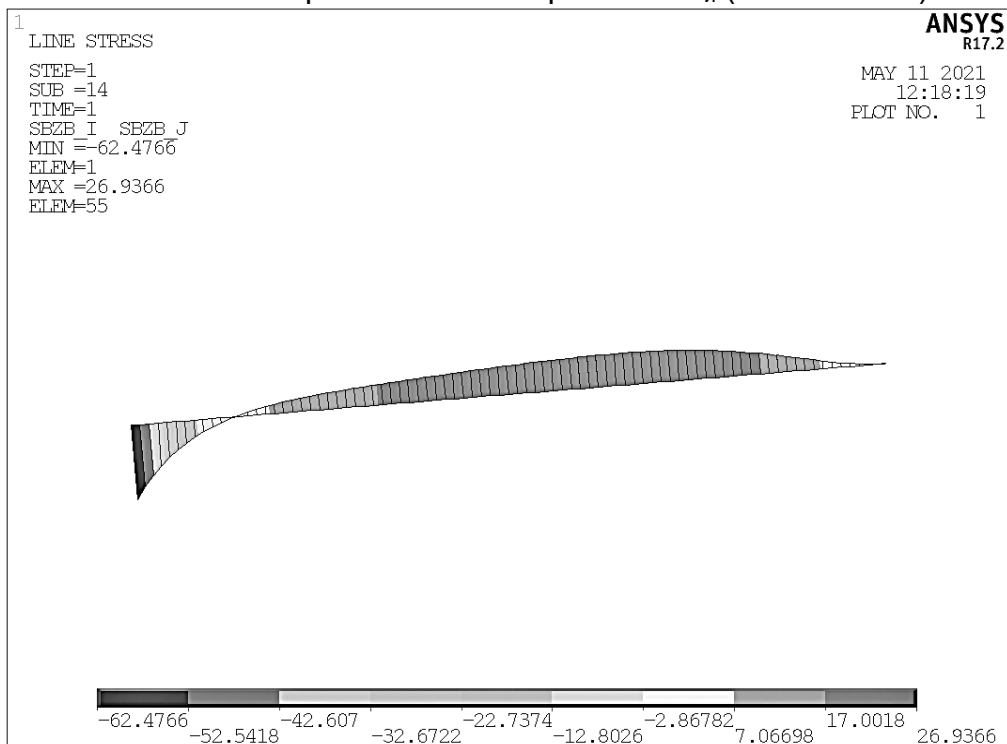


Рис. 5.22. Эпюра изгибных напряжений $\sigma_{и}$ (растянутая зона)

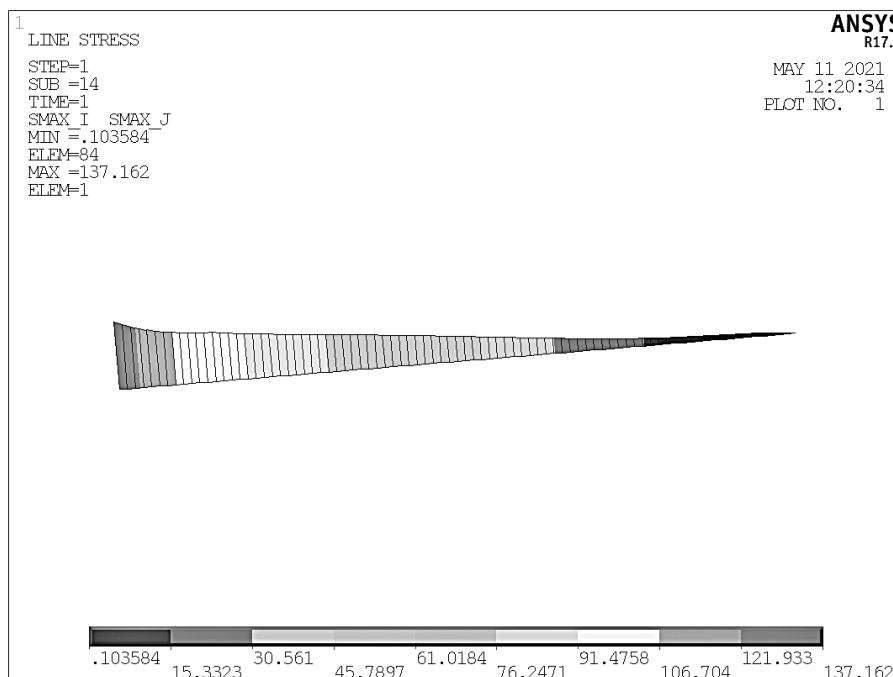


Рис. 5.23. Эюра максимальных суммарных напряжений $\sigma_p + \sigma_{и}$

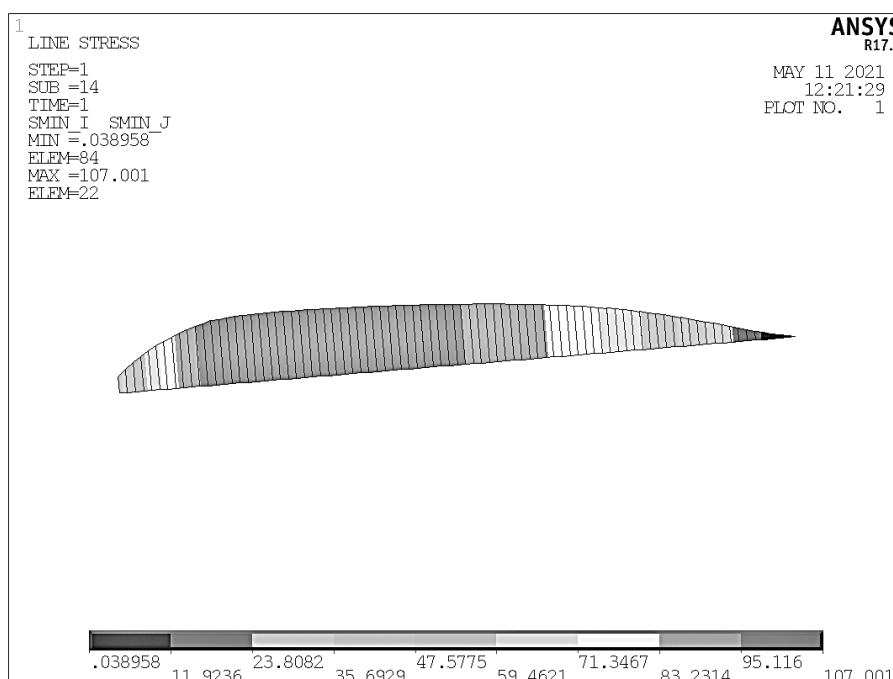


Рис. 5.24. Эюра минимальных суммарных напряжений $\sigma_p - \sigma_{и}$

Значение максимальных действующих напряжений $\sigma_{\Sigma\max} = 137,1$ МПа не превышает предела текучести материала, таким образом, в лонжероне лопасти возникают упругие деформации. Причем по всей длине лопасти суммарные напряжения являются растягивающими.

На рис. 5.25 показан характер распределения нормальных напряжений в лонжероне лопасти НВ.

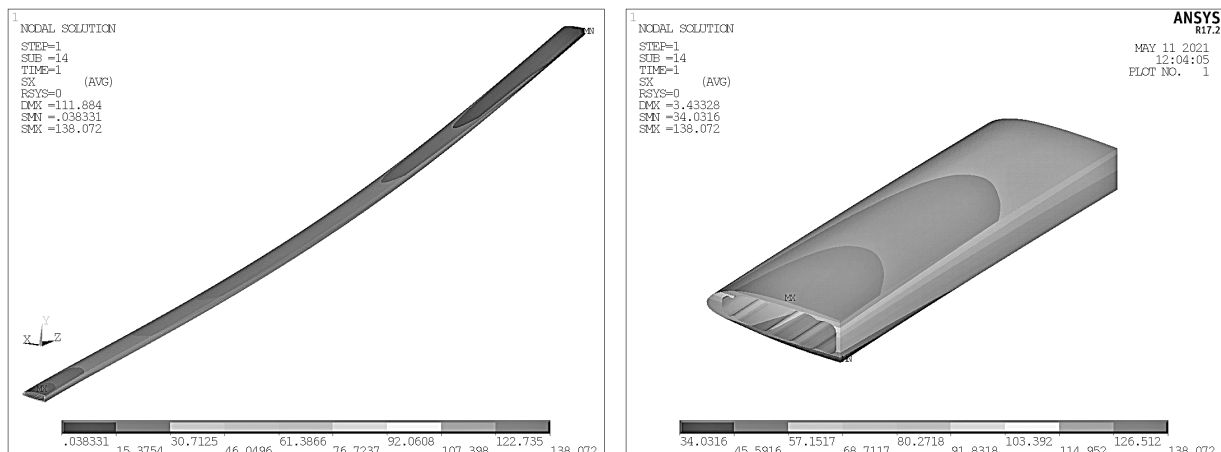


Рис. 5.25. Характер распределения нормальных напряжений σ_x в лонжероне лопасти НВ вертолета

Зона максимальных нормальных напряжений σ_x в лонжероне лопасти НВ локализована в районе заделки (нервюра № 1). Величина максимальных напряжений $\sigma_{x\max} = 138,1$ МПа хорошо согласуется со значением линейризованных напряжений $\sigma_{\Sigma\max} = 137,1$ МПа.

Для оценки статической прочности лонжерона лопасти НВ определим коэффициент запаса прочности, приняв значение коэффициента безопасности $f = 1,5$ и эксплуатационную перегрузку для режима висения $n^3 = 1$:

$$S_{\sigma} = \frac{\sigma_B}{n^3 * f * \sigma_{\max}} = \frac{320}{1 * 1.5 * 137.1} = 1.56.$$

Для оценки усталостной прочности и выявления зон вероятного усталостного разрушения проанализировали распределение главных растягивающих напряжений в поперечных сечениях лонжерона лопасти, расположенных по размаху лопасти (рис. 5.26, 5.27).

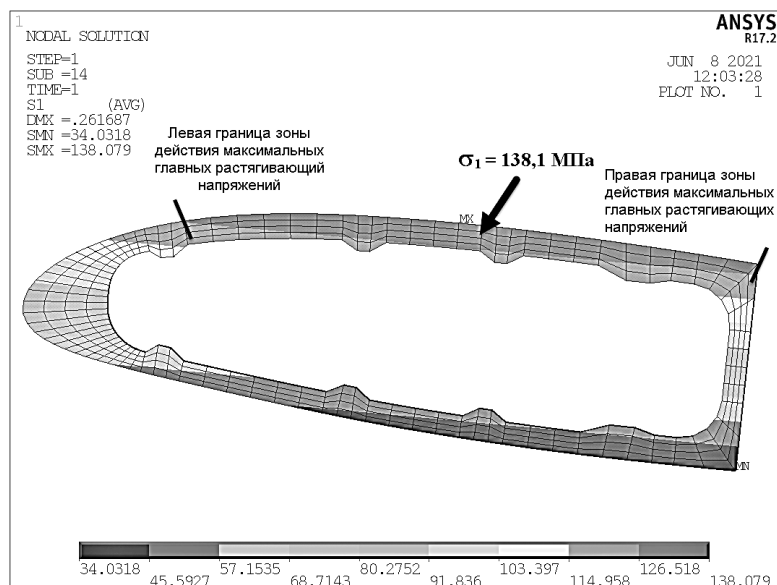


Рис. 5.26. Характер распределения главных растягивающих напряжений σ_1 в поперечном сечении лонжерона лопасти НВ (отсек № 1, $r = 0$)

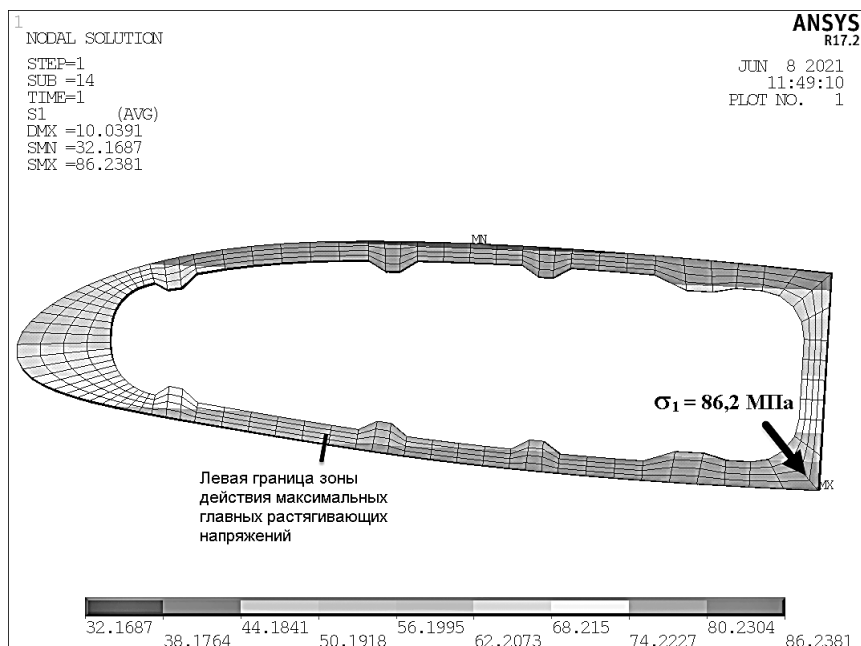


Рис. 5.27. Характер распределения главных растягивающих напряжений σ_1 в поперечном сечении лонжерона лопасти НВ (отсек № 13 - 14, $r = 0,73$)

Проанализировав характер распределения главных растягивающих напряжений σ_1 в поперечном сечении лонжерона лопасти НВ, следует отметить следующее:

В корневом сечении лопасти НВ (отсек № 1, $r = 0$) зона максимальных главных растягивающих напряжений расположена на верхней полке лонжерона и достаточно обширна, распространяясь от первого ребра жесткости в носке до задней стенки, а максимальные напряжения локализованы вблизи третьего ребра жесткости.

По мере удаления от корневого сечения зона максимальных главных растягивающих напряжений изменяет свое месторасположения и находясь на нижней полке лонжерона (отсеки № 5 – 14, $r = 0,38...0,73$). Причем протяженность зоны по хорде сечения уменьшилась, левая граница зоны максимальных главных растягивающих напряжений расположена возле второго ребра жесткости, а максимальные напряжения локализованы вблизи задней стенки. Следует также отметить, что по мере удаления от корневого сечения уровень действующих напряжений уменьшается [19].

6. Разработка методики испытаний образцов лопасти несущего винта вертолета для оценки кинетики роста усталостных трещин

Разработана методика испытаний образцов лопасти несущего винта вертолета для оценки кинетики роста усталостных трещин [20]. Исследования включают в себя формирование усилий для воспроизведения полетного цикла нагружения, создание стендового оборудования для снятия показаний, подготовку образцов к испытанию, проведение испытаний с использованием современного комплекса тензометрической аппаратуры и контрольно-измерительной системы и применением современных средств вычислительной техники и программного обеспечения при обработке результатов эксперимента. Получены результаты определения характеристик усталостной прочности:

средние значения долговечности и среднеквадратические отклонения долговечности для четырех уровней нагружения образцов; среднее значение предела выносливости и его среднеквадратическое отклонение – по данным экспериментальных испытаний образцов лопасти несущего винта вертолета. На рис. 6.1 представлена методика испытаний образцов лопасти несущего винта вертолета.

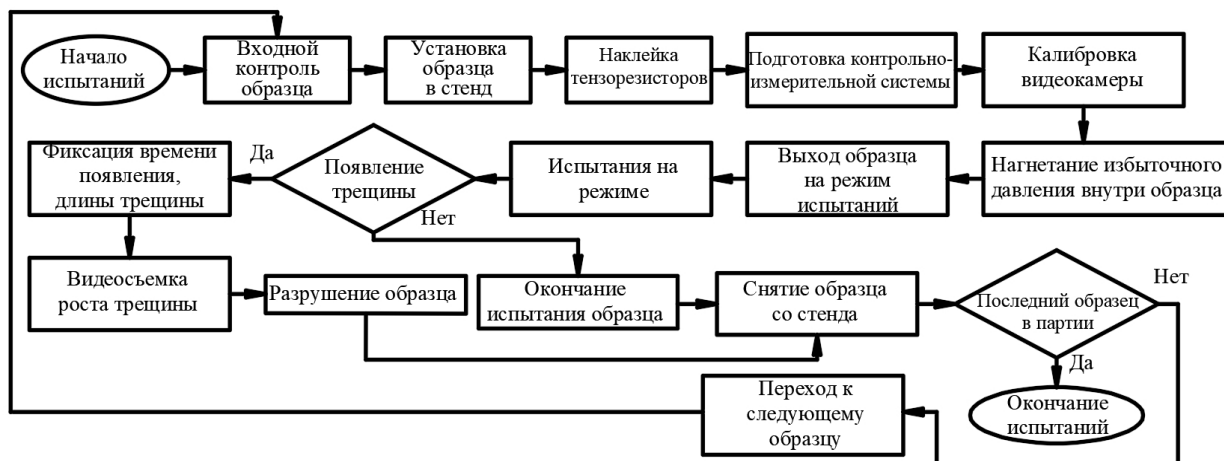


Рис. 6.1. Методика испытаний образцов лопасти несущего винта вертолета

7. Разработка и создание испытательного стенда для натуральных испытаний образцов лопасти винта вертолета

Целью испытаний на выносливость лопастей несущего винта вертолета является оценка характеристик выносливости образцов серийной продукции, контроль качества и установление соответствия назначенному ресурсу по условиям выносливости.

Необходимость предупреждения выхода из строя узлов летной техники под действием усталости вытекает из требований обеспечения безопасности при эксплуатации воздушного транспорта [21]. Решение данного вопроса представляется возможным только при использовании комплексной методики, включающей в себя определение технического состояния, прогнозирование появления трещиноподобных дефектов на микроуровне под действием усталостного нагружения и их последующего роста при эксплуатации воздушного судна. Необходимо проводить испытательные работы с натурными авиационными конструкциями с подключением контрольно-измерительной системы для наблюдения за испытаниями.

Стендовые испытания осуществляются для любого изделия, выпускаемого серийно в рамках авиационного производства. Целью этих испытаний является определение и уточнение правильности процесса изготовления и сборки изделия. Длительность данных испытаний может быть различной – государственные испытания бывают более долгими, в то время как при ускоренных эквивалентных испытаниях большее внимание уделяется приложению к испытываемым образцам более интенсивных нагрузок. Отдельные узлы проходят испытания в продолжение двойного и тройного срока ресурса изделия [22, 23, 24]. Чтобы быстрее определить основные места, в которых образуются дефекты, допускается повышение интенсивности напряжений в несколько раз. Значения нагрузок, прикладываемых по

программе проведения испытаний, должны основываться на аналогичных значениях государственных испытаний и не противоречить им, в том числе в области продолжительности испытаний, разделение их на отдельные этапы и режимы.

После завершения испытательного процесса проводится диагностика испытанного изделия. Отсутствие микроскопических трещин усталости выявляется по результатам рентгенографического, люминесцентного исследований. Необходимым условием успешности испытаний является отсутствие разрушения [25].

Разработанный стенд для испытания среднего участка лопасти несущего винта вертолета в плоскости тяги предназначен для динамических испытаний образцов лопастей несущего винта вертолета на усталостную прочность посредством воспроизведения нагрузок, предусмотренных программой испытания. По результатам испытаний принимается решение о соответствии объекта установленным техническим условиям.

Стенд для испытания на усталостную прочность представляет собой резонансное электромеханическое устройство с программным заданием нагрузок, электронным управлением и электрическим приводом, контрольно-аппаратным и тензоизмерительным комплексом, новым программным обеспечением для автоматизации процесса испытаний и обработки результатов. Стенд состоит из электромеханической системы, контрольно-измерительной системы и программного обеспечения. В электромеханическую систему входят: две опоры, закрепленные на силовом полу, тросовая пелена, шарнирные узлы для закрепления испытываемых образцов, вибратор, асинхронный двигатель, частотный преобразователь переменного тока, контрольно-измерительная система.

Стенд включает в себя следующие сборочные единицы: неподвижные опоры, вибраторы, электродвигатели, переходники, подвижные и неподвижные опоры, узлы натяжения, направленные вибраторы, тандеры, силовозбудители, тросовые пелены и динамометры (рис. 7.1).

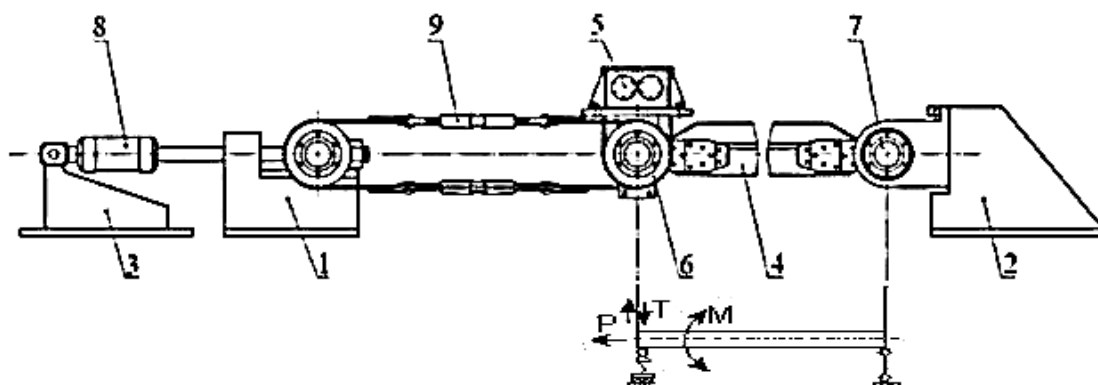


Рис. 7.1. Стенд для динамических испытаний на сопротивление усталости образцов лопастей винта вертолета:

- 1 – узел натяжения; 2, 3 – кронштейны; 4 – образец; 5 – вибратор, создающий толкающее усилие T ; 6 – опора подвижная; 7 – опора неподвижная; 8 – гидроцилиндр, создающий статическую силу растяжения P ; 9 – тросовая пелена; M – изгибающий момент, который возникает под действием силы T

8. Тензометрия лопасти винта вертолета при ресурсных испытаниях. Обоснование и выбор мест установки тензорезисторов. Разработка схем препарирования лопасти. Разработка методики тарировки тензоизмерительных каналов

Контроль испытаний образца лопасти несущего винта вертолета (рис. 8.1) и сбор информации по их результатам осуществляется с помощью контрольно-измерительной системы, схема и структура которой представлены на рис. 8.2.

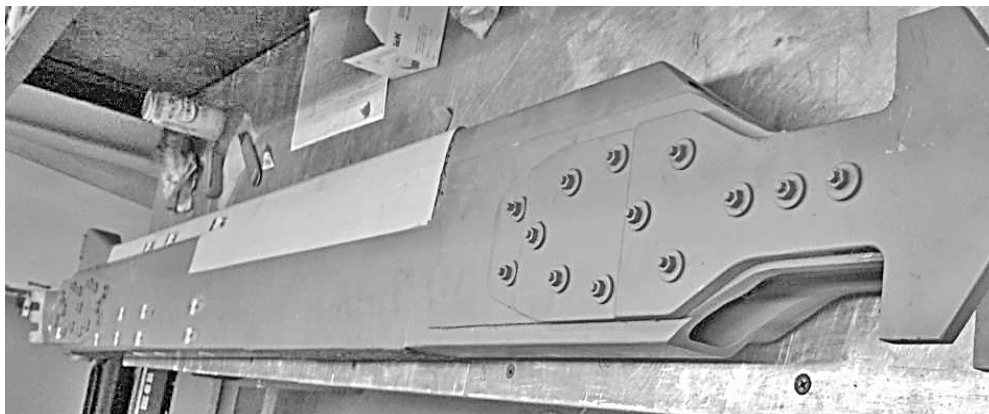


Рис. 8.1. Образец лопасти несущего винта вертолета

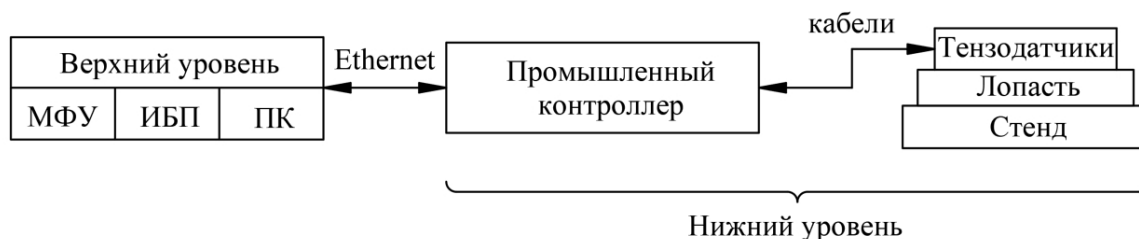


Рис. 8.2. Структура контрольно-измерительной системы:
МФУ – многофункциональное устройство; ИБП – источник бесперебойного питания, ПК – персональный компьютер

Составными частями контрольно-измерительной системы являются тензометрические датчики, контроллер и персональный компьютер, на котором установлено специальное программное обеспечение.

Подготовка и подключение датчиков к тензосистеме осуществляется с учетом следующих данных: тип датчика, позиционный номер датчика на конструкции, порядковый номер кабеля, адрес датчика в системе. Порядковый номер кабеля устанавливается произвольно. Присвоенные порядковые номера должны быть надежно прикреплены к обоим концам кабеля. Рекомендуется крепить эти номера к оболочке кабеля с помощью прозрачной клейкой ленты либо предварительно наносить эти номера на ленту, приклеиваемую к кабелю.

Соединение выводов тензодатчиков и выводов входных каналов модуля осуществляется с помощью адаптера.

Контроллер обеспечивает измерения по следующим каналам:

- 40 каналов механического напряжения;
- 3 канала температуры;
- 1 канал перемещения.

Каналы опрашиваются системой с частотой 500 раз в секунду.

На контроллере с RIO-9022 выполняется программа нижнего уровня.

9. Определение характеристик сопротивления усталости лопасти несущего винта вертолета. Измерения напряжений и относительных деформаций лонжерона лопасти НВ при летных испытаниях по ТПЦ. Обработка результатов тензоизмерений. Определение нагрузок, действующих на лопасть

Перед началом испытаний проводится входной контроль образцов, состоящий из следующих мероприятий: проверяется комплектность документации на образец, правильность ее заполнения, наличие необходимых подписей и штампов; образцы осматриваются на отсутствие механических повреждений; проверяется герметичность образцов: с помощью манометра измеряется избыточное давление во внутренней полости; проверяется комплектность образца. При наличии дефектов или несоответствий образцы подлежат возврату изготовителю. Испытываемый образец устанавливается в стенд. На него наклеиваются тензорезисторы в соответствии со схемой (рис. 9.1) и расплаиваются кабели тензоаппаратуры.

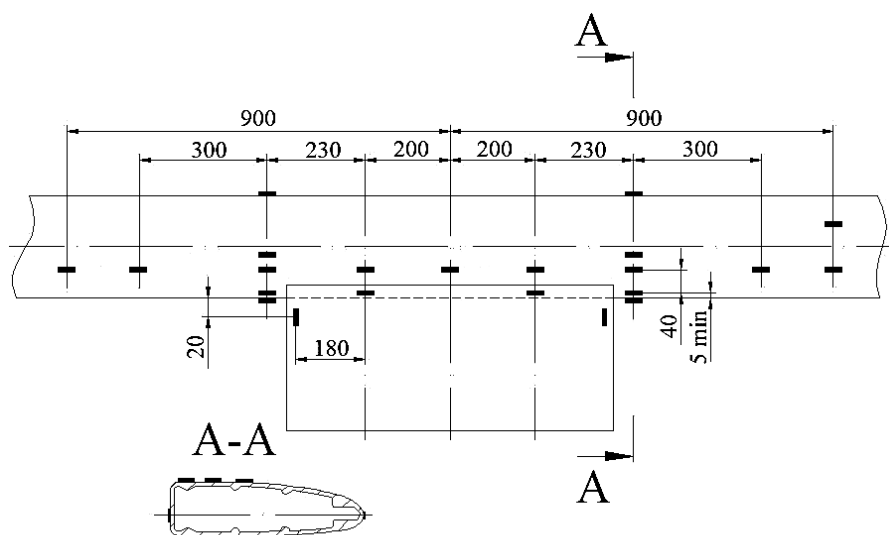


Рис. 9.1. Схема наклейки тензорезисторов на образец

После распайки кабелей необходимо выполнить проверку измерительных схем на отсутствие обрыва и короткого замыкания. Кабели подключаются к системе измерения и управления испытаниями. Подготавливается контрольно-измерительная система. На контроллер подается питание и загружается программа нижнего уровня. На персональном компьютере запускается программное обеспечение верхнего уровня. Для задания статической нагрузки используется гидравлический силовозбудитель. Величина нагрузки контролируется динамометром и программным обеспечением. По тензодатчикам контролируются напряжения, возникающие в образце от осевой силы. Показания датчиков сохраняются в архиве программного обеспечения. Задаются нижняя и верхняя границы значений переменных напряжений по датчикам в контрольных сечениях. К образцу присоединяют манометр. Во внутреннюю полость образца нагнетается воздух до достижения давления $P = 0,98 \text{ МПа}$ (1 кгс/см^2). После этого запускается

електродвигатель и осуществляется выход образца на режим испытаний. После наработки заданного числа циклов или падения давления во внутренней полости образца до 0,78 МПа (0,8 кгс/см²) стенд автоматически отключается. Момент появления трещины определяется по показаниям тензодатчиков (в окрестности трещины происходит падение напряжений) или манометра (через трещину выходит воздух, и давление внутри лопасти падает). При обнаружении трещины фиксируется время ее образования, начальная длина в момент обнаружения, место появления и число пройденных циклов. После обнаружения трещины образец переводится на режим доламыывания с малым (относительно других режимов) значением переменных нагрузок. При испытаниях образцов на режиме доламыывания инженер-испытатель должен измерять длину трещины каждые 0,5 часа (первые 10 часов) с остановкой стенда и записью в журнал испытаний измеренного значения длины трещины и числа циклов, пройденных к этому моменту. Общее время доламыывания не регламентируется, испытания продолжаются до полного разрушения образца. В итоговом отчете приводятся следующие данные:

- число циклов при доламыывании;
- начальная длина трещины в момент ее обнаружения;
- зависимость протяженности трещины от количества циклов при доламыывании;
- координаты сечения, в котором появилась трещина, и напряжения в нем;
- фотографии полного сечения разрушенной лопасти и очага разрушения.

При отсутствии трещин в образце после его испытания на третьем режиме дальнейшие испытания прекращаются.

Испытания должны проводиться при температуре воздуха 25±1 °С, относительной влажности 40...80 % и атмосферном давлении 760±25 мм рт. ст. Во время испытаний обеспечивается точность воспроизведения заданных программой нагрузок в пределах ±5 % и выполняются следующие функции:

- автоматическое поддержание заданных нагрузок в установленных пределах;
- непрерывный контроль заданных нагрузок;
- архивирование потока данных от подключенных датчиков на жесткий диск ЭВМ с устанавливаемой периодичностью;
- аварийное отключение стенда при разрушениях образца или выхода режима испытания за пределы допуска.

В процессе испытаний образец нагружался знакопеременным изгибающим моментом и постоянной растягивающей силой. Контрольными являются сечения, находящиеся на расстоянии 200 мм от середины образца.

Ключевыми характеристиками испытаний являются продольная сила и изгибающий момент. Влиянием крутящего момента на сопротивление усталости пренебрегают в силу того, что в реальных условиях эксплуатации лонжерон лопасти из-за большой центробежной силы растягивается и распрямляется, поэтому лопасть разгружается от крутящего момента.

Ключевое значение для усталостной прочности имеют изгибающие моменты, изменяющиеся во времени и вызывающие возникновение знакопеременных нормальных напряжений, определяющих долговечность лопасти [26]. Нормальные напряжения от растягивающей силы практически

постоянны и являются статической нагрузкой, вызывающей снижение ресурса. Крутящий момент вызывает малые по величине касательные напряжения, не влияющие значительно на ресурс, поэтому их введение в программу испытаний не предусмотрено.

Точность выдерживания нагрузок должна составлять $\pm 5\%$ от номинальных значений.

Методы механических испытаний образцов металлов и сплавов на усталостную прочность регламентируются государственным стандартом ГОСТ 25.502–79 [27]. В частности, указанный стандарт устанавливает методы испытаний при циклах с различными коэффициентами асимметрии, которые изменяются по периодическому закону с постоянными параметрами. Разделы 2–4 и приложения 5–7 стандарта могут быть использованы для испытаний на усталость не только стандартных образцов металлов и сплавов, но и элементов машин и конструкций.

10. Определение критических мест (сечений) конструкции лопасти

В методах определения соответствия (МОС) АП 25.571 приведены рекомендуемые подходы, процедуры, методы, количественные характеристики и т. д., с помощью которых обеспечивается выполнение нормативных требований [28].

В МОСе АП 25.571 критические места конструкции – это детали, элементы, зоны, локальные места конструкции, долговечность и эксплуатационная живучесть которых определяют уровень безопасности по условиям прочности конструкции в целом.

Должен быть определен перечень критических мест конструкции, рассмотрение совокупности которых обеспечивает полноту анализа конструкции в целом. Перечень критических мест разрабатывается (прогнозируется) на этапе проектирования конструкции и уточняется по результатам лабораторных испытаний и опыта эксплуатации.

Для уточнения перечня критических мест проводится анализ результатов детального контроля состояния конструкции (в том числе с использованием инструментальных методов) с разборкой неразъемных соединений. Такому контролю обязательно подвергаются конструкции по завершении натуральных лабораторных испытаний на сопротивление усталости и остаточную прочность, а также при возможности отдельные вертолеты парка с большой наработкой (сроком службы).

Для всех критических мест конструкции, в особенности для особо ответственных конструктивных элементов, в соответствии с последующими требованиями и рекомендациями должны устанавливаться условия, обеспечивающие безопасную отработку назначенных ресурсов (сроков службы).

Критическими местами конструкции лопасти могут быть:

- проушины крепления наконечника лопасти к втулке несущего винта;
- клеевые и болтовые соединения наконечника лопасти с лонжероном;
- зоны максимально нагруженных мест конструкции лопасти;
- места конструкции с концентраторами напряжений.

Распространение трещин усталости в лонжеронах, материалом которых является сплав АВТ-1, является причиной подавляющего большинства случаев, когда лопасти вертолета разрушались; данный лонжерон

воспринимает основную часть нагрузки на лопасть. Лонжерон имеет вид тонкостенной (толщина около 5 мм) трубы с близким к овальному сечению. Внутри лонжерона имеются продольные ребра жесткости. Данная конструкция во время полета нагружается крутящим и изгибающим моментами, а также растягивается за счет динамических сил вращения винта. Его проектировочный расчет на прочность и ресурс не подразумевает эксплуатацию, связанную с безопасными допускаемыми повреждениями при условии обеспечения эксплуатационной живучести конструкции.

Вопрос зарождения и развития трещин в лопастях винтов вертолетов был подробно рассмотрен в работах А. А. Шанявского [29–31]. Причиной появления трещиноподобных дефектов в лопастях являлись повреждения, возникшие как в процессе производства, так и в процессе эксплуатации. Участки, на которых располагались повреждения, случайным образом располагались как по поперечному сечению лопасти, так и по ее длине от основания – от относительного радиуса $R = 0,085$ до $R = 0,71$.

Согласно статистике трещины усталости в лонжеронах появляются в процессе эксплуатации лишь при повреждении их материала – производственных дефектах, коррозии, механических повреждениях поверхности лонжерона (табл. 10.1).

Все выявленные дефекты привели к усталостным повреждениям, которые могут быть охарактеризованы общей схемой излома (рис. 10.1):

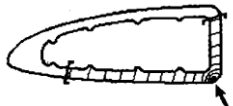

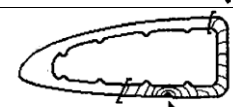
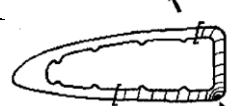
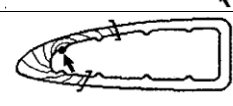
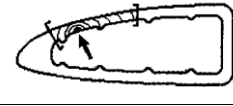


- рельеф точки начала разрушения зависит от дефекта; сама точка может находиться как снаружи, так и внутри лонжерона в произвольном месте;
- зона докритического роста (зона 1) – ровная поверхность, мезо- или макролинии;
- зона ускоренного роста (зона 2) – рельеф в виде волн;
- в зоне быстрого роста трещины (зона 3) образуются скосы, вызванные пластической деформацией.

Таблица 10.1

Сведения о случаях усталостного разрушения лопастей винта вертолета Ми-171

№ п/п	Наработка лопасти, ч	Сечение разрушения	Расположение очага	Размеры зоны усталости (в % от площади сечения разрушения)
1	167	Отсек № 14 ($R = 0,71$)		60
2	162	Отсек № 1 ($R = 0,085$)		45
3	153	Отсек № 1 ($R = 0,085$)		45

Окончание табл. 10.1

№ п/п	Наработка лопасти, ч	Сечение разрушения	Расположение очага	Размеры зоны усталости (в % от площади сечения разрушения)
4	166	Отсеки № 11, 12 ($R = 0,6$)		40
5	152	Отсеки № 9, 10 ($R = 0,52$)		38
6	164	Отсек № 10 ($R = 0,54$)		39
7	156	Отсеки № 5, 6 ($R = 0,38$)		39
8	151	Отсек № 9 ($R = 0,5$)		38
9	157	Отсеки № 14, 15 ($R = 0,73$)		25
10	146	Отсек № 9 ($R = 0,5$)		25
11	147	Отсеки № 13, 14 ($R = 0,66$)		60

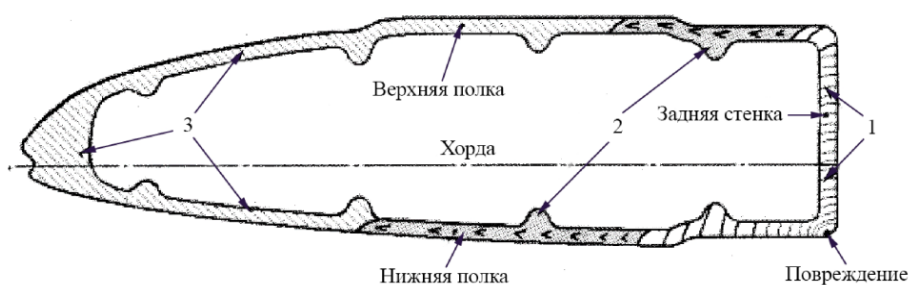


Рис. 10.1. Зоны излома в порядке их появления (1, 2, 3) в лонжеронах

Зона 1 характеризуется образованием рельефа в виде бороздок, что соответствует малым скоростям роста трещин и вызвано сдвиговыми процессами в металле. Зона 2 характеризуется образованием чередующегося бороздчато-ямочного рельефа. Зона 3 обладает лишь ямочным рельефом.

Участки лопастей длиной 3 м, отработавшие часть ресурса в процессе эксплуатации, подвергались испытаниям на специальном стенде, воспроизводящем блоки программных нагрузок, эквивалентные условиям

нагружения в эксплуатации. Частота изменения напряжений составляла 1800–2000 циклов в минуту. Постоянное напряжение растяжения составляло 60 МПа, а величина амплитуды переменного напряжения путем консольного изгиба лопасти при $R = 0$ изменялась ступенчато. Прикладываемые нагрузки чередовались между собой. Нагрузка большего уровня $(\sigma_{max})_1$ прикладывалась на протяжении $(2 - 3) \cdot 10^5$ циклов, а меньшего $(\sigma_{max})_2$ – на протяжении $(1 - 2) \cdot 10^5$ циклов. На части лопастей был изучен рельеф усталостного излома, по итогам которого были проанализированы закономерности развития трещин.

Лопасты, выбранные на фрактографический анализ, прошли испытания по программам, включающим в себя смену режимов нагружения при изгибе:

1. $(\sigma_{max})_1 = 75$ МПа - $(\sigma_{max})_2 = 65$ МПа;
2. $(\sigma_{max})_1 = 65$ МПа - $(\sigma_{max})_2 = 55$ МПа;
3. $(\sigma_{max})_1 = 55$ МПа - $(\sigma_{max})_2 = 45$ МПа;
4. $(\sigma_{max})_1 = 75$ МПа - $(\sigma_{max})_2 = 30$ МПа;
5. $(\sigma_{max})_1 = 65$ МПа - $(\sigma_{max})_2 = 55$ МПа и долом при 30 МПа.

11. Изготовление опытных образцов

Объектом испытаний являются исследовательские образцы металлических лопастей несущего винта вертолета в соответствии с требованиями на выполнение опытно-конструкторской работы.

Фрагменты лопастей с элементами крепления на стендовом оборудовании изготавливаются по рабочей конструкторской документации.

Объектом статических испытаний является образец, представляющий собой фрагмент комлевой части лопасти с соединительными захватами.

Общий вид и габаритные размеры объекта испытаний показаны на рис. 11.1.

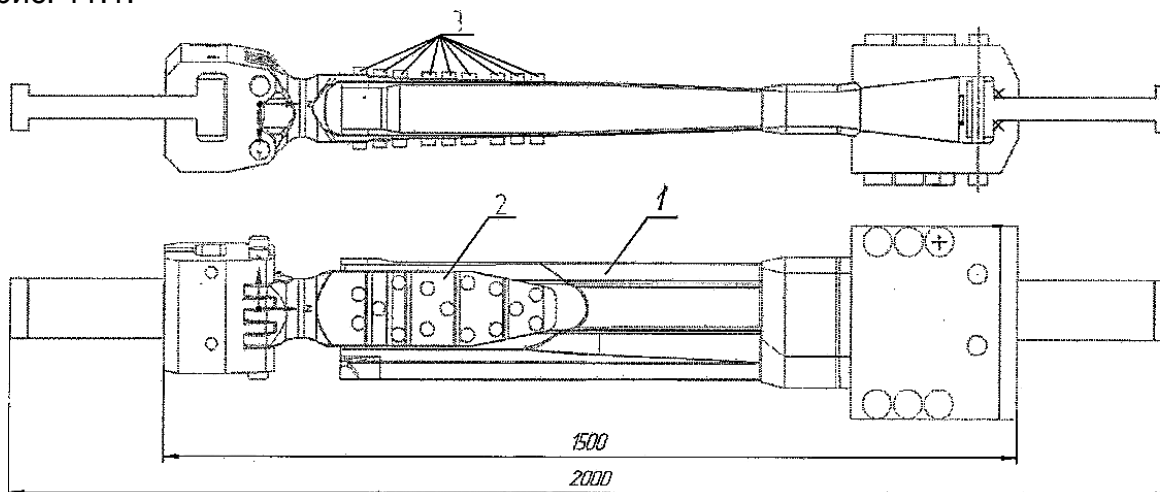


Рис. 11.1. Общий вид и габаритные размеры объекта испытаний с соединительными захватами

Основными силовыми элементами объекта испытаний являются:

- лонжерон (поз.1), представляющий собой пустотелую балку с внутренним постоянным контуром;

- наконечник (поз.2), призначений для кріплення лопасті к втулке НВ, кріпиться к лонжерону с помощью болтов (поз.3) и клея. Наконечник изготовлен из стали.

Объектами усталостных испытаний являются фрагменты лопастей НВ вертолета с присоединительными захватами:

- комлевый фрагмент лопасті НВ для испытаний изгибающим моментом в плоскости вращения (рис. 11.2), именуемый далее как КФЛв, подается на испытания в количестве шести экземпляров;

- комлевый фрагмент лопасті НВ для испытаний изгибающим моментом в плоскости тяги (рис. 11.3), именуемый далее как КФЛт, подается на испытания в количестве трех экземпляров;

- типовой фрагмент лопасті НВ для испытаний изгибающим моментом в плоскости тяги (рис. 11.4), именуемый далее как ТФЛт, подается на испытания в количестве трех экземпляров;

- типовой фрагмент лопасті НВ с нагревательной накладкой ПОС для испытаний изгибающим моментом в плоскости тяги (рис. 12.4), именуемый далее как ТФЛт+ПОС, подается на испытания в количестве трех экземпляров.



Рис. 11.2. Общий вид КФЛв

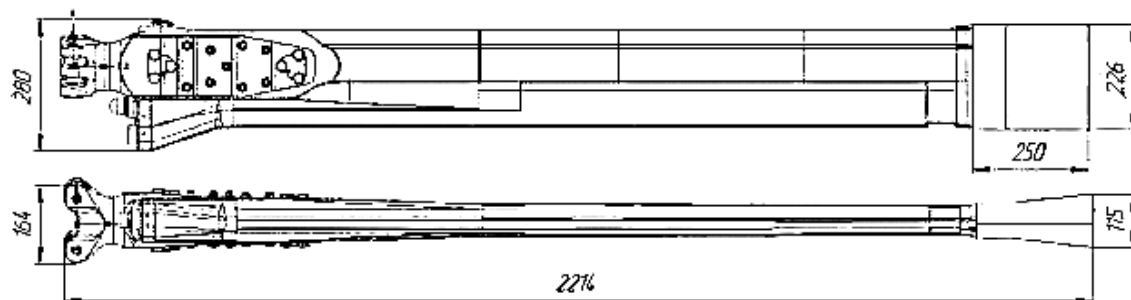


Рис. 11.3. Общий вид КФЛт

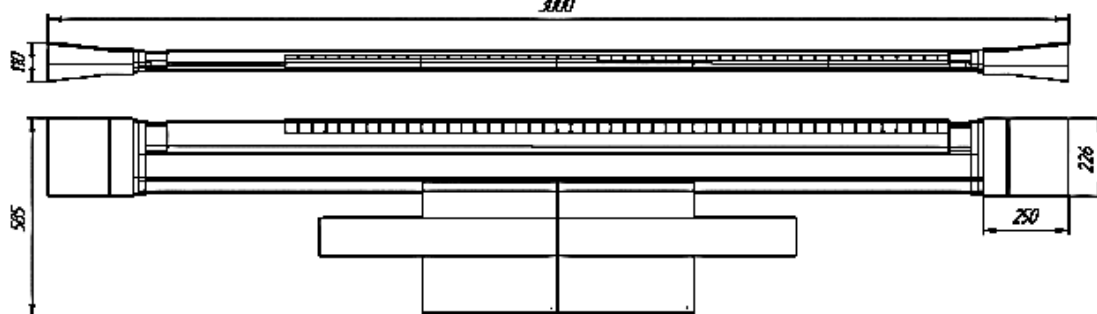


Рис. 11.4. Общий вид ТФЛт (ТФЛт+ПОС)

12. Определение ресурсных характеристик на стадии стендовых усталостных испытаний. Обработка результатов

Каждый единичный цикл, характеризующийся амплитудой $2\sigma_a$ и средним значением σ_m (или максимальным σ_{max} и минимальным σ_{min} значениями), приводится к эквивалентному отнулевому циклу с максимальным значением цикла σ_0 по соотношению

$$\sigma_0 = \begin{cases} \sqrt{2\sigma_a\sigma_{max}}, & \text{при } \sigma_m \geq 0, \\ \sqrt{2}(\sigma_a + 0,2\sigma_{max}), & \text{при } \sigma_{max} < 0, \\ 0, & \text{при } \sigma_m \leq 0 \text{ и } \sigma_{max}. \end{cases}$$

Показатель степени кривой выносливости m принимается для конструкций из алюминиевых сплавов с геометрическим концентратором напряжений $K_t = 2 \dots 6$ и соединений, равным $m = 3$.

Расчетные зависимости

1. Кривая выносливости регулярных зон конструкции должна быть получена экспериментально при отнулевом цикле нагружения и аппроксимирована степенным уравнением (рис. 12.1):

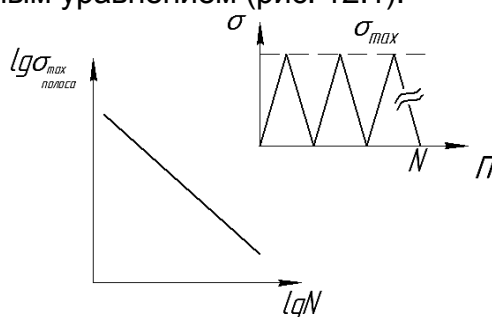


Рис. 12.1. Кривая выносливости стандартного образца (полосы с круговым отверстием)

$$\sigma_{max}^m \cdot N = C \quad (12.1)$$

полоса

2. Зависимость для расчета эквивалентных напряжений отнулевого цикла нагружения. Пусть в эксплуатации действуют напряжения асимметричного цикла нагружения (рис. 12.2):

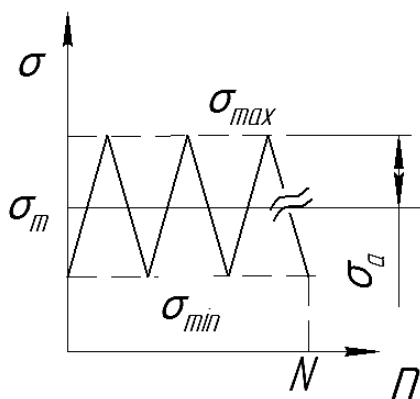


Рис. 12.2. Асимметричный цикл нагружения

$$\sigma_a = \frac{\sigma_{\max} - \sigma_{\min}}{2} \quad (12.2)$$

$$\sigma_m = \frac{\sigma_{\max} + \sigma_{\min}}{2}$$

Необхідно отримати залежність для розрахунку σ_{\max} полоса такою, щоб кількість циклів до руйнування при асиметричному (діюючому в експлуатації) і нульовому (експериментальна крива втоми) навантаженнях збігалися.

Формула Одінга для розрахунку еквівалентних напружень може бути отримана з рівняння кривої втоми в явній формі, враховуючи середнє напруження

$$\sigma_a^\alpha (\sigma_a + \sigma_m)^\beta N = C \quad (12.3)$$

Для еквівалентного нульового циклу навантаження $\sigma_a^\alpha = \sigma_m^\alpha = \frac{\sigma_\varepsilon}{2}$ (рис. 12.3).

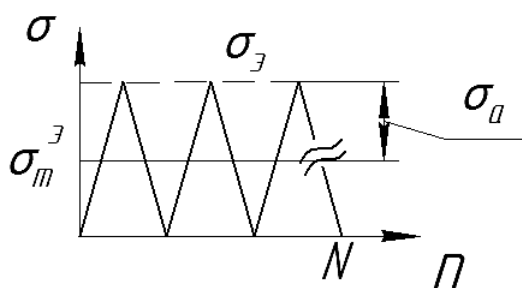


Рис. 12.3. Еквівалентний нульовий цикл навантаження

Для еквівалентного навантаження рівняння кривої втоми примет вид

$$\left(\frac{\sigma_\varepsilon}{2}\right)^\alpha \cdot \sigma_\varepsilon^\beta \cdot N = C \quad (12.4)$$

Прирівняємо ліві частини рівнянь (12.3) і (12.4):

$$\left(\frac{\sigma_\varepsilon}{2}\right)^\alpha \cdot \sigma_\varepsilon^\beta \cdot N = \sigma_a^\alpha (\sigma_a + \sigma_m)^\beta N$$

$$\sigma_\varepsilon^{\alpha+\beta} = 2\sigma_a^\alpha (\sigma_a + \sigma_m)^\beta$$

$$\sigma_\varepsilon = 2\sigma_a^{\frac{\alpha}{\alpha+\beta}} (\sigma_a + \sigma_m)^{\frac{\beta}{\alpha+\beta}}$$

Експериментально встановлено, що для алюмінієвих і титанових сплавів показателі степені α і β приблизно рівні. Тоді

$$\sigma_\varepsilon = \sqrt{2\sigma_a (\sigma_a + \sigma_m)}$$

З урахуванням (12.2) отримаємо:

$$\sigma_\varepsilon = \sqrt{2\sigma_{\max} (\sigma_{\max} + \sigma_{\min})} \quad (*)$$

В цій формулі σ_{\max} і σ_{\min} – максимальне і мінімальне напруження діючого циклу навантажень. Отримане по формулі (12.5) еквівалентне напруження слід підставити в рівняння (12.1) при умові $\sigma_{\max} = \sigma_\varepsilon$ полоса і

знайти кількість циклів навантаження до руйнування при регулярних асиметричних навантаженнях.

Формула (*) справедлива, если коэффициент асимметрии $R > -1$
 $\left(R = \frac{\sigma_{\min}}{\sigma_{\max}} \right)$ и $\sigma_{\max} > 0$.

Если $R < -1$ и $\sigma_{\max} > 0$, то эквивалентные напряжения следует находить по формуле

$$\sigma_{\max}^{\sigma} = \frac{1,2\sigma_{\max} - 0,86\sigma_{\min}}{\sqrt{2}} \quad (12.5)$$

Если $\sigma_{\max} < 0$, то принимают $\sigma_{\sigma} = 0$ и $N \rightarrow \infty$, т. е. разрушения при таком цикле нагрузок не происходит.

Уравнение кривой усталости стандартного образца (регулярной зоны) с учетом эффективного коэффициента концентрации напряжений имеет вид [34]

$$N_0 (K_{\sigma\phi_0} \sigma_n)^m = C_1, \quad (12.6)$$

где $K_{\sigma\phi_0}$ – эффективный коэффициент концентрации напряжений стандартного образца; N_0 – число циклов до разрушения при регулярном нагружении стандартного образца с напряжением σ_n .

Уравнение кривой усталости элемента конструкции запишем аналогично (12.6):

$$N (K_{\sigma\phi} \sigma_n)^m = C_1, \quad (12.7)$$

где $K_{\sigma\phi}$ – эффективный коэффициент концентрации напряжений элемента конструкции.

Поскольку правые части уравнений (12.6) и (12.7) равны, приравняем левые, тогда:

$$N = N_0 (\sigma_n) \cdot \left(\frac{K_{\sigma\phi_0}}{K_{\sigma\phi}} \right)^m \quad (12.8)$$

Известно, что для малопластичных авиационных конструкционных материалов эффективные коэффициенты концентрации напряжений близки к теоретическим. Поэтому отношение эффективных коэффициентов концентрации можно заменить отношением теоретических коэффициентов концентрации напряжений:

$$\frac{K_{\sigma\phi_0}}{K_{\sigma\phi}} = \frac{K_{T_0}}{K_T} \quad (12.9)$$

В этом случае уравнение (6.8) примет вид

$$N = N_0 (\sigma_n) \cdot \left(\frac{K_{T_0}}{K_T} \right)^m, \quad (12.10)$$

где K_{T_0} и K_T – теоретические коэффициенты концентрации напряжений стандартного образца и элемента конструкции.

Эти коэффициенты следует находить для сечения «брутто». Коэффициент концентрации стандартного образца составляет $K_{T_0} = 3,12$. Число

циклов N_0 можно найти по уравнению

$$N_0 = \frac{C}{\sigma_n^m}, \quad (12.11)$$

в котором коэффициенты C и m следует находить по экспериментальной кривой усталости стандартного образца с отверстием при отнулевых нагрузках.

Применение уравнения (13.10) позволяет на этапе проектирования выполнить расчет долговечности элемента конструкции при регулярном нагружении по предварительно вычисленному значению K_T . В случае расчета соединения для нахождения K_T необходимо решать контактную задачу взаимодействия крепежного и соединяемого элементов.

3. Зависимость для расчета долговечности при программном нагружении [35]. Рассмотрим линейное суммирование усталостных повреждений. Пусть блок программных нагрузок имеет вид, показанный на рис. 12.4.

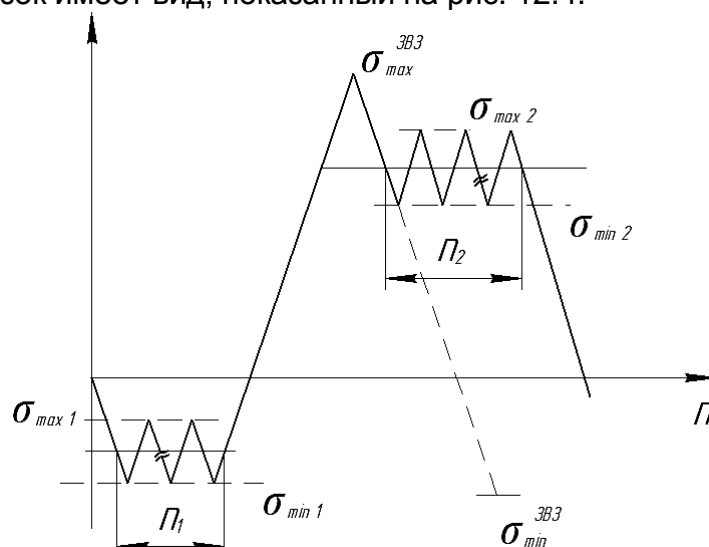


Рис. 12.4. Блок программных нагрузок

Принимаем следующие гипотезы:

1) Материал циклически стабилен, то есть величина рассеяния энергии за цикл нагружения в элементарном объеме материала не зависит от числа циклов нагрузок и от истории нагружения, то есть от других ступеней в блоке нагрузок.

2) Разрушение происходит при накоплении в материале критической энергии $W_{кр}$; тогда, когда за один цикл на i -й ступени рассеивается энергия W_i , за число циклов n_i будет рассеяна энергия $W_i \cdot n_i$.

Если в блоке k ступеней, то рассеянная энергия в одном блоке составит

$$\sum_{i=1}^k W_i \cdot n_i.$$

Тогда в λ блоках рассеянная энергия составит $\lambda \cdot \sum_{i=1}^k W_i \cdot n_i$

Если λ – число блоков до разрушения, то рассеянная энергия будет равна критическому значению, то есть

$$\lambda \cdot \sum_{i=1}^k W_i \cdot n_i = W_{кр}$$

$$\lambda \cdot \sum_{i=1}^k \frac{W_i}{W_{кр}} \cdot n_i = 1$$

Но критическая энергия может быть достигнута на i -м уровне нагрузок и при регулярном нагружении до разрушения за N_i циклов. В этом случае

$$W_i \cdot N_i = W_{кр}, \quad \frac{W_i}{W_{кр}} = \frac{1}{N_i}$$

$$\lambda \cdot \sum_{i=1}^k \frac{n_i}{N_i} = 1 \quad (12.12)$$

Это и есть формула линейного суммирования усталостных повреждений. Повреждение D в одном блоке нагрузок составит

$$D = \sum_{i=1}^k \frac{n_i}{N_i} \quad (12.13)$$

в λ блоках

$$\lambda \cdot D = 1, \quad \lambda = \frac{1}{D}$$

Чрезвычайно важно в сумму (12.12) или (12.13) включать цикл ЗВЗ. Это огибающий блок программных нагрузок, закономерно повторяющийся в каждом типовом полете. Параметры цикла ЗВЗ – максимальное и минимальное напряжения в блоке программных нагрузок.

Если блок программных нагрузок задан не в напряжениях, а в перегрузках, то напряжение на ступенях можно найти так:

$$\sigma_{\max i} = \sigma_{n_y=1} \cdot n_{y \max i} \quad (12.14)$$

$$\sigma_{\min i} = \sigma_{n_y=1} \cdot n_{y \min i}$$

$$\sigma_{\max i}^{ЗВЗ} = \sigma_{n_y=1} \cdot n_{y \max i}^{ЗВЗ} \quad (12.15)$$

$$\sigma_{\min i}^{ЗВЗ} = \sigma_{n_y=1} \cdot n_{y \min i}^{ЗВЗ}$$

где $\sigma_{n_y=1}$ – напряжение в регулярной зоне конструкции при перегрузке, равной 1.

4. На практике применяют два варианта расчета долговечности по формуле линейного суммирования усталостных повреждений:

а) первый вариант связан с определением условного числа циклов нагружения n_s с параметрами цикла ЗВЗ, в течение которого накапливается такое же повреждение, как при всех ступенях одного блока программного нагружения.

Пусть в течение k ступеней программного блока, включая и цикл ЗВЗ, накапливается повреждение

$$D = \sum_{i=1}^k \frac{n_i}{N_i}$$

Определим число циклов нагружения n_s , в течение которого будет накоплено такое же усталостное повреждение

$$D = \frac{n_{\vartheta}}{N_{3B3}}$$

Здесь N_{3B3} – число циклов нагружения до разрушения с параметрами цикла 3B3 (регулярного нагружения), по кривой усталости.

Приравняем правые части уравнений:

$$\frac{n_{\vartheta}}{N_{3B3}} = \sum_{i=1}^k \frac{n_i}{N_i},$$

$$n_{\vartheta} = N_{3B3} \cdot \sum_{i=1}^k \frac{n_i}{N_i}.$$

Воспользовавшись степенным уравнением кривой усталости

$$\sigma_{3B3}^{\text{экв } m} \cdot N_{3B3} = C \Rightarrow N_{3B3} = \frac{C}{\sigma_{3B3}^{\text{экв } m}}.$$

для i -й степени получим

$$\sigma_i^{\text{экв } m} \cdot N_i = C \Rightarrow N_i = \frac{C}{\sigma_i^{\text{экв } m}}.$$

В последних формулах для уравнения кривой усталости «экв» означает эквивалентное напряжение отнулевого цикла нагружения, полученное по формуле Одинга для i -го цикла и цикла 3B3:

$$n_{\vartheta} = \frac{1}{\sigma_{3B3}^{\vartheta m}} \sum_{i=1}^k n_i \cdot \sigma_i^{\vartheta m}$$

$$n_{\vartheta} = \sum_{i=1}^k n_i \cdot \left(\frac{\sigma_i^{\vartheta}}{\sigma_{3B3}^{\vartheta}} \right)^m \quad (12.16)$$

В формулу (12.16) входят эквивалентные напряжения i -й степени в блоке нагрузок σ_i^{ϑ} и цикла 3B3 σ_{3B3}^{ϑ} , которые равны:

$$\sigma_i^{\vartheta} = \sqrt{\sigma_{\max i} (\sigma_{\max i} - \sigma_{\min i})}$$

$$\sigma_{3B3}^{\vartheta} = \sqrt{\sigma_{\max 3B3} (\sigma_{\max 3B3} - \sigma_{\min 3B3})} \quad (12.17)$$

Если программа нагружения задана в перегрузках, то после подстановки в (12.11) соотношений (12.8) и (12.9) имеем:

$$\sigma_i^{\vartheta} = \sigma_{n_{\vartheta}=1} \sqrt{n_{y \max i} (n_{y \max i} - n_{y \min i})}$$

$$\sigma_{3B3}^{\vartheta} = \sigma_{n_{\vartheta}=1} \sqrt{n_{y \max 3B3} (n_{y \max 3B3} - n_{y \min 3B3})} \quad (12.18)$$

После подстановки в (12.16) значений эквивалентного напряжения, найденных по (12.17) или (12.18), вычисляем число циклов n_{ϑ} .

Так как повреждение D за один блок до разрушения $D = \frac{n_{\vartheta}}{N_{3B3}}$, то за λ блоков до разрушения $\lambda \cdot D = 1$ или $\lambda \cdot \frac{n_{\vartheta}}{N_{3B3}} = 1$, откуда число блоков до разрушения можно найти так

$$\lambda = \frac{N_{3B3}}{n_{\vartheta}} \quad (12.19)$$

Величина n_i всегда больше единицы, число циклов до разрушения при регулярных нагружениях N_{3B3} найдем так:

$$N_{3B3} = \frac{C}{\sigma_{\text{экс}}^m} \quad (12.20)$$

б) второй вариант расчета основан на определении так называемого эквивалента, то есть максимального напряжения отнулевого цикла нагружения, при котором за один цикл будет накоплено такое же повреждение, как и за весь блок. Обозначим это напряжение $\sigma_{\text{экс}}$. Повреждение от одного цикла эквивалента составит

$$D = \frac{1}{N_{\text{экс}}},$$

$$N_{\text{экс}} = \frac{C}{\sigma_{\text{экс}}^m}.$$

Приравняв повреждения от одного цикла эквивалента к повреждению за программный блок, имеем

$$\frac{1}{N_{\text{экс}}} = \sum_{i=1}^k \frac{n_i}{N_i}.$$

Из уравнения кривой усталости имеем

$$\sigma_{\text{экс}} = \left(\sum_{i=1}^k n_i \cdot \sigma_i^m \right)^{\frac{1}{m}} \quad (12.21)$$

Число блоков до разрушения в этом случае численно равно числу циклов до разрушения при регулярном нагружении с максимальным напряжением отнулевого цикла, равным $\sigma_{\text{экс}}$:

$$\lambda = \frac{C}{\sigma_{\text{экс}}^m} \quad (12.22)$$

Численное значение долговечности для обоих вариантов совпадают. Второй вариант применяют, когда необходимо заменить программное нагружение простым регулярным и проверить долговечность экспериментально. Выполнив испытания с $\sigma_{\text{экс}}$ при регулярном нагружении, находят число циклов до разрушения, которое должно быть равно числу блоков до разрушения при программном нагружении. Такой способ испытаний справедлив, когда выполняется гипотеза линейного суммирования усталостных повреждений. Однако такое наблюдается не всегда.

13. Разработка метода подтверждения ресурсных характеристик лопасти несущего винта вертолета по результатам летных и стендовых испытаний

Ресурсные испытания лопастей винтов вертолета

Надежность – это свойство узла функционировать с сохранением нормативных значений эксплуатационных показателей в течение требуемого срока или наработки. Сопротивление усталости является одним из ключевых

условий сохранения работоспособного состояния объектов машиностроения. Большое количество ресурсных отказов происходит из-за повреждений от усталостных дефектов [36].

Существует три принципа обеспечения надежности машиностроительных объектов:

- установка безопасного срока службы, во время которого не должны образовываться усталостные трещины значительных размеров;
- обеспечение эксплуатационной живучести конструкции. Под живучестью понимаются время работы конструкции (может измеряться в километрах, часах, годах, числе вылетов и т. п.) от того момента, когда в узле появляется первая усталостная трещина длиной 0,1 – 0,5 мм до окончательного выхода из строя вследствие разрушения;
- эксплуатация ведется по «техническому состоянию» без назначения ресурса. Продолжительность эксплуатации зависит от технического состояния, определяемого по результатам осмотров.

Наибольшее распространение получил второй принцип. Для его осуществления важнейшим условием является изучение скорости распространения усталостных трещин с целью включения некоторого отрезка времени роста трещины в ресурс конструкции («эксплуатация с допустимыми дефектами»).

Ресурс лопасти несущего винта вертолета устанавливается по результатам стендовых усталостных испытаний. Объектом стендовых усталостных испытаний являются «эквивалентные лопасти» – это комплект, состоящий из пяти фрагментов, представляющих собой характерные (комлевые и типовые фрагменты) участки лопасти, вырезанные из трёх полностью собранных лопастей.

Каждая «эквивалентная лопасть» включает в себя следующие фрагменты:

- два спаренных комлевых фрагмента лопасти для испытаний изгибающим моментом в плоскости вращения, именуемых далее, как КФЛв;
- один комлевый фрагмент лопасти для испытаний изгибающим моментом в плоскости тяги, именуемый далее как КФЛт;
- один типовой фрагмент лопасти для испытаний изгибающим моментом в плоскости тяги, именуемый далее как ТФЛт;
- один типовой фрагмент лопасти с нагревательной накладкой ПОС для испытаний изгибающим моментом в плоскости тяги, именуемый далее, как ТФЛт+ПОС.

Особенности установления / подтверждения ресурса

Вертолет в отличие от самолета подвержен высокой вибрационной нагруженности из-за вращающихся несущего и рулевого винтов.

Для критических агрегатов вертолета, т. е. таких, отказ которых может привести к катастрофе (лопастей и втулок несущих и рулевых винтов, систем управления винтами, трансмиссии, редукторов и др.), устанавливают ресурс по условиям сопротивления усталости.

Ресурс лопастей винтов обычно назначают по принципу безопасного ресурса. Безопасный ресурс R (в часах) определяют по формуле:

$$R = \frac{N_{min}}{3600 n_s \eta_\Sigma \eta_\sigma \eta_N} \left(\frac{\Delta \sigma_{исп}}{\Delta \sigma_s} \right)^m, \quad (13.1)$$

где N_{min} – наименьшая долговечность по результатам испытаний;
 n_s – число циклов нагружения за секунду в полете;
 η_Σ – коэффициент надежности по числу циклов, учитывающий неточности гипотезы линейного суммирования повреждаемости;
 η_σ – коэффициент надежности по уровню переменных напряжений;
 η_N – коэффициент надежности, учитывающий разброс долговечности;
 $\Delta\sigma_{исп}$ – амплитуда переменных напряжений при усталостных испытаниях;
 $\Delta\sigma_\Sigma$ – амплитуда эквивалентного напряжения, определенного по напряжениям, действующим в полете.

Множитель $\Delta\sigma_{исп}/\Delta\sigma_\Sigma$ учитывает разницу уровней переменных напряжений при испытаниях на усталость и в полете. Часто выбирают $\Delta\sigma_{исп}$ заведомо большим, чем $\Delta\sigma_\Sigma$, чтобы сократить сроки испытаний на усталость. Показатель степени m зависит от ожидаемого числа циклов за ресурс и определяется по форме принятой кривой усталости, как правило принимается $m = 6$. Эквивалентное напряжение σ_Σ представляет собой циклически изменяющееся напряжение, имеющее постоянную амплитуду $\Delta\sigma_\Sigma$ такой величины, при которой повреждаемость конструкции та же, что и при действии циклов напряжений с амплитудами различной величины $\Delta\sigma_i$, причем число циклов эквивалентного напряжения n_Σ и суммарное число циклов $\sum n_i$ напряжений различной величины одинаковы.

Амплитуду эквивалентных напряжений определяют по формуле:

$$\Delta\sigma_\Sigma = \sqrt[m]{\frac{\sum(n_i \sigma_i^m)}{\sum n_i}} \quad (13.2)$$

Если испытания на усталость проводились на одном уровне переменных нагрузок, то коэффициент надежности по гипотезе линейного суммирования принимается равным $\eta_\Sigma = 2,0$. Для многоступенчатых программ испытаний $\eta_\Sigma = 1,0$. Коэффициент надежности по напряжениям η_σ не принимается меньшим $(1,2)^m$.

Если усталость конструкции является малоцикловою $N_{\Delta\sigma} \leq 10^5$, то может быть применен коэффициент надежности η_N , учитывающий возможное рассеяние характеристик усталости. Он принимается равным $\eta_N = 2,0-6,0$ в зависимости от числа испытанных образцов. Его используют также в случае большего, чем 10^5 , числа циклов нагружений, если отношение максимального числа циклов к минимальному, полученное при лабораторных испытаниях на усталость, не превышает предельных нормативных значений $N_{max}/N_{min} = 2,2-5,0$, зависящих от числа испытанных конструкций. В противном случае величина η_N должна быть уточнена на основании лабораторных испытаний на усталость большего числа конструкций аналогичного типа либо использовать коэффициент η_σ .

До момента начала испытаний необходимо сформировать комплекты фрагментов, входящих в состав «эквивалентных лопастей». Данные по комплектам необходимо занести в соответствующую таблицу.

Ресурс лопасти должен устанавливаться на основании результатов усталостных испытаний не менее трех «эквивалентных лопастей».

В зависимости от результатов испытаний (до выполнения полного объема испытаний или до достижения предельного состояния) необходимо их классифицировать по одному из двух случаев:

случай № 1 – все фрагменти, входящие в состав всех «эквивалентных лопастей», не достигли предельного состояния до выполнения заданного объема (заданной наработки на стенде) усталостных испытаний;

случай № 2 – один или несколько фрагментов достигли предельного состояния до выполнения заданного объема (заданной наработки на стенде) усталостных испытаний.

Предельным состоянием считается состояние фрагмента, при котором происходит «зарождение» обнаруживаемой усталостной трещины в лонжероне.

В случае № 1 ресурс лопасти должен быть установлен по результатам испытаний по формуле (13.3) с округлением полученного результата до ближайшего меньшего значения, кратного 100 часам.

В случае № 2 ресурс лопасти должен быть установлен по результатам испытаний «эквивалентной лопасти» с наименьшей фактической наработкой до предельного состояния по формуле (13.3):

$$T = \frac{(N_{cm1} + N_{cm2} + N_{cm3}) t_{ТПЦ}}{3600 n_{\Sigma ТПЦ} \eta_N}, \quad (13.3)$$

где N_{cm1} – наработка под действием комплекса нагрузок ступени 1, циклы;

N_{cm2} – наработка под действием комплекса нагрузок ступени 2, циклы;

N_{cm3} – наработка под действием комплекса нагрузок ступени 3, циклы;

$t_{ТПЦ}$ – продолжительность ТПЦ, с; $n_{\Sigma ТПЦ}$ – суммарное число циклов в блоке нагружения, соответствующего ТПЦ, циклы;

η_N – коэффициент надежности по числу циклов.

В соответствии с настоящей методикой ресурс лопасти может быть установлен/подтвержден с кратностью не менее 100 часов.

В случае наступления предельного состояния отдельного фрагмента и/или соответствующей «эквивалентной лопасти» принимается решение о прекращении/продолжении усталостных испытаний.

Решение об установлении/подтверждении ресурса лопастей несущего винта и прекращении/продолжении усталостных испытаний оформляется и согласовывается в установленном порядке.

Выводы

1. Проведен анализ конструкции, конструкционных материалов и конструктивно-технологических решений лопасти несущего винта вертолета.

2. Проведен анализ и разработаны типовые полетные циклы (ТПЦ) вертолета, выбор и обоснование типа стендового оборудования для проведения стендовых усталостных испытаний лопасти.

3. Определены нагрузки на лопасть несущего винта для ТПЦ.

4. Выполнен расчет напряженно-деформированного состояния (НДС) лопасти методом конечных элементов (МКЭ) с помощью системы ANSYS.

5. Выполнено обоснование и проведен выбор мест установки тензорезисторов. Разработаны схемы препарирования лопасти. Разработана методика тарирования тензоизмерительных каналов.

6. Определены типы, геометрия и необходимое количество образцов, характер их закрепления и нагрузки на стенде. Разработан эквивалентный блок нагрузки на стенде.

7. Разработаны методики проведения испытаний и обработки результатов.

8. Разработан метод подтверждения ресурсных характеристик лопасти несущего винта вертолета на основании результатов летных и стендовых испытаний.

Список литературы

1. Интегрированное проектирование винтокрылых летательных аппаратов транспортной категории : учебник. В 3 ч. Ч. 1. / А. Г. Гребеников, Н. И. Москаленко, В. А. Урбанович и др. – Харьков. Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьков. авиац. ин-т», 2016. – 411 с.

2. Далин, В. Н. Конструкция вертолетов : Учебник / В. Н. Далин, С. В. Михеев. – М. : МАИ, 2001. – 352 с.

3. Дудник, В. В. Конструкция вертолетов /В. В. Дудник. – Ростов н/Д: Изд. дом ИУИ АП, 2005. – 158 с.

4. Сопротивление усталости элементов конструкций / А.З. Воробьев, Б.И. Олькин, В.Н. Стебенев и др. – М. : Машиностроение, 1990. – 240 с.

5. Методы расчета усталостной долговечности элементов авиационных конструкций : учеб. пособие / П. А. Фомичев; Мин-во образования и науки Украины, Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков : ХАИ, 1992. – 58 с.

6. Конструирование агрегатов и систем вертолётов : учеб. пособие / К. Ю. Вишняков, В. Н. Доценко, Я. С. Карпов, В. С. Кривцов, Л. И. Лосев, В. И. Рябков, В. А. Урбанович. – Харьков : Нац. аэрокосм. ун-т «Харьков. авиац. ин-т», 2005. – 384 с.

7. Курочкин, Ф. П. Конструирование винтов, силовых установок и приводов вертолета : учеб. пособие / Ф. П. Курочкин – М. : МАИ, 1980. – 70 с.

8. Расчет лопастей и втулок несущих винтов на прочность / Под ред. С.П. Монтивилы. – Харьков : ХВВАИУ, 1987. – 98 с.

9. Нормы летной годности транспортной категории винтокрылых аппаратов. Авиационные правила. Ч. 29. – Межгосударственный авиационный комитет, 1995.

10. Гребеников, А. Г. Анализ характеристик напряженно-деформированного состояния комлевой части лопасти несущего винта вертолета / А. Г. Гребеников, И. В. Малков, С. П. Светличный, А. В. Лоленко, А. И. Кривобок, В. А. Урбанович, Н. И. Москаленко // Відкриті інформаційні та комп'ютерні інтегровані технології: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «Харьков. авиац. ин-т». – Харьков, 2020. – Вып. 90. – С. 4 – 32. doi: 10.32620/oikit.2020.90.01.

11. ANSYS Analysis Guide. Structural Analysis Guide. Chapter 8. Nonlinear structural analysis. 001087. 4th Edition. SAS IP®.

12. ANSYS Theory Manual. Chapter 2. Structures. SubSection 2.1.1. Stress-Strain Relationships. 001087. 4th Edition SAS IP ©. – 2016.

13. ANSYS Contact Technology Guide. Chapter 10. Multipoint Constraints and Assemblies. Section 10.3. Surface-Based Constraints. 001087. 4th Edition SAS IP ©. – 2016.

14. ANSYS Element Guide. Chapter 3. Element References. Section 3.1. Element Library. SOLID185. 001087. 4th Edition. SAS IP©. – 2016.

15. ANSYS Element Guide. Chapter 3. Element References. Section 3.1. Element Library. TARGE170 and CONTA174. 001087. 4th Edition. SAS IP©. – 2016.

16. ANSYS Contact Technology Guide. Chapter 3. Surface-to-Surface Contact. 001087. 4th Edition. SAS IP©.– 2016.

17. ANSYS Element Guide. Chapter 3. Element References. Section 3.1. Element Library. BEAM188. 001087. 4th Edition. SAS IP©. – 2016.

18. ANSYS Theory Manual. Chapter 3. Structures with Geometric Nonlinearities. 001087. 4th Edition SAS IP ©. – 2016.

19. Гребеников, А. Г. Метод определения характеристик напряженно-деформированного состояния лонжерона регулярной части лопасти несущего винта вертолета с помощью системы ANSYS / А. Г. Гребеников, И. В. Малков, С. П. Светличный, В. А. Урбанович, Н. И. Москаленко // Відкриті інформаційні та комп'ютерні інтегровані технології: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «Харьков. авиац. ин-т». – Харьков, 2021. – Вып. 94. – С. 77 – 100. doi: 10.32620/oikit.2021.94.07.

20. Курохтин, В. Ю. Кинетика усталостных трещин в лопастях несущих винтов вертолетов : дис. ... канд. техн. наук / В. Ю.Курохтин. – Братск, 2018. – 177 с.

21. Курохтин, В.Ю. Моделирование увеличенного люка из композиционных материалов в грузовой створке вертолета Ми-171 // Международная научно-практическая конференция «Инновационное развитие современной науки» : тез. докл. – Уфа : РИО МЦИИ «Омега Сайнс», 2014. – С. 99–104.

22. Разработка стендов для ресурсных испытаний изделий авиационной и другой техники / Л. А. Бохоева [и др]. // Вестник ВСГУТУ. – 2013. – № 6. – С. 31-35.

23. Экспериментальное определение характеристик сопротивления усталости изделий авиационной техники / В. Ю. Курохтин [и др]. // Вестник ВСГУТУ. – 2013. № 5 . – С. 46–53.

24. Образцов, И. Ф. Строительная механика летательных аппаратов / И. Ф. Образцов. – М. : Машиностроение, 1986. – 536 с.

25. Курохтин, В.Ю. Проектирование люка из композиционных материалов в правой грузовой створке вертолета Ми-171 // Международная научно-практическая конференция «Наука сегодня» : тез. докл. – Вологда : ООО «Издательский дом «Вологжанин», 2014. Т. 1. – С. 48–51.

26. Курохтин, В.Ю. Моделирование увеличенного люка из композиционных материалов в грузовой створке вертолета Ми-171 В. Ю. Курохтин // Ползуновский альманах. – 2013. № 2. – С. 106–110.

27. ГОСТ 25.502-79. Расчеты и испытания на прочность в машиностроении. Методы механических испытаний металлов. Методы испытаний на усталость. Введ. 01.01.1981. – М. : Изд-во стандартов, 1986. – 36 с.

28. Научные основы конструктивно-технологических методов обеспечения ресурса авиационной техники: монография / В. А. Богуслаев, А. Г. Гребеников, Н. И. Москаленко и др. – Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьков. авиац. ин-т», 2017. – 292 с.

29. Шанявский, А .А. Безопасное усталостное разрушение элементов авиаконструкций: синергетика в инженерных приложениях / А .А. Шанявский. – Уфа – монография, 2003. – 802 с.

30. Шанявский, А. А. Исследование кинетики усталостного разрушения авиационных алюминиевых сплавов методами фрактографии : дис... канд. техн. наук А. А. Шанявский / . М. 1978. – 202 с.

31. Шанявский, А. А. Моделирование усталостных разрушений металлов: монография Уфа – 2007. – 498 с.

32. Дунин-Барковский, И. В. Теория вероятностей и математическая статистика в технике (общая часть) / И. В. Дунин-Барковский, Н. В. Смирнов. – М. : Гостехтеориздат, 1955. – 556 с.

33. Курохтин, В. Ю. Определение усталостных прочностных характеристик авиационных изделий на основе ресурсных испытаний // XIV Всероссийская с международным участием конференция «Механики XXI века» : тез. докл. /

В. Ю. Курохтин. – Братск: Изд-во БрГУ, 2015. – С. 22–28.

34. Фомичев, П. А. Анализ усталостной прочности регулярных и нерегулярных зон конструкции: метод. указания для выполнения практических работ по курсу «Проектирование вертолётов» (Раздел 3. Прочность вертолетов, п.9 Анализ усталостной прочности регулярных и нерегулярных зон конструкции) программы научной стажировки иранских специалистов фирмы PARS AVA TALASH в Национальном аэрокосмическом университете им. Н. Е. Жуковского «ХАИ» / П. А. Фомичев. – Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьков авиац. ин-т», 2013. – 20 с.

35. Фомичев, П. А. Учет концентрации напряжений в расчете долговечности элементов конструкций по номинальным напряжениям / П. А. Фомичев, Т. С. Бойко // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Вып. 4 (60). Харьков, 2009. – С. 53 – 63.

36. Определение ресурсных характеристик изделий авиационной техники на основе стендовых испытаний с использованием компьютерных технологий на примере лопасти винта вертолета / В. Ю. Курохтин [и др]. // Системы. Методы. Технологии – 2015 – № 4 (28). – С. 36–42.

Reference

1. Grebenikov, A. G., Moskalenko, N. I., Urbanovich, V. A. and oth. Integrirovannoe proektirovanie vintokrylyh letatel'nyh apparatov transportnoj kategorii: uchebnik v 3 ch. [Integrated design of rotary-wing aircraft transport category]. Khakov. Zhukovsky National Aerospace University, Kharkiv Aviation Institute. Publ., 2016, part1. – 411 p.

2. Dalin, V. N., Miheev, S. V. Konstruktsiya vertoletov: uchebnik [The Design of the Helicopters]. Moscow. Moscow Aviation Institute, Publ., 2001. – 352 p.

3. Dudnik, V. V. Konstrukcija vertoletov [Helicopter design]. Rostov n/D, Izdatel'skij dom IUI AP Publ., 2005. – 158 p.

4. Vorobyov, A.Z., Olkin, B.I., Stebenev, V.N. and oth. Soprotivleniye ustalosti elementov konstruktsiy [Fatigue resistance of structural elements]. M.: Mashinostroenie, 1990. - 240 p.

5. Fomichev, P. A. Metody rascheta ustalostnoy dolgovechnosti elementov aviatsionnykh konstruktsiy: ucheb. posobiye [Methods for calculating the fatigue life of elements of aircraft structures]. Khakov. Zhukovsky National Aerospace University, Kharkiv Aviation Institute. Publ., 1992. – 58 p.

6. Vishnyakov, K. Yu., Dotsenko, V. N., Karpov, Ya. S., Krivtsov, V. S., Losev, L. I., Ryabkov, V. I., Urbanovich, V. A. *Konstruirovaniye agregatov i sistem vertolyotov: ucheb. posobie [Design of the Helicopters Units and Systems]*. Kharkov. Zhukovsky National Aerospace University, Kharkiv Aviation Institute. Publ., 2005. – 384 p.

7. Kurochkin, F. P. *Konstruirovaniye vintov, silovykh ustanovok i privodov vertoleta: ucheb. posobie [Design of propellers, power plants and helicopter drives]*. Moscow. Moscow Aviation Institute, Publ., 1980. – 70 p.

8. Montvily, S. P. *Raschet lopastey i vtulok nesushchikh vintov na prochnost' [Calculation of blades and bushings of rotors for strength]*. Kharkov. HVVAIU, Publ., 1987. – 98 p.

9. Normy letnoy godnosti transportnoy kategorii vintokrylykh apparatov. *Aviatsionnyye pravila. CH. 29 [Airworthiness standards for the transport category of rotorcraft. Aviation rules. Part 29]*. Moscow. Interstate Aviation Committee, 1995.

10. Grebenikov, A. G., Malkov, I. V., Svetlichny, S. P. and oth. *Analiz kharakteristik napryazhenno-deformirovannogo sostoyaniya komlevoy chasti lopasti nesushchego vinta vertoleta // Відкриті інформаційні та комп'ютерні інтегровані технології [Analysis of the characteristics of the stress-strain state of the butt of the rotor blade of a helicopter]*. Kharkov. Zhukovsky National Aerospace University, Kharkiv Aviation Institute. Publ., 2020, part 90. – P. 4-32.

11. ANSYS Analysis Guide. *Structural Analysis Guide. Chapter 8. Nonlinear structural analysis. 001087. 4th Edition. SAS IP[®]*.

12. ANSYS Theory Manual. *Chapter 2. Structures. SubSection 2.1.1. Stress-Strain Relationships. 001087. 4th Edition SAS IP ©. – 2016.*

13. ANSYS Contact Technology Guide. *Chapter 10. Multipoint Constraints and Assemblies. Section 10.3. Surface-Based Constraints. 001087. 4th Edition SAS IP ©. – 2016.*

14. ANSYS Element Guide. *Chapter 3. Element References. Section 3.1. Element Library. SOLID185. 001087. 4th Edition. SAS IP©. – 2016.*

15. ANSYS Element Guide. *Chapter 3. Element References. Section 3.1. Element Library. TARGE170 and CONTA174. 001087. 4th Edition. SAS IP©. – 2016.*

16. ANSYS Contact Technology Guide. *Chapter 3. Surface-to-Surface Contact. 001087. 4th Edition. SAS IP©.– 2016.*

17. ANSYS Element Guide. *Chapter 3. Element References. Section 3.1. Element Library. BEAM188. 001087. 4th Edition. SAS IP©. – 2016.*

18. ANSYS Theory Manual. *Chapter 3. Structures with Geometric Nonlinearities. 001087. 4th Edition SAS IP ©. – 2016.*

19. Grebenikov, A. G., Malkov, I. V., Svetlichny, S. P. and oth. *Metod opredeleniya kharakteristik napryazhenno-deformirovannogo sostoyaniya lonzherona regul'arnoy chasti lopasti nesushchego vinta vertoleta s pomoshch'yu sistemy ANSYS // Відкриті інформаційні та комп'ютерні інтегровані технології [Method for determining the characteristics of the stress-strain state of the spar of the regular part of the main rotor blade of a helicopter using the ANSYS system]*. Kharkov. Zhukovsky National Aerospace University, Kharkiv Aviation Institute. Publ., 2021, part 94. – P. 77-100.

20. Kurokhtin, V. Yu. *Kinetika ustalostnykh treshchin v lopastyakh nesushchikh vintov vertoletov: dis. kand. tekhn. nauk [Kinetics of fatigue cracks in rotor blades of helicopters]*. Bratsk, 2018. – 177 p.

21. Kurokhtin, V. Yu. Modelirovaniye uvelichennogo lyuka iz kompozitsionnykh materialov v gruzovoy stvorke vertoleta Mi-171 // Mezhdunarodnaya nauchno-prakticheskaya konferentsiya «Innovatsionnoye razvitiye sovremennoy nauki» [Modeling of an enlarged hatch made of composite materials in the cargo door of the Mi-171 helicopter]. Ufa: RIO MTSII "Omega Science", 2014. - P. 99-104.

22. Bokhoeva, L. A. and oth. Razrabotka stendov dlya resursnykh ispytaniy izdeliy aviatsionnoy i drugoy tekhniki [Development of stands for life tests of products of aviation and other equipment]. Ulan-Ude. Bulletin of the ESGUTU, 2013, No 6. – P. 31–35.

23. Kurokhtin, V. Yu. and oth. Eksperimental'noye opredeleniye kharakteristik soprotivleniya ustalosti izdeliy aviatsionnoy tekhniki [Experimental determination of the characteristics of fatigue resistance of aircraft products]. Ulan-Ude. Bulletin of the ESGUTU, 2013, No 5. – P. 46–53.

24. Obratstov, I. F. Stroitel'naya mekhanika letatel'nykh apparatov [Structural mechanics of aircraft]. Moscow. Mashinostroenie, 1986. – 536 p.

25. Kurokhtin, V. Yu. Proyektirovaniye lyuka iz kompozitsionnykh materialov v pravoy gruzovoy stvorke vertoleta Mi-171 // Mezhdunarodnaya nauchno-prakticheskaya konferentsiya «Nauka segodnya» [Designing a hatch from composite materials in the right cargo door of the Mi-171 helicopter]. Vologda. Vologzhanin Publishing House, 2014, part 1. – P. 48–51.

26. Kurokhtin, V. Yu. Modelirovaniye uvelichennogo lyuka iz kompozitsionnykh materialov v gruzovoy stvorke vertoleta Mi-171 // Polzunovskiy al'manakh [Modeling of an enlarged hatch made of composite materials in the cargo door of the Mi-171 helicopter]. Barnaul, AltSTU, 2013, No. 2. – P. 106–110.

27. GOST 25.502-79. Raschety i ispytaniya na prochnost' v mashinostroyenii. Metody mekhanicheskikh ispytaniy metallov. Metody ispytaniy na ustalost'. Vved. 01.01.1981 [Calculations and strength tests in mechanical engineering. Methods of mechanical testing of metals. Fatigue test methods]. Moscow. Publishing house of standards, 1986. – 36 p.

28. Boguslaev, V. A., Grebenikov, A. G., Moskalenko, N. I. and oth. Nauchnyye osnovy konstruktivno-tekhnologicheskikh metodov obespecheniya resursa aviatsionnoy tekhniki: monografiya [Scientific foundations of structural and technological methods for ensuring the resource of aviation equipment]. Khakov. Zhukovsky National Aerospace University, Kharkiv Aviation Institute. Publ., 2017. – 292 p.

29. Shanyavsky, A. A. Bezopasnoye ustalostnoye razrusheniye elementov aviakonstruktsiy: sinergetika v inzhenernykh prilozheniyakh: monografiya [Safe Fatigue Fracture of Aircraft Structures: Synergetics in Engineering Applications]. Ufa, 2003. – 802 p.

30. Shanyavsky, A. A. Issledovaniye kinetiki ustalostnogo razrusheniya aviatsionnykh alyuminiyevykh splavov metodami fraktografii: dis. kand. tekhn. nauk [Study of the kinetics of fatigue failure of aviation aluminum alloys using fractography methods]. Moscow, 1978. – 202 p.

31. Shanyavsky, A. A. Modelirovaniye ustalostnykh razrusheniy metallov: monografiya [Modeling of fatigue fractures of metals]. Ufa, 2007. – 498 p.

32. Dunin-Barkovsky, I. V., Smirnov, N. V. Teoriya veroyatnostey i matematicheskaya statistika v tekhnike (obshchaya chast') [Probability theory and

mathematical statistics in engineering (general part)]. Moscow. Gostekhteorizdat, 1955. – 556 p.

33. Kurokhtin, V. Yu. Opredeleniye ustalostnykh prochnostnykh kharakteristik aviatsionnykh izdeliy na osnove resursnykh ispytaniy // XIV Vserossiyskaya s mezhdunarodnym uchastiyem konferentsiya «Mekhaniki XXI veku» [Determination of fatigue strength characteristics of aviation products based on life tests]. Bratsk. BrSU, 2015. – P. 22–28.

34. Fomichev, P. A. Analiz ustalostnoy prochnosti regulyarnykh i neregulyarnykh zon konstruksii: metod. ukazaniya dlya vypolneniya prakticheskikh rabot po kursu «Proyektirovaniye vertolotov» (Razdel 3. Prochnost' vertoletov, p.9 Analiz ustalostnoy prochnosti regulyarnykh i neregulyarnykh zon konstruksii) [Analysis of the fatigue strength of regular and irregular zones of a structure]. Khakov. Zhukovsky National Aerospace University, Kharkiv Aviation Institute. Publ., 2013. – 20 p.

35. Fomichev, P. A., Boyko, T. S. Uchet kontsentratsii napryazheniy v raschete dolgovechnosti elementov konstruksiy po nominal'nym napryazheniyam // Voprosy proyektirovaniya i proizvodstva konstruksiy letatel'nykh apparatov [Consideration of stress concentration in the calculation of the durability of structural elements according to nominal stresses]. Khakov. Zhukovsky National Aerospace University, Kharkiv Aviation Institute. Publ., 2009, part 4 (60). – P. 53–63.

36. Kurokhtin, V. Yu. and oth. Opredeleniye resursnykh kharakteristik izdeliy aviatsionnoy tekhniki na osnove stendovykh ispytaniy s ispol'zovaniyem komp'yuternykh tekhnologiy na primere lopasti vinta vertoletov // Sistemy. Metody. Tekhnologii [Determination of the resource characteristics of aviation equipment products based on bench tests using computer technologies on the example of a helicopter propeller blade]. Bratsk. BrSU, 2015, No 4 (28). – P. 36–42.

Поступила в редакцию 13.12.2022, рассмотрена на редколлегии 13.12.2022.

Метод підтвердження ресурсних характеристик металеві лопаті несучого гвинта вертольота за результатами випробувань

Лопать несучого гвинта вертольота є базовим виробом, що визначає надійність і ресурс вертольота в цілому. Завдання прогнозування та забезпечення заданого ресурсу лопаті є актуальною проблемою, що розглядається на етапі її проєктування. Проведено аналіз конструкції, конструкційних матеріалів та конструктивно-технологічних рішень лопаті несучого гвинта (НГ) вертольота Ми-8. Наведено короткий опис лопаті несучого гвинта вертольота Ми-8. Проведено аналіз та розроблено типовий польотний цикл (ТПЦ) вертольота. Вибрано та обґрунтовано тип стендового обладнання для проведення стендових втомних випробувань лопаті. Визначено навантаження на лопать несучого гвинта для ТПЦ. Для визначення втомної довговічності лопаті необхідно знання характеристик напружено-деформованого стану. Наведено розрахунок напружено-деформованого стану (НДС) лопаті методом скінчених елементів (МСЕ) за допомогою системи ANSYS. Визначено характеристики напружено-деформованого стану лонжерона регулярної та нерегулярної частин лопаті несучого гвинта

вертольота за допомогою системи ANSYS. Застосування чисельних методів розрахунку характеристик напружено-деформованого стану дозволяє суттєво скоротити терміни та витрати на проєктування лопаті. У роботі наведено результати розрахунку регулярної частини лопаті несучого гвинта вертольота Мі-8 на режимі висіння у разі навантаження аеродинамічним та інерційним навантаженням від обертання, а також силою від власної ваги. За допомогою системи ANSYS розроблено скінчено-елементну модель регулярної частини лопаті, що складається з набору балкових елементів змінного перерізу, проведено розрахунок з урахуванням геометричної нелінійності поведінки конструкції та аналіз отриманих результатів. Для опису відгуку матеріалів на зовнішній вплив застосовували модель ізотропного пружно-деформівного тіла із заданням відповідних пружних констант матеріалу. Аналіз результатів розрахунку містить визначення реакцій в точках кріплення, величин максимальних переміщень елементів конструкції і напружень в небезпечних перерізах. Визначено небезпечні перерізи та розраховано значення поздовжньої сили та згинального моменту у цих перерізах. Проведено оцінювання статичної міцності лопаті за коефіцієнтом запасу міцності. При оцінюванні статичної міцності як максимальне розрахункове напруження розглядали еквівалентні напруження по Мізісу. Для оцінювання втомної міцності аналізували розподіл головних розтягуючих напружень в силових елементах за типовими концентраторами напружень. Максимальний рівень головних розтягуючих напружень у небезпечному перерізі свідчить про те, що матеріал лопаті працює в зоні багатоциклової втоми. Розроблено методику тарування тензовимірювальних каналів. Розрахунок показників лопаті несучого гвинта вертольота базується на вимогах, викладених у технічній літературі, нормативних документах. При виконанні роботи враховано вимоги Авіаційних правил, частина 29 (АП - 29). Дані дослідження стали основою для розроблення методу підтвердження ресурсних характеристик лопаті несучого гвинта вертольота за результатами льотних та стендових випробувань.

Ключові слова: лопать несучого гвинта, регулярна частина лопаті, нерегулярна частина лопаті, геометрична модель, скінчено-елементна модель, головні розтягуючі напруги, статична міцність, втомна міцність, межа витривалості матеріалу.

Method for confirming the resource characteristics of a helicopter main rotor metal blade based on test results

The helicopter main rotor blade is the basic product that determines the reliability and service life of the helicopter as a whole. The problem of predicting and ensuring the specified blade life is an urgent problem considered at the stage of its design. The analysis of the design, structural materials and design and technological solutions of the main rotor blade (RB) of the Mi-8 helicopter has been carried out. A brief description of the main rotor blade of the Mi-8 helicopter is presented. The analysis was carried out and a standard flight cycle (SFC) of the helicopter was developed. The type of bench equipment for carrying out bench fatigue tests of the blade has been selected and justified. The loads on the main rotor blade for the SFC are determined. To determine the fatigue life of a blade, it is necessary to know the characteristics of the stress-strain state. The calculation of the stress-strain state (SSS) of a blade by the finite element method (FEM) using the ANSYS system is

presented. The characteristics of the stress-strain state of the spar of the regular and irregular parts of the rotor blade of a helicopter are determined using the ANSYS system. The use of numerical methods for calculating the characteristics of the stress-strain state can significantly reduce the time and cost of designing a blade. The paper presents the results of calculating the regular part of the main rotor blade of the Mi-8 helicopter in the hover mode in the case of its loading with aerodynamic and inertial load from rotation, as well as the force from its own weight. With the help of the ANSYS system, a finite element model of the regular part of the blade was developed, consisting of a set of beam elements of variable section, a calculation was carried out taking into account the geometric nonlinearity of the structure's behavior, and an analysis of the results obtained was carried out. To describe the response of materials to an external action, a model of an elastically deformable isotropic body was used with the assignment of the corresponding elastic constants of the material. The analysis of the calculation results includes the determination of reactions at the attachment points, the values of the maximum displacements of structural elements and stresses in dangerous sections. Dangerous sections are determined and the values of the longitudinal force and bending moment in these sections are calculated. The assessment of the static strength of the blade by the safety factor was carried out. When evaluating the static strength, the equivalent stresses according to Mises were considered as the maximum design stresses. To assess the fatigue strength, we analyzed the distribution of the main tensile stresses in the power elements over typical stress concentrators. The maximum level of the main tensile stresses in the dangerous section indicates that the blade material operates in the zone of high-cycle fatigue. A technique for calibrating strain gauge channels has been developed. The calculation of the characteristics of the rotor blade of a helicopter is based on the requirements set forth in the technical literature, regulatory documents. When performing work, the requirements of the Aviation Rules, Part 29 (AP - 29) were taken into account. These studies were the basis for the development of a method for confirming the resource characteristics of a helicopter main rotor blade based on the results of flight and bench tests.

Keywords: main rotor blade, regular blade part, irregular blade part, geometric model, finite element model, principal tensile stresses, static strength, fatigue strength, material endurance limit.

Сведения об авторах:

Гребеников Александр Григорьевич – доктор технических наук, профессор, профессор каф. 103 «Проектирование самолетов и вертолетов» Национального аэрокосмического университета им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Украина, e-mail: agrebenikov@khai.edu

Малков Игорь Владиславович – доктор технических наук, профессор, профессор каф. 103 «Проектирование самолетов и вертолетов» Национального аэрокосмического университета им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Украина, e-mail: i.malkov@khai.edu

Светличный Сергей Петрович – кандидат технических наук, доцент каф. 202 Национального аэрокосмического университета им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Украина, e-mail: ssp.kharkov@gmail.com

Москаленко Иван Николаевич – кандидат технических наук, начальник отдела управления по разработке и модификации вертолетной техники ОКБ

«Мотор Сич», Запорозьке, Україна,
e-mail: ivan.moskalenko87@gmail.com

Кривых Юлия Игоревна – старший преподаватель кафедры технологии авиационных двигателей Национального университета «Запорожская политехника», Запорозьке, Україна, e-mail: juliya.krivikh@gmail.com