

doi: 10.32620/oikit.2021.94.07

УДК 629.735.45.025-027.3
620.22-419

А. Г. Гребеников, И. В. Малков,
С. П. Светличный, В. А. Урбанович,
Н. И. Москаленко*

Метод определения характеристик напряженно-деформированного состояния лонжерона регулярной части лопасти несущего винта вертолета с помощью системы ANSYS

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

Лопасть несущего винта вертолета является базовым изделием, определяющим надежность и ресурс вертолета в целом. Задача прогнозирования и обеспечения заданного ресурса лопасти – актуальная проблема, рассматриваемая на этапе её проектирования. Для определения усталостной долговечности лопасти необходимо знание характеристик напряженно-деформированного состояния. Разработан метод определения характеристик напряженно-деформированного состояния лонжерона регулярной части 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 действия на неё аэродинамической и инерционной нагрузок, возникающих вследствие 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, выполнен расчет с учетом геометрической нелинейности поведения конструкции и анализ полученных результатов. Для описания реакции материалов на внешнее воздействие применяли модель упруго-деформируемого 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. Построены эпюры внутренних силовых факторов (продольная и поперечная силы, изгибающий момент) по размаху лопасти. С помощью эпюр определены опасные сечения и рассчитаны значения продольной силы и изгибающего момента в этих сечениях. Осевая сила достигает максимального значения $N_x=333689$ Н в сечении по оси нервюры № 1. В этом сечении изгибающий момент достигает максимального значения $M_{y\max} = 3078,3$ Н·м. В сечении $r = 0,73$ между осями нервюр №13 и 14, в котором поперечная сила обращается в ноль, значение изгибающего момента $M_y = -1147,5$ Н·м. Таким образом, регулярная часть лопасти находится в сложном напряженном состоянии – изгиб с растяжением. Проведена оценка статической прочности лопасти по коэффициенту запаса прочности. При оценке статической прочности в качестве максимальных расчетных напряжений рассматривали эквивалентные напряжения по Мизесу. Коэффициент запаса статической прочности регулярной части лопасти в опасном сечении составил 1,7. Для оценки усталостной прочности анализировали распределение главных растягивающих напряжений в силовых элементах по типовым концентраторам напряжений. Максимальный уровень главных растягивающих напряжений в опасном сечении составил $\sigma_1 = 138$ МПа, что свидетельствует о том, что материал лопасти работает в зоне многоциклового усталости.

Ключевые слова: лопасть несущего винта, регулярная 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, и 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 определения характеристик напряженно-деформированного состояния и зон вероятного усталостного разрушения лонжерона регулярной части лопасти несущего винта вертолета Ми-8 на режиме висения в случае ее нагружения распределенной воздушной нагрузкой, центробежной силой, возникающей при вращении лопасти, и силой собственного веса конструкции.

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 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.

В статье описан метод определения характеристик 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 между нервюрой № 1 и нервюрой № 22.

Рассматриваемый метод расчета характеристик НДС регулярной части лонжерона лопасти несущего винта вертолета состоит из следующих основных этапов:

- 1) анализ конструкции лопасти несущего винта и действующих на лопасть нагрузок;
- 2) выбор расчетной схемы конструкции и принятие основных гипотез и допущений;
- 3) построение геометрической модели лонжерона лопасти НВ;

- 4) определение механических характеристик материала лонжерона и выбор модели поведения материала;
- 5) выбор способа аппроксимации рассчитываемой конструкции и создание ее конечно-элементной модели;
- 6) определение и задание действующих на лопасть нагрузок;
- 7) расчет и анализ характеристик НДС;
- 8) выводы.

Лопать несущего винта (НВ) вертолета Ми-8 имеет прямоугольную форму в плане и состоит из прессованного лонжерона и хвостовых отсеков с сотовыми наполнителями, образующими перо лопасти (рис. 1).

Лонжерон лопасти D-образного сечения изготовлен из алюминиевого сплава АВТ-1. На внутренней поверхности лонжерона сверху и снизу расположены ребра жесткости каплевидной формы.

Перо металлической лопасти НВ состоит из 21 отсека, которые расположены между нервюрами № 1 – № 22. На конце лопасти установлен обтекатель.

Поперечные сечения лопасти НВ имеют такие профили: на дистанции от нервюры № 1 до нервюры № 3 – профиль НАСА-230 (без модификации), на дистанции от нервюры № 4 до нервюры № 22 – профиль НАСА-230М (с модифицированной хвостовой частью). На дистанции между нервюрами № 3 и № 4 расположен переходный профиль. Относительная толщина профиля в сечении по оси нервюры № 1 равна 13 %, между нервюрами № 2 и № 3 составляет 12 %, на дистанции от нервюры № 4 до нервюры № 22 – 11,38 %. Лопать НВ имеет геометрическую крутку $+5^\circ$ на дистанции между нервюрами № 1 и № 4, далее угол крутки изменяется по линейному закону до 0° в сечении по оси нервюры № 22.

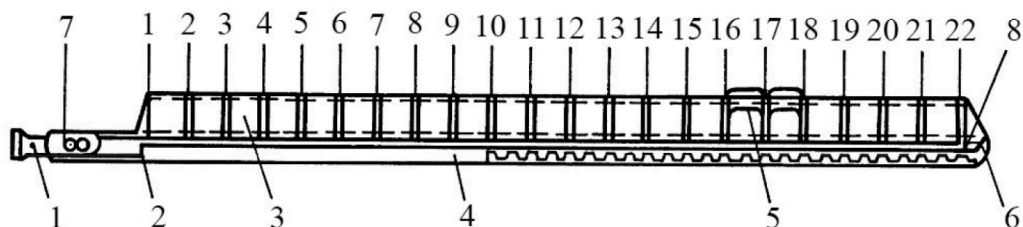


Рис. 1. Лопать несущего винта вертолета:

- 1 – наконечник лопасти; 2 – лонжерон; 3 – хвостовые отсеки;
- 4 – противообледенительная система; 5 – триммеры; 6 – законцовка;
- 7 – сигнализатор давления; 8 – швартовочный узел; 1–22 – нервюры

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 таких 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 $z = 5$.

Построение модели и расчет проведены в декартовой системе координат (рис. 2), связанной с осью вращения несущего винта: ось X направлена против полета в направлении хвостовой балки, ось Y – вверх, ось Z – вдоль размаха лопасти так, что образует правую систему координат.



Рис. 2. Система координат вертолета

Применяемые материалы и их механические характеристики

Лонжерон лопасти несущего винта выполнен из алюминиевого сплава АВТ-1, обладающего механическими характеристиками, приведенными в табл. 1.

Таблица 1

Механические характеристики применяемых материалов

Плотность, ρ , кг/м ³	Модуль упругости E , МПа	Коэффициент Пуассона, ν	Предел текучести, σ_m , МПа	Предел прочности, σ_b , МПа	Удлинение при разрыве, δ , %
2700	70000	0,33	300	350	10

Для описания реакции материалов на внешнее воздействие применяли модель упруго-деформируемого изотропного тела с заданием соответствующих упругих констант материала: модуля упругости первого рода E , коэффициента Пуассона и плотности ρ [2].

Действующие нагрузки и закрепление

Лопасты несущего винта вертолета в полете нагружаются аэродинамическими, инерционными нагрузками и силами от собственного веса.

В целях упрощения расчета целесообразно систему внешних нагрузок разбить на две группы: нагрузки, действующие в плоскости взмаха лопасти, и нагрузки, действующие в плоскости вращения винта.

К первой группе относят (рис. 3):

– распределенную по размаху воздушную нагрузку с результирующей силой Y_B ;

– нагрузку от веса лопасти G_L ;

– центробежную силу $N_{ц.б.}$;

– инерционную силу P_B , обусловленную маховым движением лопасти.

Ко второй группе относят (рис. 4):

– 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.

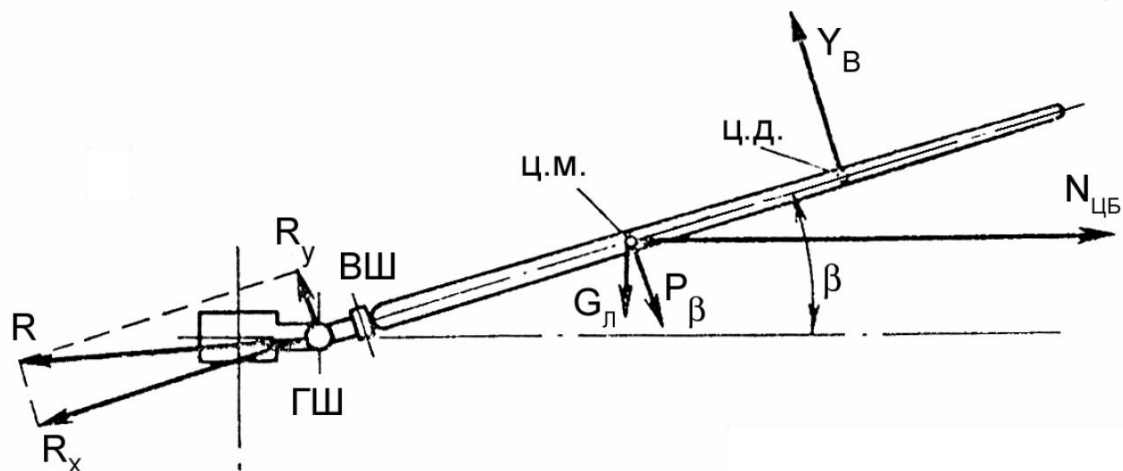


Рис. 3. Силы, действующие на лопасть несущего винта в плоскости взмаха: ГШ – горизонтальный шарнир; ВШ – вертикальный шарнир; ц. м. – центр масс; ц. д. – центр давления

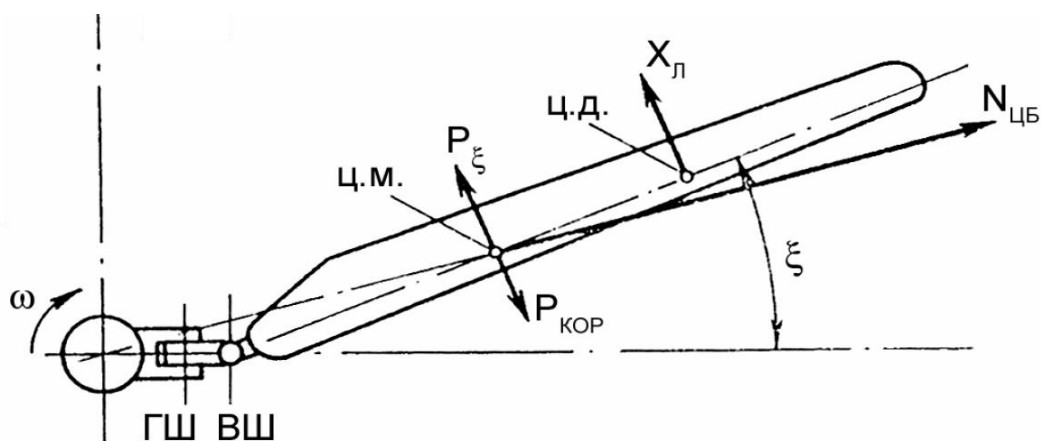


Рис. 4. Силы, действующие на лопасть несущего винта в плоскости вращения

Для упрощения процедуры определения действующих нагрузок приняты такие 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 пренебрегаем в силу их малости;

– считаем, что лонжерон является основным силовым элементом, воспринимающим нагрузки, действующие на лопасть в полете.

Таким образом, с учетом принятых допущений лопасть НВ можно рассматривать как консольную балку, нагруженную распределенной воздушной

нагрузкой Y_B , силой веса лопасти G_L и центробежной нагрузкой $N_{ц.б}$ от вращения лопасти.

Распределенную по размаху погонную воздушную нагрузку определяем по формуле [3]

$$q_b = \frac{mg}{zR} (\bar{\Gamma}_{nl} + \Delta\varphi \cdot \bar{\Gamma}_3),$$

где m – масса вертолета, кг; g – ускорение свободного падения, м/с²; z – число лопастей; $\Delta\varphi$ – угол геометрической крутки, рад; $\bar{\Gamma}_{nl}$ – коэффициент, характеризующий распределение погонной нагрузки вдоль радиуса плоской (незакрученной) лопасти; $\bar{\Gamma}_3$ – коэффициент, учитывающий влияние крутки на распределение воздушной нагрузки.

Коэффициенты $\bar{\Gamma}_{nl}$ и $\bar{\Gamma}_3$ [3] определяют по таким приближенным формулам:

$$\bar{\Gamma}_{nl} = 4\bar{r} \frac{1 + \mu^2}{1 + 1,2\mu^2} \bar{b} \frac{(\bar{r} + \mu \sin \psi)^2}{1 + 8/3\mu \sin \psi + 2\mu^2 \sin^2 \psi},$$

где ψ – угол азимутального положения лопасти, рад; $\bar{r} = r/R$ – относительный радиус; $\bar{b} = b/b_{0,7}$ – относительная хорда (b – хорда лопасти в рассматриваемом сечении, $b_{0,7}$ – хорда лопасти в сечении $\bar{r} = 0,7$); $\mu = V \cdot \cos \alpha_{НГ} / \omega R$ – коэффициент режима работы НВ.

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

где $C_{y\infty}^\alpha$ – производная коэффициента подъемной силы по углу атаки для выбранного профиля при бесконечном удлинении.

Значение коэффициента подъемной силы профиля в сечении $\bar{r} = 0,7$ определяют по формуле:

$$C_{y0,7} = C_{y\max} \frac{1 - 8/3\mu + 2\mu^2}{1 + \mu^2},$$

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

Для рассчитываемой лопасти НВ на режиме «висения» принимаем $\mu = 0$, $\bar{b} = 1$, $\psi = 90^\circ = 1,5708$ рад, $C_{y\infty}^\alpha = 5,73 \text{ рад}^{-1}$ [3].

Угол взмаха лопасти [3] при рассмотрении режимов осевой обдувки, для которых отсутствует ускорение махового движения, определяют таким образом:

$$\beta = a_0 = \frac{g \cdot G}{R\omega^2 \cdot z \cdot G_L} \cdot \frac{\bar{r}_\delta}{\bar{i}_{z.ш.}^2},$$

где G – вес вертолета, Н; G_L – вес лопасти, Н; $\bar{r}_\delta = r_\delta / R \approx 0,7$ – относительное плечо силы тяжести лопасти; $\bar{i}_{z.ш.} = i_{z.ш.} / R$ – относительный радиус инерции

лопасти. Для лопастей прямоугольной формы в плане $i_{z,u} \approx 0,577$.

Нагрузку от веса лопасти G_l учитывали путем задания плотности материала для элементов модели и моделировали в виде массовых сил инерции, придав всем элементам модели ускорение свободного падения в направлении $-Y$ (вниз) глобальной системы координат.

Центробежную силу $N_{ц.б.}$, возникающую при вращении лопасти, моделировали в виде массовых сил инерции, задав угловую скорость вращения для всех элементов модели относительно оси Y глобальной системы координат.

Закрепление рассчитываемой конструкции проводили в узле, совпадающем с осью нервюры № 1, путем ограничения линейных и угловых перемещений по трем направлениям X , Y и Z .

Конечно-элементная модель

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 [4]. 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 поддерживает 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, № 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 **Iyy** и **Izz**, центробежный момент инерции **Iyz**, координаты центра тяжести сечений **CentroidY**, **Centroid Z**, координаты центра жесткости сечений **Shear_CenterY** и **Shear_CenterZ** (рис. 5–7). На рис. 8 показана конечно-элементная модель лонжерона лопасти НВ вертолета с визуализацией граничных условий и действующих на лопасть внешних нагрузок.

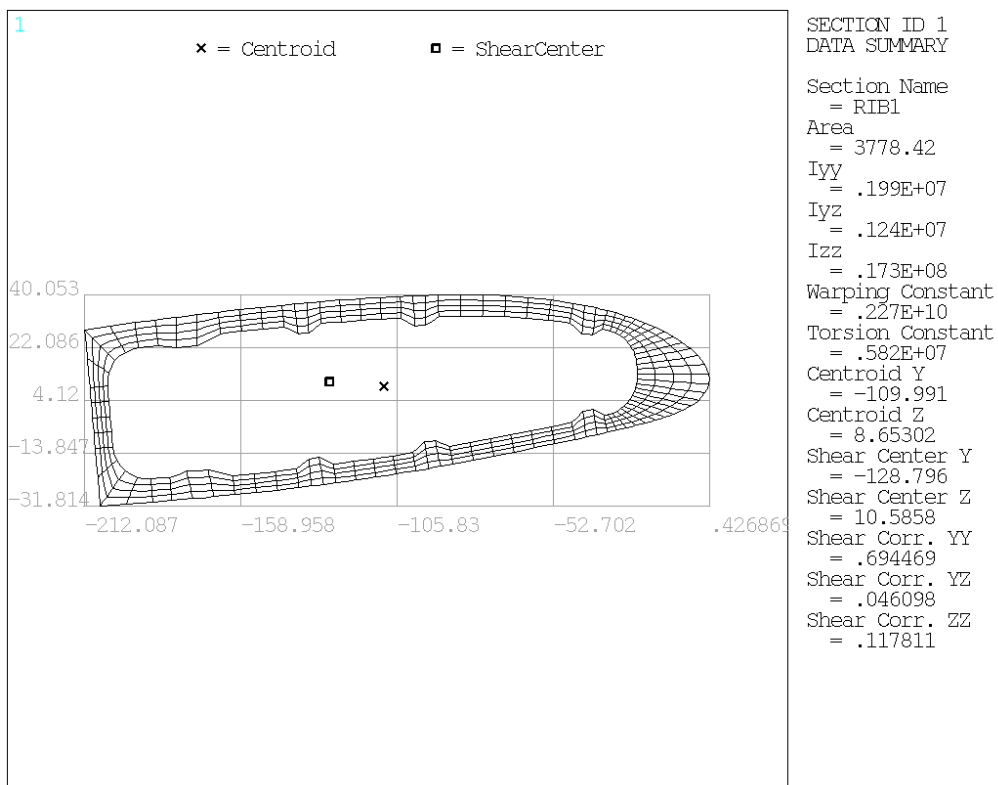


Рис. 5. Расчетное сечение лонжерона лопасти по оси нервюры № 1 и его геометрические характеристики

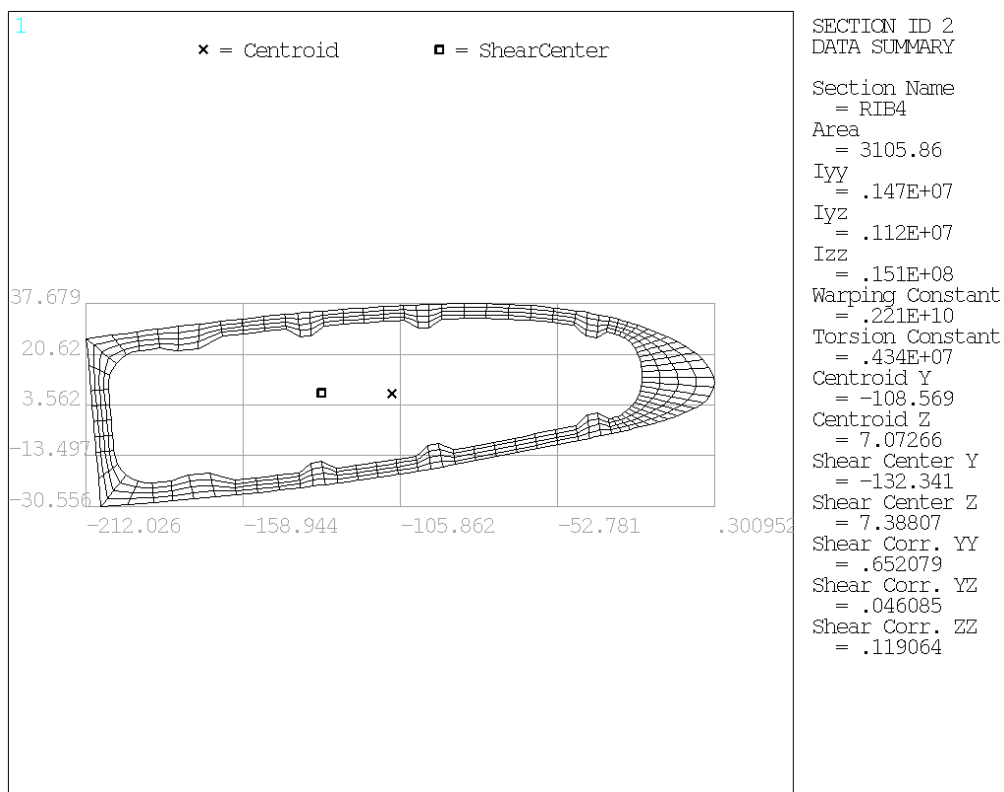


Рис. 6 Расчетное сечение лонжерона лопасти по оси нервюры № 4 и его геометрические характеристики

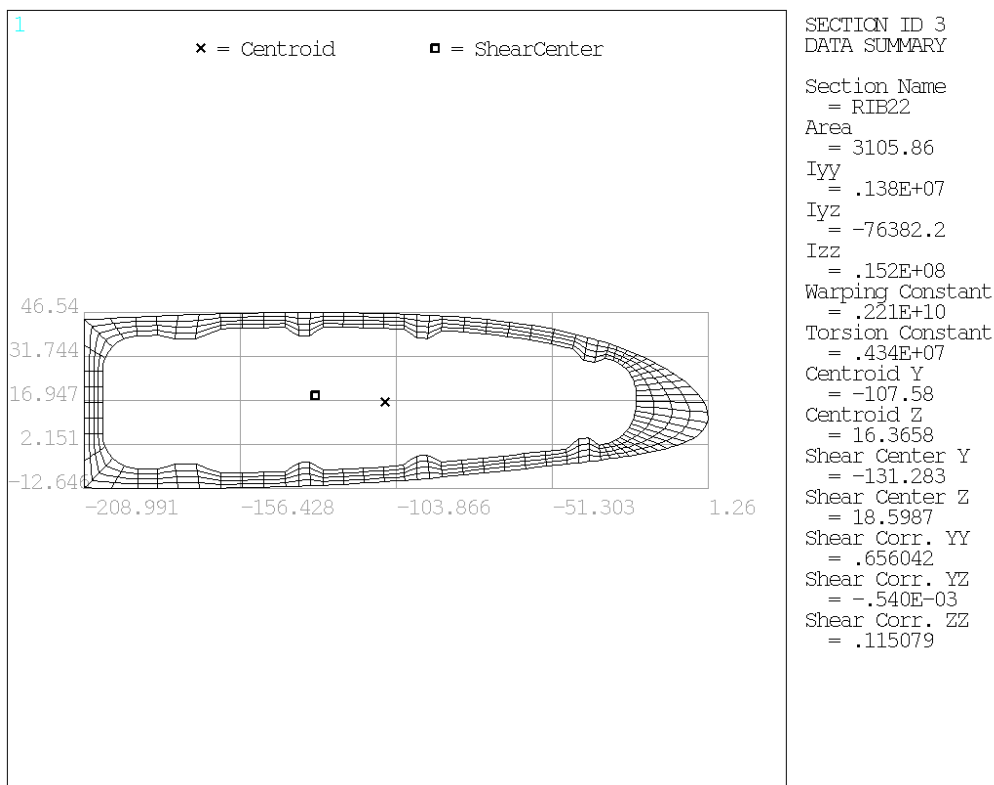


Рис. 7. Расчетное сечение лонжерона лопасти по оси нервюры № 22 и его геометрические характеристики

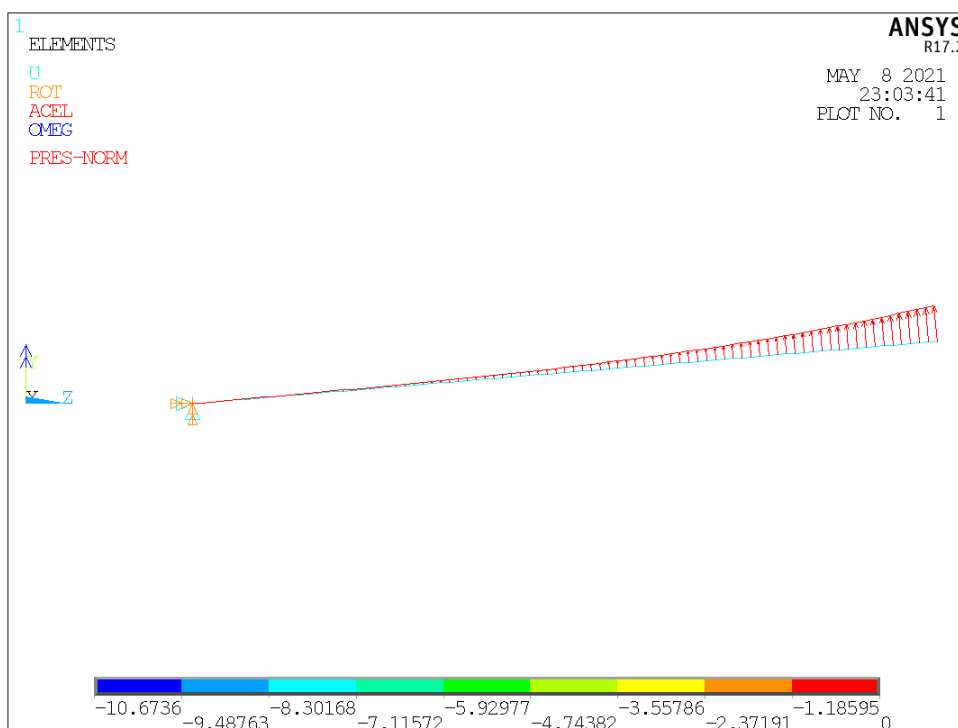


Рис. 8. Конечно-элементная модель лонжерона лопасти НВ вертолета с визуализацией граничных условий и внешних нагрузок

На рис. 9 показана эпюра погонной воздушной нагрузки, действующей по размаху лонжерона лопасти НВ вертолета.

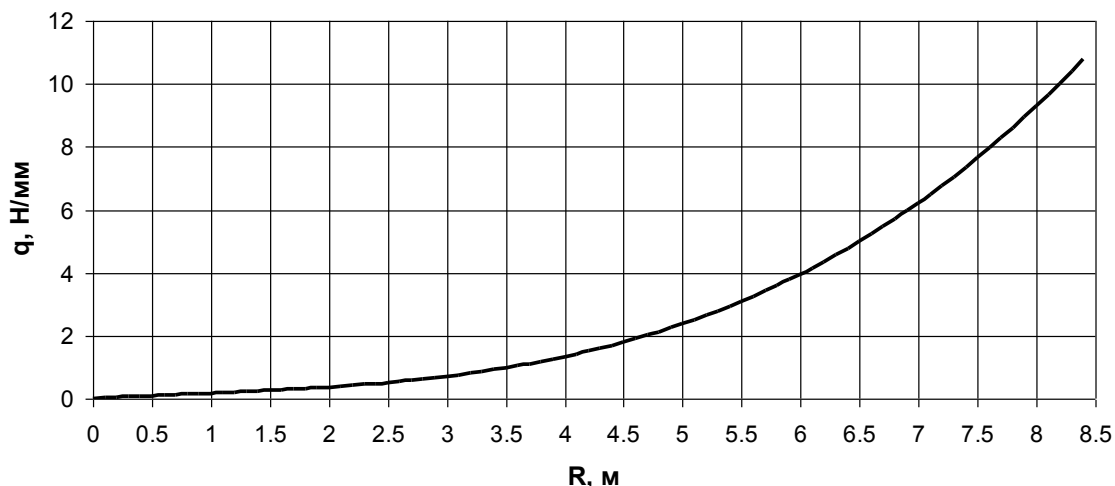


Рис. 9. Эюра погонной воздушной нагрузки, действующей по размаху лонжерона лопасти НВ

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 меняется ее кривизна, при этом возникают мембранные силы, оказывающие сопротивление при деформировании. Кроме этого, меняется плечо приложения нагрузок. При решении геометрически нелинейной задачи используют обновленную Лагранжеву формулировку, и решение рассматривают для текущей (деформированной геометрии) конфигурации конечно-элементной системы [5]. Для поиска решения применяли итерационную процедуру и метод Ньютона–Рафсона.

Анализ результатов расчета

Анализ результатов расчета включает в себя определение реакций в точках крепления, определение прогибов балки, построение эюр осевой силы N_x , поперечной силы Q_z и изгибающего момента M_y , а также эюр осевых σ_p , изгибных σ_u и суммарных σ_{mom} напряжений, расчет максимальных напряжений.

Реакции в точках крепления

В ходе расчета определены реакции в точке крепления лонжерона лопасти НВ (табл. 2). Значения реакций рассчитывали в узловой системе координат, оси которой совпадают с осями системы координат вертолета.

Таблица 2

Силы			Моменты		
F_x , Н	F_y , Н	F_z , Н	M_x , Н·мм	M_y , Н·мм	M_z , Н·мм
-109,76	-21790,0	-333030,0	-3089200,0	16552,0	8839,7

Перемещения

Проанализирован характер деформирования лонжерона лопасти НВ. Проведена оценка прогибов балки в направлении оси Y. Результаты анализа показаны на рис. 10, 11.

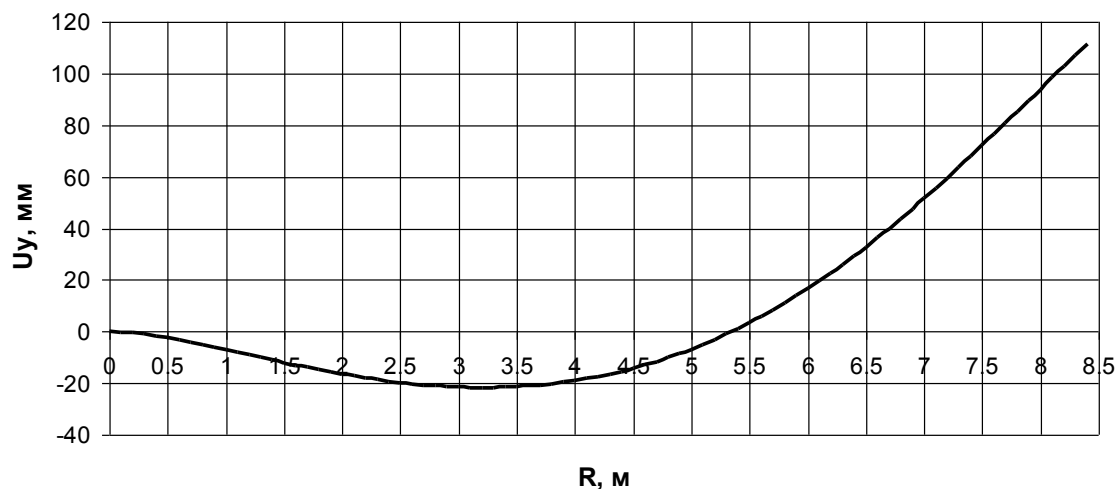


Рис. 10. График изменения прогибов в направлении оси Y по размаху в лонжероне лопасти НВ

В качестве единиц измерения прогибов используются миллиметры (мм).

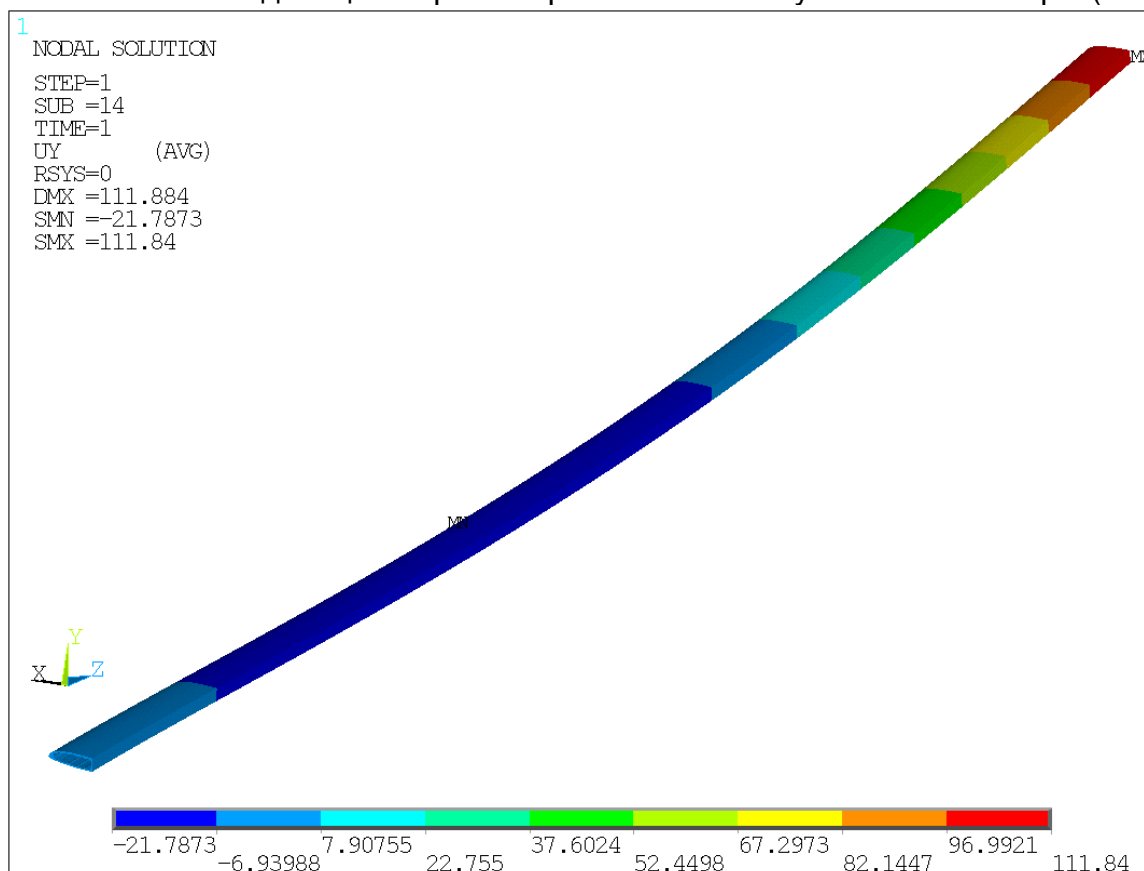


Рис. 11. Поле распределения прогибов в направлении оси Y в лонжероне лопасти НВ

В ходе анализа результатов расчета выявлена особенность деформирования лонжерона лопасти, заключающаяся в наличии двух максимумов по размаху и точки перегиба, в которой кривизна балки меняет свой знак. Причиной такого характера деформирования оси балки являются 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 меняет 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.

Эпюры внутренних силовых факторов и напряжений

Были 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 плоскости XZ таким образом, что образует правую систему координат (рис. 12).

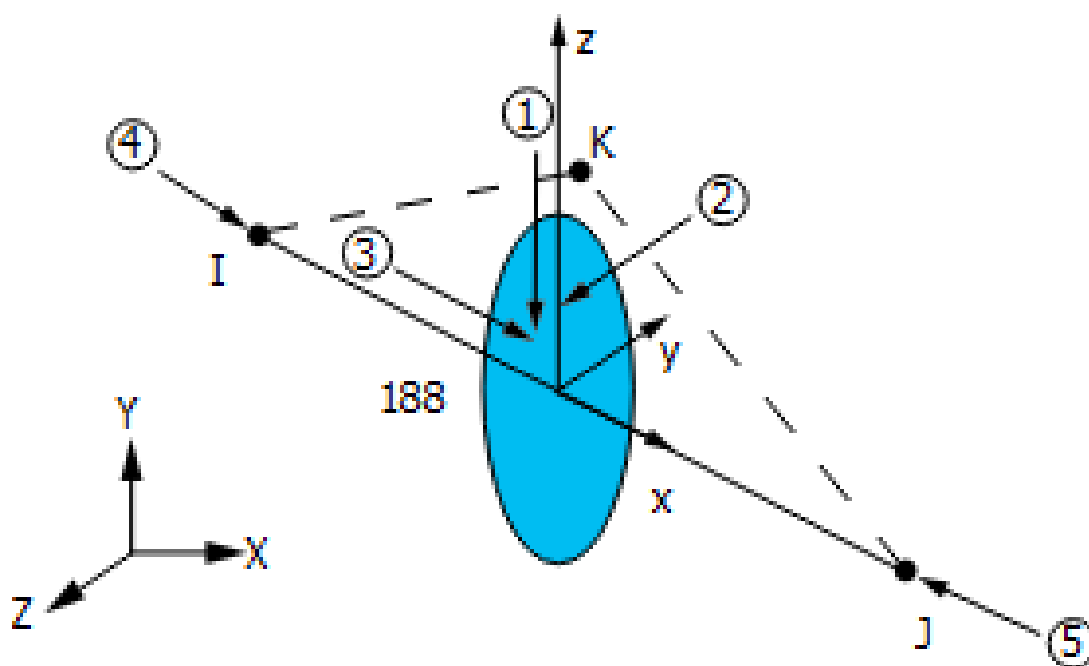


Рис. 12. Система координат балочного элемента [4]

13. Эпюра осевых сил по размаху лопасти несущего винта показана на рис. В качестве единиц измерения для сил используются ньютоны (Н).

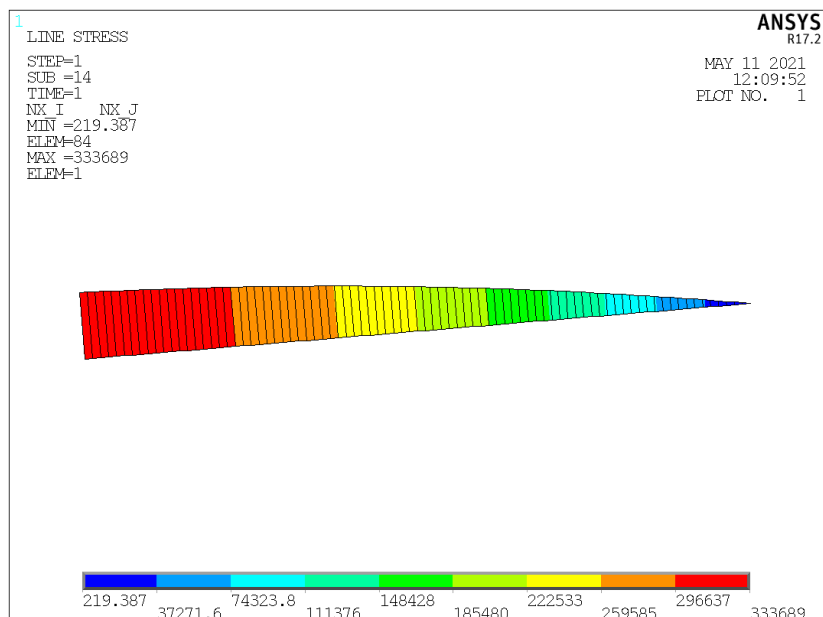


Рис. 13. Эюра осевых сил N_x

Анализируя эюру 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. 13). 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. 14, 15).

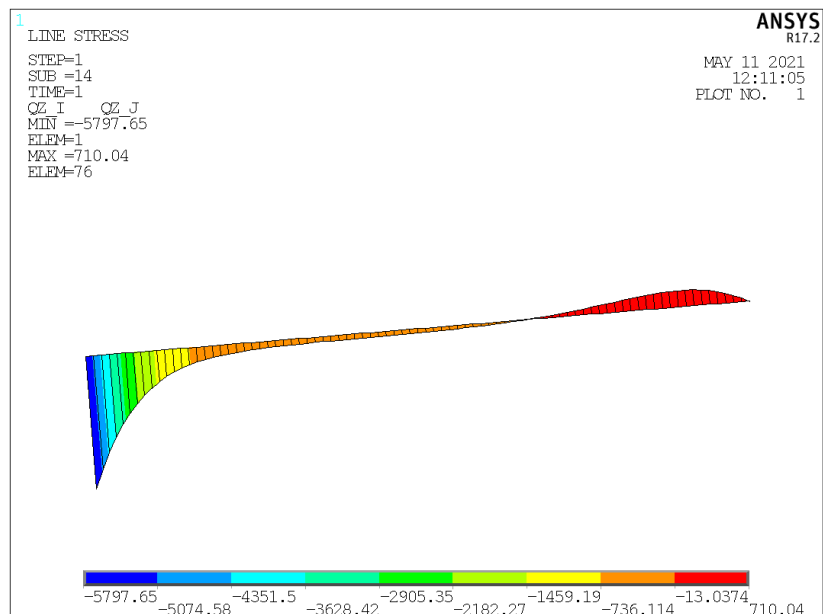


Рис. 14. Эюра поперечных сил Q_z

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

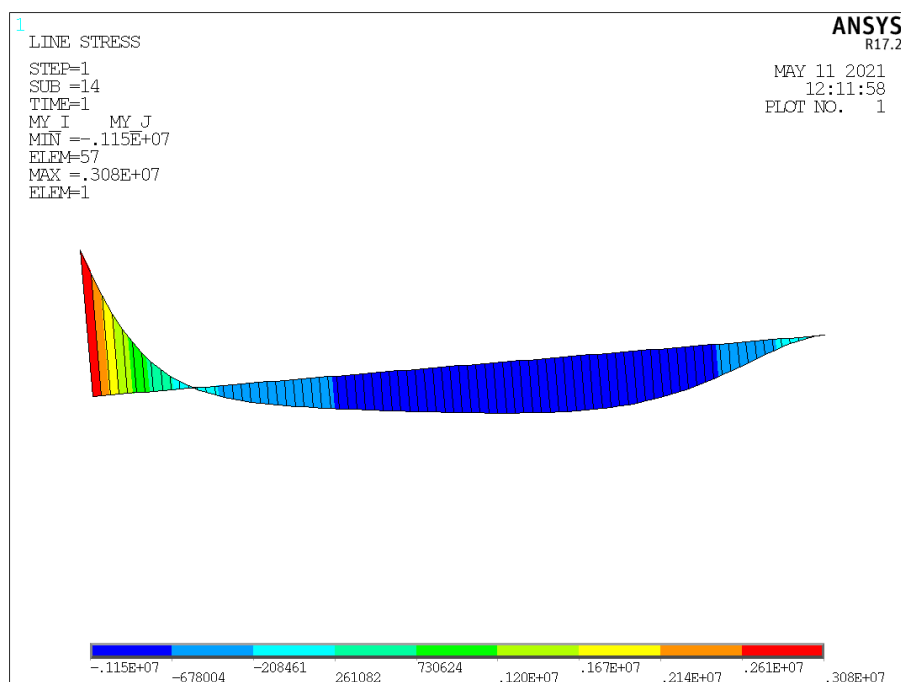


Рис. 15. Эпюра изгибающего момента M_y

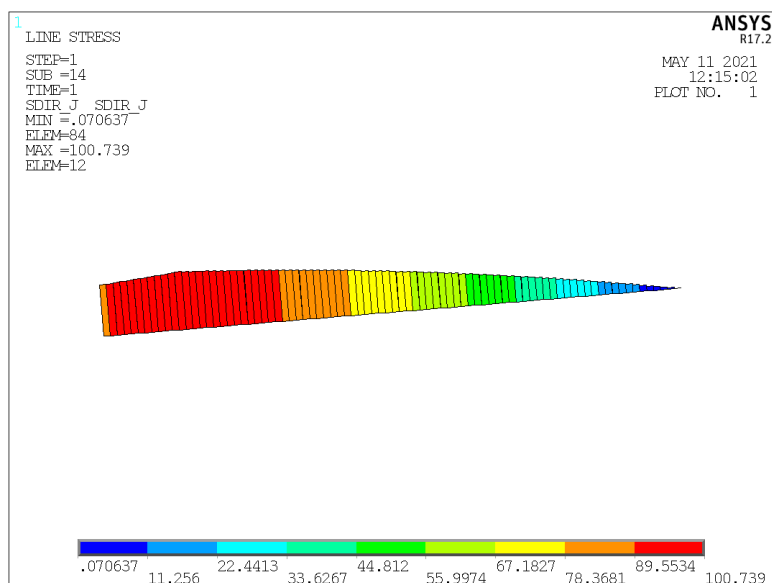
Поперечная сила и изгибающий момент изменяются нелинейно по длине лопасти. Эпюра поперечной силы пересекает базу эпюры и в сечении $R = 7,47$ м ($r = 0,73$) между осями нервюр № 13 и № 14 обращается в ноль. В этом сечении изгибающий момент достигает значения $M_{ymin} = -1147,5$ Н м. В сечении по оси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

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.

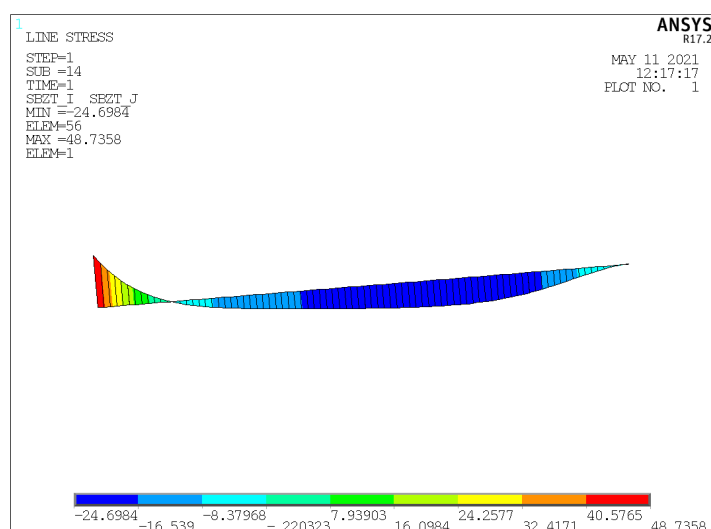
Напряжения

Рассчитаны значения линеаризованных напряжений в балочных элементах и построены эпюры осевых (рис. 16), изгибных (рис. 17, 18) и суммарных (рис. 19, 20) напряжений в лонжероне лопасти НВ вертолета. В качестве единиц измерения для напряжений используются мегапаскалы (МПа).

Осевые растягивающие напряжения от действия центробежной нагрузки переменны 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 (рис. 16). Величина максимальных растягивающих напряжений не превышает предел текучести материала лонжерона лопасти винта, таким образом, в сечениях лопасти не возникает остаточных пластических деформаций от действия центробежной силы.

Рис. 16. Эюра осевых напряжений σ_p

Изгибные напряжения также переменны по длине балки и достигают максимума в сечении, где изгибающий момент максимален (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 $\sigma_u^+ = 48,7$ МПа (рис. 17), а нижний пояс сжат и $\sigma_u^- = -62,5$ МПа (рис. 18). В сечении на дистанции $r = 0,73$ между осями нервюр № 13 и № 14 значение изгибных напряжений в растянутой зоне составляет $\sigma_u^+ = 26,9$ МПа (рис. 18), а в сжатой зоне $\sigma_u^- = -24,9$ МПа (рис. 17). Причем в обеих зонах уровень изгибных напряжений ниже, чем уровень осевых напряжений. Суммарные напряжения рассчитывали как сумму осевых σ_p и изгибных напряжений σ_u (рис. 19, 20).

Рис. 17. Эюра изгибных напряжений σ_u (сжатая зона)

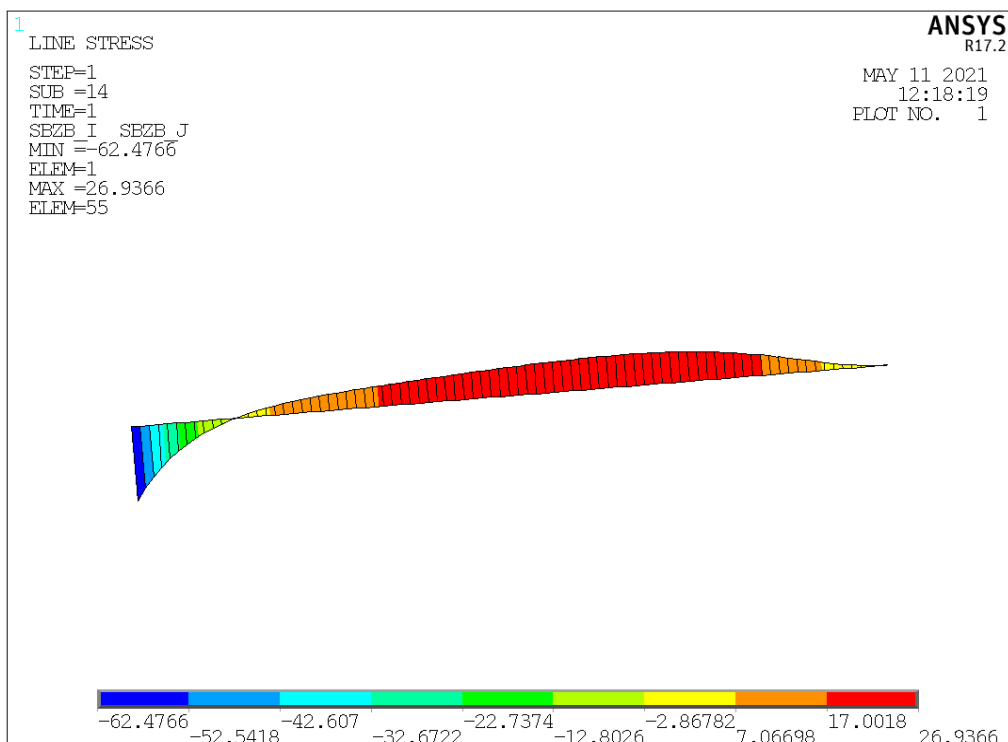


Рис. 18. Эпюра изгибных напряжений σ_u (растянутая зона)

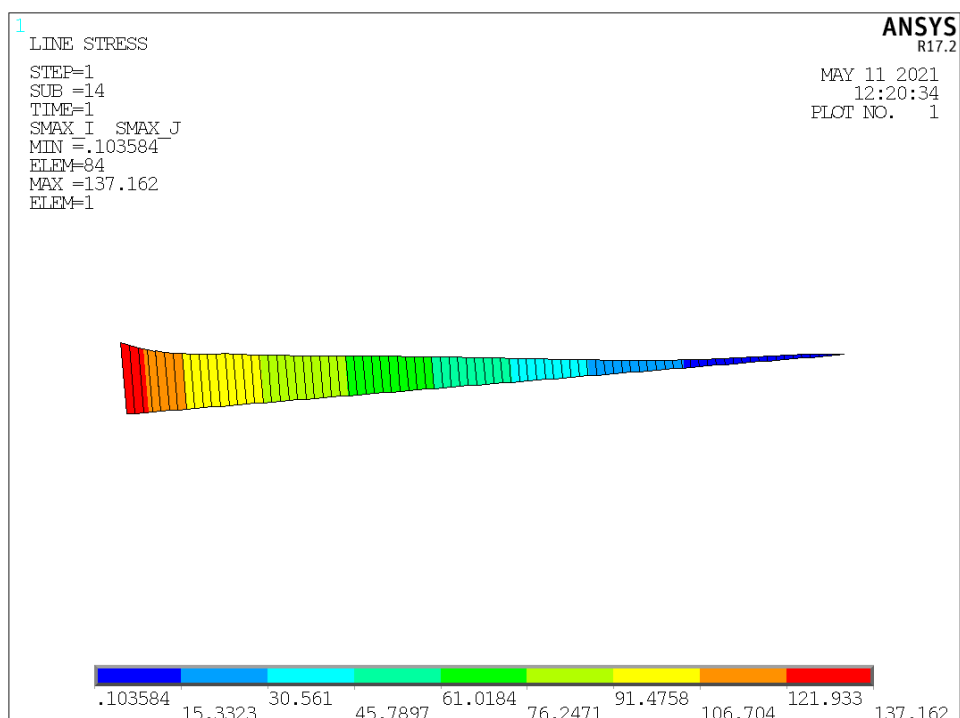


Рис. 19. Эпюра максимальных суммарных напряжений $\sigma_p + \sigma_u$

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

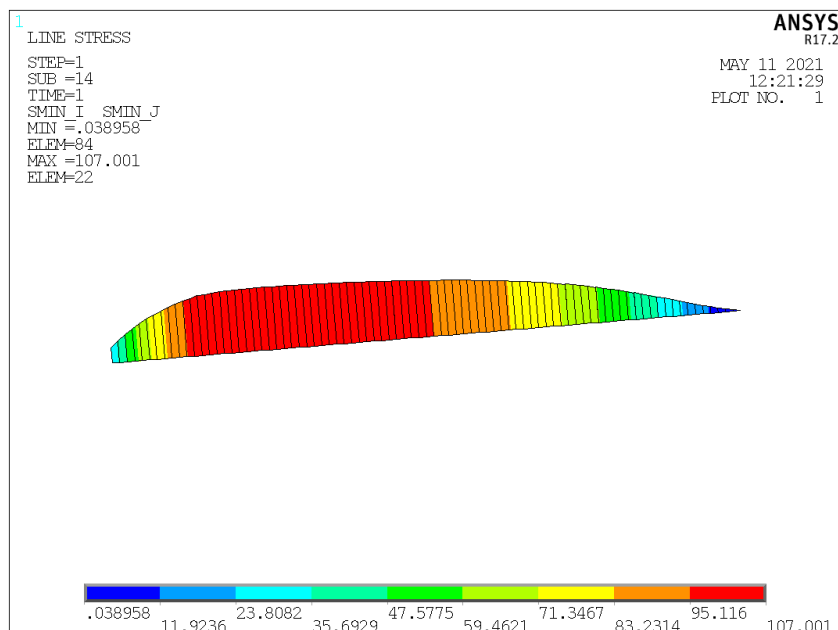


Рис. 20. Эпюра минимальных суммарных напряжений $\sigma_p - \sigma_u$

На рис. 21 показан характер распределения нормальных напряжений в лонжероне лопасти НВ.

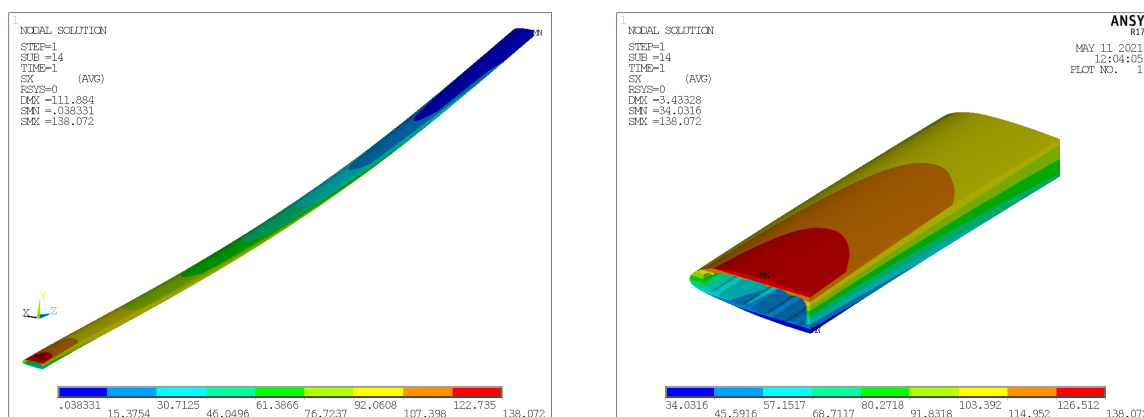


Рис. 21. Характер распределения нормальных напряжений σ_x в лонжероне лопасти НВ вертолета

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 $f = 1,5$:

$$S_{\sigma} = \frac{\sigma_B}{f \sigma_{\max}} = \frac{350}{1,5 \cdot 137,1} = 1,7.$$

Для оценки усталостной прочности и выявления зон вероятного усталостного разрушения было проанализировано распределение главных растягивающих напряжений в поперечных сечениях лонжерона лопасти, расположенных по размаху лопасти (рис. 22 – 26). В качестве единиц измерения для напряжений используются мегапаскалы (МПа).

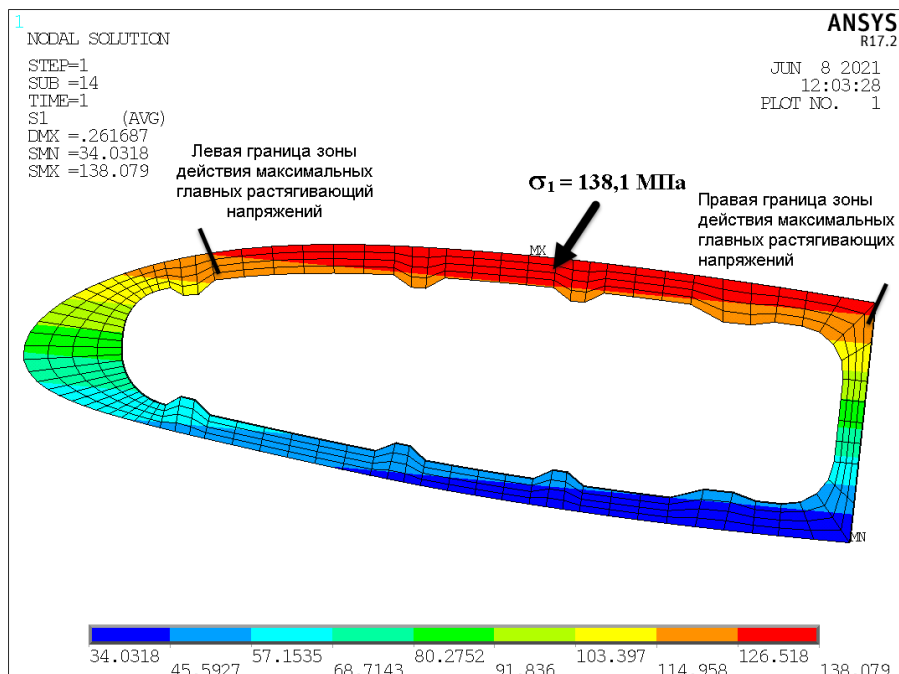


Рис. 22. Характер распределения главных растягивающих напряжений σ_1 в поперечном сечении лонжерона лопасти НВ (отсек № 1, $r = 0$)

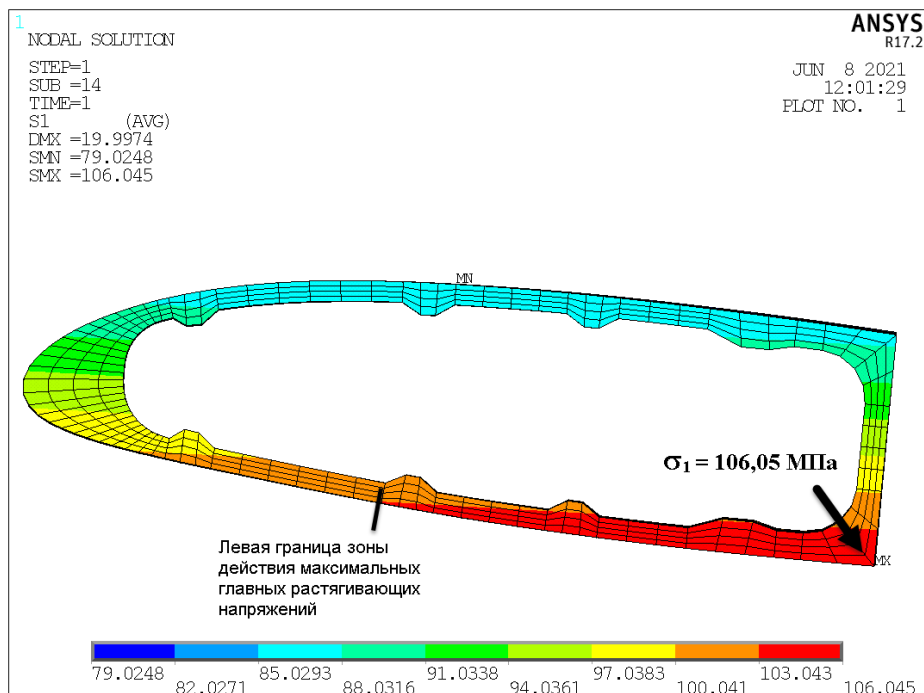


Рис. 23. Характер распределения главных растягивающих напряжений σ_1 в поперечном сечении лонжерона лопасти НВ (отсек № 5 – 6, $r = 0,38$)

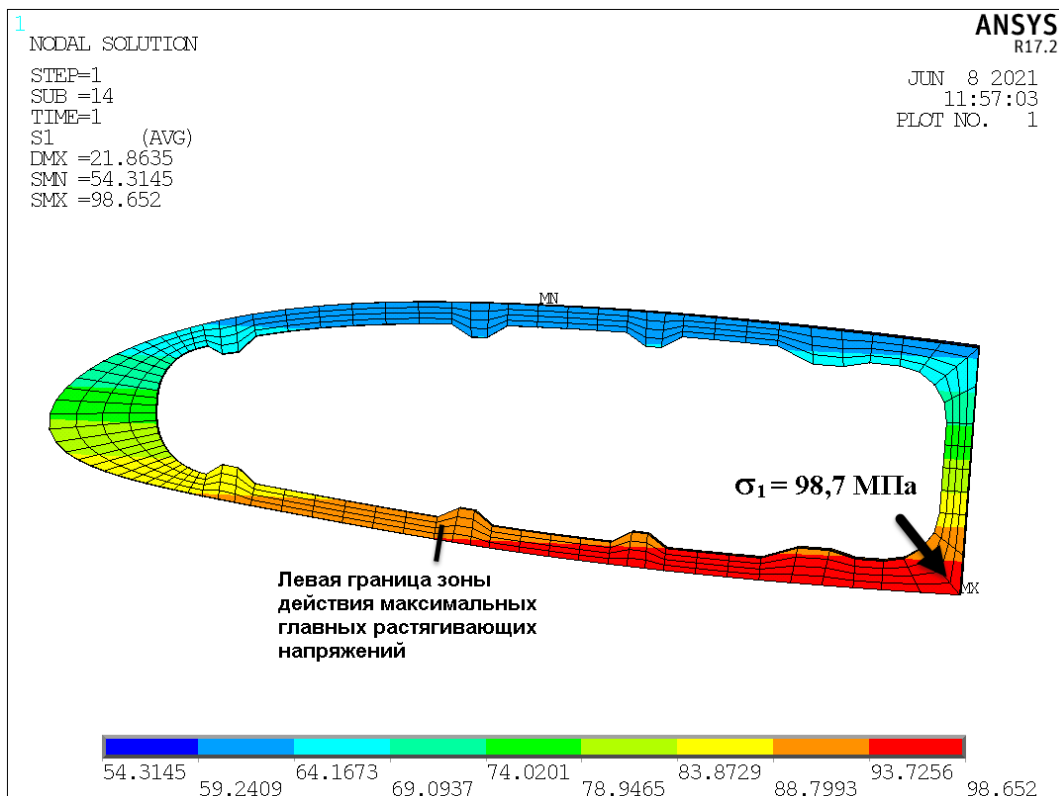


Рис. 24. Характер распределения главных растягивающих напряжений σ_1 в поперечном сечении лонжерона лопасти НВ (отсек № 9 – 10, $r = 0,52$)

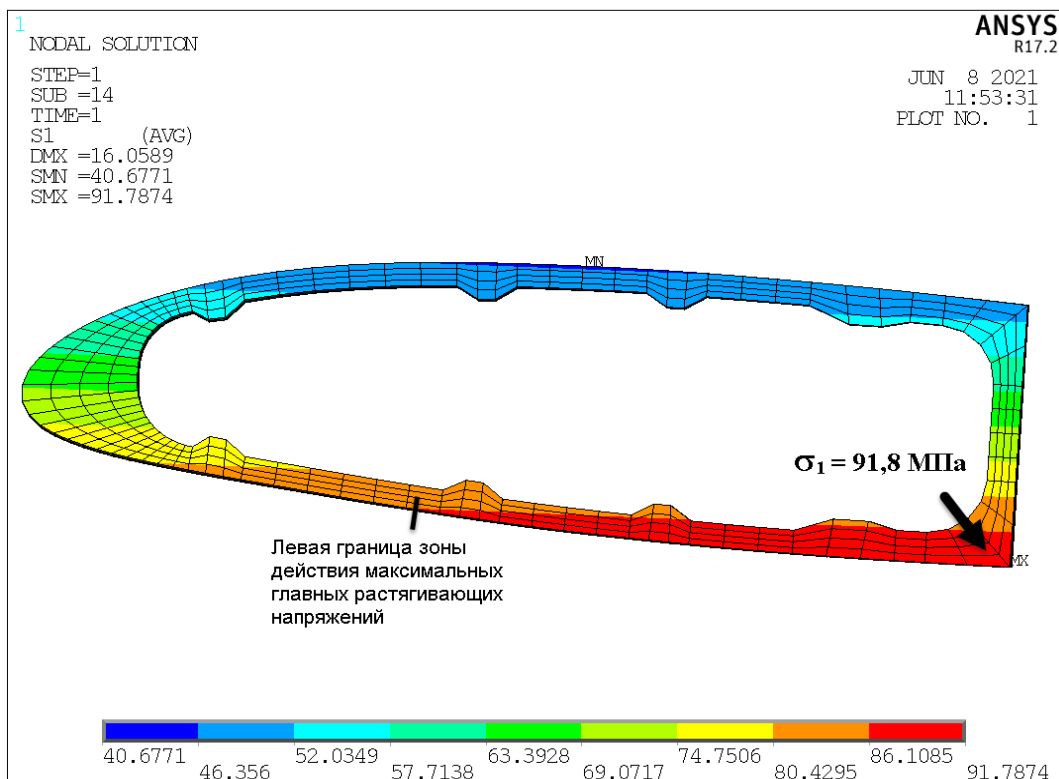


Рис. 25. Характер распределения главных растягивающих напряжений σ_1 в поперечном сечении лонжерона лопасти НВ (отсек № 11 – 12, $r = 0,6$)

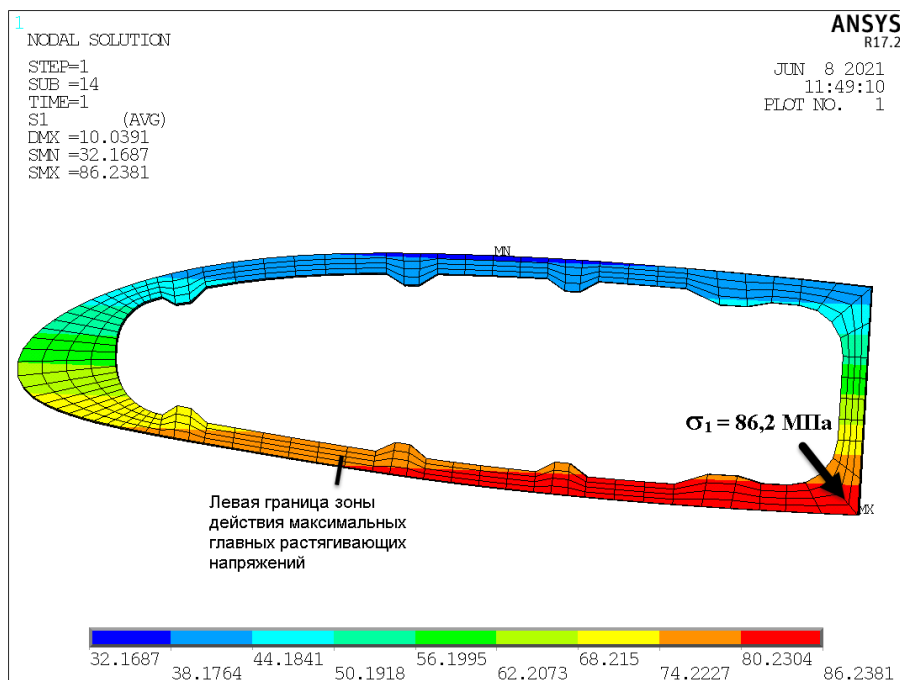


Рис. 26. Характер распределения главных растягивающих напряжений σ_1 в поперечном сечении лонжерона лопасти НВ (отсек № 13 – 14, $r = 0,73$)

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, начиная 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 меняет свое месторасположение, располагаясь на нижней полке лонжерона (отсеки № 5 – 14, $r = 0,38 \dots 0,73$). 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.

Выводы

1. Разработана балочная конечно-элементная модель лонжерона в регулярной зоне лопасти НВ вертолета Ми-8 на дистанции от нервюры № 1 до нервюры № 22 для анализа характеристик напряженно-деформированного состояния, возникающего в результате действия на лопасть системы внешних нагрузок: центробежной нагрузки от вращения лопасти, веса лопасти и распределенной по размаху воздушной нагрузки.

2. Разработанная модель позволяет определять прогибы лопасти, рассчитывать значения внутренних силовых факторов в сечениях по размаху

лопасти (осевая, поперечная сила и изгибающий момент), а также оценить действующие напряжения (осевые, изгибные и суммарные напряжения).

3. Установлено, что на дистанции между нервюрами № 13 и № 14 в сечении $R = 7,47$ м ($r = 0,73$) изгибающий момент достигает значения $M_{ymin} = -1147,5$ Н·м. В этом сечении поперечная сила равна нулю. В сечении по оси нервюры № 1 изгибающий момент достигает максимального значения $M_{ymax} = 3078,3$ Н·м. Зона максимальных суммарных напряжений расположена в сечении по оси нервюры № 1, а значение напряжений в этой зоне равно 137,1 МПа. Полученные напряжения ниже предела текучести материала, что свидетельствует об упругом характере деформирования.

4. Оценена статическая прочность лонжерона лопасти НВ вертолета по коэффициенту запаса статической прочности. Коэффициент запаса прочности $S = 1,7$, что свидетельствует о достаточной прочности лонжерона в регулярной зоне лопасти НВ.

5. Проанализирован характер распределения главных растягивающих напряжений в поперечных сечениях лонжерона лопасти НВ на дистанциях от нервюры № 1 до нервюры № 14 ($r = 0,0...0,73$) и определены зоны вероятного усталостного разрушения. Наблюдается неравномерность распределения напряжений как по хорде, так и по размаху. По мере удаления от корневого сечения уровень действующих напряжений снижается.

Список литературы

1. Интегрированное проектирование винтокрылых летательных аппаратов транспортной категории : учебник. В 3 ч. / А. Г. Гребеников, Н. И. Москаленко, В. А. Урбанович, А. М. Гуменный, О. П. Гвоздюкова, В. А. Грайворонский, П. А. Фомичев, А. А. Кирпикин, В. М. Онищенко, Ю. А. Воробьев. – Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьк. авиац. ин-т», 2016. – Ч. 1. – 411 с.
2. ANSYS Theory Manual. Chapter 2. Structures. SubSection 2.1.1. Stress-Strain Relationships. 001087. 4th Edition SAS IP ©. – 2016.
3. 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 «Харьк. авиац. ин-т», 2005. – 384 с.
4. ANSYS Element Guide. Chapter 3. Element References. Section 3.1. Element Library. BEAM188. 001087. 4th Edition. SAS IP©. – 2016.
5. ANSYS Theory Manual. Chapter 3. Structures with Geometric Nonlinearities. 001087. 4th Edition SAS IP ©. – 2016.

Reference

1. A. G. Grebenikov, N. I. Moskalenko, V. A. Urbanovich, A. M. Gumenny, O. P. Gvozdyukova, V. A. Graivoronsky, P. A. Fomichev, A. A. Kirpikin, V. M. Onishchenko, Yu. A. Vorobyov. *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, part 1, 411 p.
2. ANSYS Theory Manual. Chapter 2. Structures. SubSection 2.1.1. Stress-Strain Relationships. 001087. 4th Edition SAS IP ©. – 2016.
3. 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. National Aerospace University «Kharkiv Aviation Institute», Publ., 2005. – 384 p.

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

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

Надійшла до редакції 11.11.2021, розглянута на редколегії 15.11.2021.

Метод визначення характеристик напружено-деформованого стану лонжерона регулярної частини лопаті несучого гвинта вертольота за допомогою системи ANSYS

Лопать несучого гвинта вертольота є базовим виробом, що визначає надійність і ресурс вертольота в цілому. Завдання прогнозування та забезпечення заданого ресурсу лопаті – актуальна проблема, що розглядається на етапі її проектування. Для визначення втомної довговічності лопаті необхідно знання характеристик напружено-деформованого стану. Розроблено метод визначення характеристик напружено-деформованого стану лонжерона регулярної частини лопаті несучого гвинта вертольота за допомогою системи ANSYS. Застосування числових методів розрахунку характеристик напружено-деформованого стану дозволяє суттєво скоротити терміни та витрати на проектування лопаті. У роботі подано результати розрахунку регулярної частини лопаті несучого гвинта вертольота Ми-8 на режимі висіння у разі навантаження аеродинамічною та інерційною силами від обертання, а також силою від власної ваги. За допомогою системи ANSYS розроблено кінцево-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 реакції матеріалів на зовнішній вплив застосовували модель пружно-деформованого ізотропного тіла із заданням відповідних пружних констант матеріалу. Аналіз результатів розрахунку містить визначення реакцій в точках кріплення, величин максимальних переміщень елементів конструкції і напруг в небезпечних перерізах. Побудовано епюри внутрішніх силових факторів (подовжня та поперечна сили, згинальний момент) по розмаху лопаті. За допомогою епюр визначено небезпечні перерізи та розраховано значення поздовжньої сили та згинального моменту у цих перерізах. Осьова сила досягає максимального значення $N_x = 333689$ Н у перерізі по осі нервюри № 1. У цьому перерізі згинальний момент досягає максимального значення $M_{y_{max}} = 3078,3$ Н·м. У перерізі $r = 0,73$ між осями нервюр № 13 та № 14, в якому поперечна сила перетворюється на нуль, значення згинального моменту $M_y = -1147,5$ Н·м. Отже, регулярна частина лопаті перебуває у складному напруженому стані – згин із розтягуванням. Проведено оцінювання статичної міцності лопаті за коефіцієнтом запасу міцності. При оцінюванні статичної міцності як максимальне розрахункове напруження розглядали еквівалентні напруження за Мізесом. Коефіцієнт запасу статичної міцності регулярної частини лопаті у небезпечному перерізі становив 1,7. Для оцінювання втомної міцності аналізували розподіл головних розтягуючих напруг у силових

елементах за типовими концентраторами напруг. Максимальний рівень головних розтягуючих напружень у перерізах, що розглядаються, становив $\sigma_I = 138$ МПа, що свідчить про те, що матеріал лопаті працює в зоні багаточислової втоми.

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

Method for determining the characteristics of the stress-strain state of the spar of the regular part of the rotor blade of a helicopter using the ANSYS system

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. To determine the fatigue life of the blade it is necessary to know the characteristics of the stress-strain state. A method has been developed for determining the characteristics of the stress-strain state of the spar of the regular part of the rotor blade of a helicopter using the ANSYS system. Application of numerical methods of stress-strain state characteristics calculation allows to reduce considerably time and cost of blade design. The calculation results of regular part of the Mi-8 main rotor blade at the hover mode when it is loaded by aerodynamic and inertial load from the rotation, as well as the force of its own weight are presented in the work. Using the ANSYS system, a finite-element model of the regular part of the blade, consisting of a set of beam elements of variable cross-section, was developed, the calculation was carried out taking into account the geometric nonlinearity of the structure behavior and the analysis of the obtained results. To describe the response of materials to external influences, an elastically deformable isotropic body model is used with assignment of the appropriate elastic constants of the material. Analysis of calculation results includes determination of reactions at attachment points, values of maximum displacements of structural elements and stresses in weak sections. Diagrams of internal force factors (axial and shear forces and bending moment) along the blade span are plotted. With the help of these diagrams weak sections are determined and values of axial force and bending moment in these sections are calculated. Axial force reaches its maximum value $N_x = 333689$ N in the section along the axis of rib № 1. In this section, the bending moment reaches a maximum value of $M_{y_{max}} = 3078.3$ N·m. At cross section $r = 0.73$ between axes of ribs No. 13 and No. 14, where shear force equals to zero, value of bending moment $M_y = -1147,5$ N·m. Thus, regular part of the blade is in combined stressed state - bending with tension. Static strength of the blade has been estimated using safety factor. To estimate a static strength equivalent von Mises stresses were considered as the maximum stresses. Safety factor of static strength of regular part of the blade in the weak section was 1,7. To estimate fatigue strength, distribution of the first principal stresses in the load-carrying elements was analyzed in terms of typical stress concentrators. The maximum level of the principal stresses in the considered sections was $\sigma_I = 138$ МПа, which indicates that the blade material operates in the range of high cycle fatigue.

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

Сведения об авторах:

Гребеников Александр Григорьевич – доктор технических наук, 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

Урбанович Владимир Антонович - доцент каф. 103 «Проектирование самолетов и вертолетов» Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Украина, e-mail: urb_vl@ukr.net

Москаленко Николай Иванович – главный конструктор, начальник управления по разработке и модификации вертолетной техники ОКБ «Мотор Сич», Запорожье, Украина

About the Authors:

Grebenikov Alexander Grigorievich – Doctor of Technical Sciences, Professor, "Aircraft and Helicopter Design" Department, National Aerospace University named by N. E. Zhukovsky "Kharkov Aviation Institute", Ukraine, e-mail: agrebenikov@khai.edu

Malkov Igor Vladislavovich – Doctor of Technical Sciences, Professor, "Aircraft and Helicopter Design" Department, National Aerospace University named by N. E. Zhukovsky "Kharkov Aviation Institute", Ukraine, e-mail: i.malkov@khai.edu

Svetlichny Sergey Petrovich – Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Department No. 202, National Aerospace University named by N. E. Zhukovsky "Kharkov Aviation Institute", Ukraine. e-mail: ssp.kharkov@gmail.com

Urbanovich Vladimir Antonovich – Associate Professor, "Aircraft and Helicopter Design" Department, National Aerospace University named by N. E. Zhukovsky "Kharkov Aviation Institute", Ukraine. e-mail: urb_vl@ukr.net

Moskalenko Nikolai Ivanovich – Chief Designer, Head of the Department for the Development and Modification of Helicopter Equipment, Motor Sich Design Bureau, Zaporozhye, Ukraine.