

Метод определения характеристик общего напряженно-деформированного состояния хвостовой балки вертолета транспортной категории при воздействии статических и динамических нагрузок

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

Разработан алгоритм определения характеристик напряженно-деформированного состояния с помощью интегрированных систем проектирования на примере отсека фюзеляжа вертолета транспортной категории – хвостовой балки при воздействии статических и динамических нагрузок в горизонтальном полете.

Ключевые слова: фюзеляж, хвостовая балка, сила, момент, напряжение, расчетная схема.

В настоящее время для выполнения автоматизированного проектирования и конструирования, определения перемещений и напряженно-деформированного состояния (НДС) конструктивно-силовых элементов при статическом нагружении, расчете устойчивости конструкции, анализе усталостного разрушения и других инженерных задач применяют современные интегрированные системы проектирования и инженерного анализа, такие, как Siemens NX, Solidworks, Catia, Ansys, Nastran, Patran, Cosmos/M и др. С их помощью значительно повышается качество и технико-экономический уровень проектирования конструкций [1].

Основой инженерного анализа в интегрированных системах проектирования является метод конечных элементов (МКЭ), в котором реальный объект моделируется совокупностью конечных элементов.

Возможности статического прочностного анализа интегрированных систем проектирования используют для определения перемещений, НДС, деформаций и усилий, возникающих в конструкциях или ее составных частях в результате приложения механических сил. Статический анализ применяют для задач, в которых действие сил инерции или процессы рассеяния энергии не оказывают существенного влияния на поведение конструкции. Разрешающее уравнение статического анализа записывают в виде

$$[K]\{u\}=\{F\}, \quad (1)$$

где $[K]$ – матрица жесткости; $\{u\}$ – вектор перемещений. Компоненты вектора сил $\{F\}$ могут представлять собой сосредоточенные силы, тепловые нагрузки, давление и силы инерции.

Статический анализ в большинстве программ может включать в себя такие нелинейности, как пластичность и ползучесть материала, большие прогибы и деформации, контактное взаимодействие. Нелинейный статический анализ обычно выполняют при постепенном возрастании нагрузок, чтобы можно было получить верное решение [1].

Прочностной динамический анализ используют для определения действия на конструкцию или ее составные части нагрузок, зависящих от времени. Примерами таких нагрузок являются: циклические нагрузки, внезапно прикладываемые нагрузки, случайные нагрузки и другие переменные нагрузки.

Общее уравнение движения в конечно-элементной форме для динамического анализа имеет вид

$$[M]\{\ddot{u}\}+[C]\{\dot{u}\}+[K]\{u\}=[F]\{t\}, \quad (2)$$

где $[M]$ – матрица масс; $\{\ddot{u}\}$ – вектор узловых ускорений; $[C]$ – матрица демпфирования; $\{\dot{u}\}$ – вектор узловых скоростей; t – время.

Уравнение (2) применимо ко всем упоминавшимся классам задач, для чего достаточно одну или несколько матриц приравнять нулю.

Модальный анализ используют для решения таких инженерных задач, в которых представляет интерес знание собственных частот системы. Чтобы конструировать детали и узлы системы таким образом, что можно было исключить их возбуждение на одной из собственных частот в условиях эксплуатации. Модальный анализ является важной составной частью всякого динамического анализа, поскольку знание форм и частот колебаний конструкции помогает оценить ее динамическое поведение.

Поведение дискретной системы при решении задачи о свободных (невынужденных) затухающих или незатухающих колебаниях описывается следующим уравнением движения [1]:

$$[M]\{\ddot{u}\}+[C]\{\dot{u}\}+[K]\{u\}=\{0\}. \quad (3)$$

Этому уравнению придают форму, соответствующую задаче о собственных значениях. Для случая незатухающих колебаний (наиболее типичного для модального анализа) пренебрегают слагаемым $[C]\{\dot{u}\}$ и уравнение (3) приводят к виду

$$[M]\{\ddot{u}\}+[K]\{u\}=\{0\}. \quad (4)$$

В процессе эксплуатации вертолет подвергается различным по характеру и величине нагрузкам: статическим (постоянным или медленно меняющимся по времени), динамическим (ударным и вибрационным).

Целью данной **работы** является разработка алгоритма определения характеристик напряженно-деформированного состояния (НДС) при воздействии статических и динамических нагрузок с помощью интегрированных систем проектирования на примере отсека фюзеляжа вертолета транспортной категории – хвостовой балки (ХБ) для проведения дальнейшего анализа его статической прочности и усталостной долговечности.

Для вертолета статическими и монотонно изменяющимися нагрузками можно считать: тягу несущего винта (НВ), тягу рулевого винта (РВ), массовые силы, центробежные силы лопастей, аэродинамические силы крыла и оперения [2].

Статическая прочность конструкции обеспечивается, если напряжения в ее элементах не превышают разрушающих значений.

Под действием переменных нагрузок в конструкции вертолета возникают соответствующие переменные напряжения. Эти напряжения, накладываясь на постоянные, увеличивают суммарные напряжения, что может привести к усталостному разрушению конструкции.

Основные нагрузки вертолета носят переменный характер, они постоянно изменяются по величине и направлению с определенными частотами.

Основными источниками переменных нагрузок являются несущий и рулевой винты. Причиной периодического изменения сил, действующих на лопасти НВ, является непрерывное изменение скорости и направления набегающего на них потока в различных азимутах и в различных сечениях при поступательном полете вертолета. Когда лопасть при своем вращении движется навстречу набегающему на вертолет потоку, суммарная скорость ее обтекания увеличивается, а при движении

назад, напротив, уменьшается. Поскольку аэродинамические силы пропорциональны квадрату скорости обтекания, подъемная сила и лобовое сопротивление лопасти также постоянно изменяются. Это вызывает маховое движение лопастей в вертикальной плоскости и колебания в плоскости вращения.

Все эти переменные силы передаются на втулку НВ и далее через вал винта и редуктор – на фюзеляж вертолета, вызывая его колебания в вертикальной и горизонтальной плоскостях. Амплитуды переменных сил, передаваемых с лопастей, могут составлять тысячи ньютонов, а для тяжелых вертолетов — десятки тысяч. Частоты этих сил кратны произведению частоты вращения винта на число лопастей.

В общем случае на вертолет в криволинейном полете действуют поверхностные и массовые силы. На вертолет классической одновинтовой схемы без крыла и киля в полете действуют пять сил (рис.1) [2] :

- **$T_{НВ}$** – тяга НВ вертолета, приложенная во втулке и направленная по оси конуса вращения НВ. Ось конуса практически не совпадает с осью вала НВ, так как летчик с помощью ручки управления (РУ) имеет возможность отклонять ее в нужном для обеспечения балансировки, направлении. Угол отклонения оси конуса от вала НВ обозначается как δ .

- **$T_{рв}$** – тяга рулевого винта, приложенная в центре втулки и направленная по оси вала рулевого винта. Продольной и боковой составляющей $T_{рв}$ пренебрегают;

- **$X_{вр}$** – сила вредного сопротивления фюзеляжа и несущих частей вертолета (шасси, внешних подвесок, дополнительных топливных баков и т.д.), приложенная в центре давления фюзеляжа (который обычно расположен несколько впереди и выше центра масс вертолета);

- **$Y_{ст}$** – подъемная сила стабилизатора, приложенная в аэродинамическом фокусе стабилизатора (центре давления) и направленная перпендикулярно вектору скорости. В моторном полете направлена вниз, на режиме самовращения несущего винта – вверх;

- **G** – сила тяжести, приложенная в центре масс вертолета и независимо от его пространственного положения всегда направленная вертикально вниз [2].

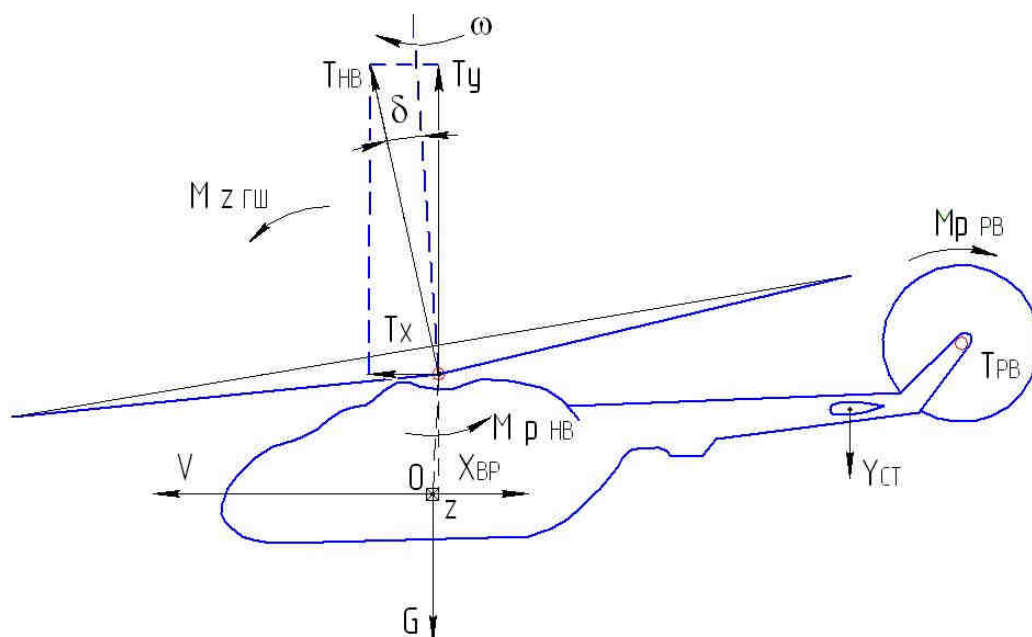


Рис.1. Схема статических сил и моментов в горизонтальном полете на виде сбоку (по оси OZ)

Аэродинамические силы, линия действия которых не проходит через центр масс вертолета, создают моменты, вращающие его относительно центра масс. К таким силам относятся: тяга НВ и РВ; подъемная сила стабилизатора.

Кроме моментов указанных сил на фюзеляж вертолета действуют реактивные моменты НВ и РВ, направленные в сторону, противоположную вращению НВ и РВ (рис.1). Из-за наличия разнеса горизонтальных шарниров на втулке НВ действует момент от центробежных сил лопастей при отклонении оси конуса несущего винта от оси вала ($M_{гш}$). Он стремится совместить ось вала с осью конуса НВ (рис.1).

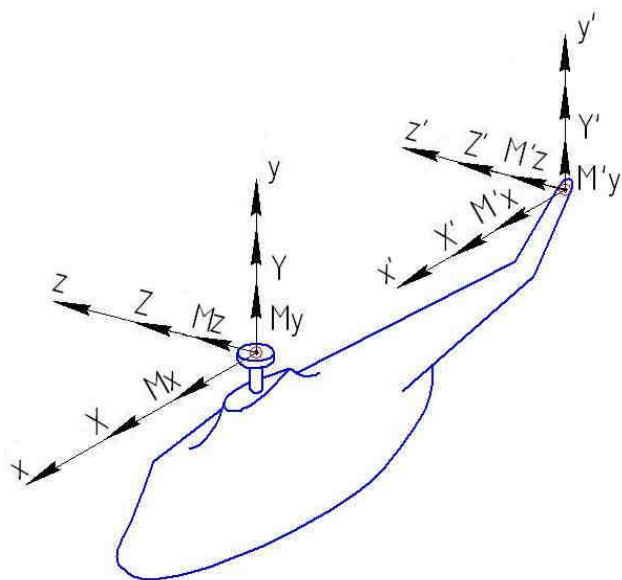


Рис. 2. Схема переменных сил и моментов, действующих на фюзеляж вертолета, от НВ и РВ

Так как при поступательном полете вертолета лопасти НВ, находящиеся под действием переменных во времени аэродинамических сил, совершают колебания и в плоскости тяги НВ, и в плоскости вращения, то силы реакции, действующие на лопасть в шарнирах втулки, являются также переменными во времени. Соответственно на втулку винта действуют переменные силы, равные по величине этим силам реакции. Переменные силы заданы в виде трех сил: $X(t)$, $Y(t)$, $Z(t)$ и трех моментов относительно координатных осей $M_x(t)$, $M_y(t)$, $M_z(t)$ (рис.2). Так как у данной физической модели вертолета есть РВ, то со стороны лопастей этого винта на вертолет также действуют переменные по времени силы, которые задаются как $X'(t)$, $Y'(t)$, $Z'(t)$ и $M'_x(t)$, $M'_y(t)$, $M'_z(t)$.

Переменные силы, действующие на вертолет со стороны колеблющихся лопастей винтов, являются главным источником вибраций фюзеляжа [3].

При поступательном движении вертолета НВ работает на режиме кривой обдувки (рис.3).

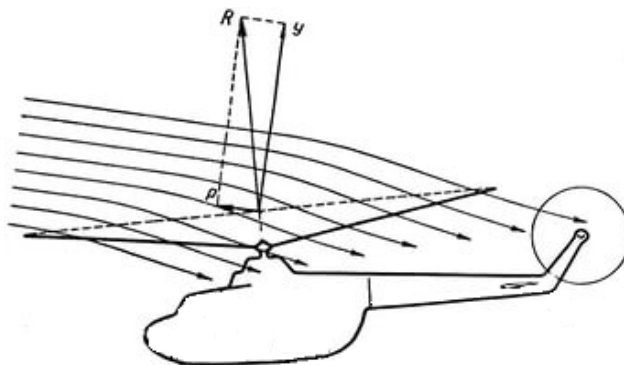


Рис. 3. Схема кривой обдувки несущего винта

Для анализа того или иного режима полета вертолета используют схему сил и моментов, действующих на вертолет на интересующем режиме, и

уравнения движения. Физическая модель вертолета транспортной категории показана на рис.4.

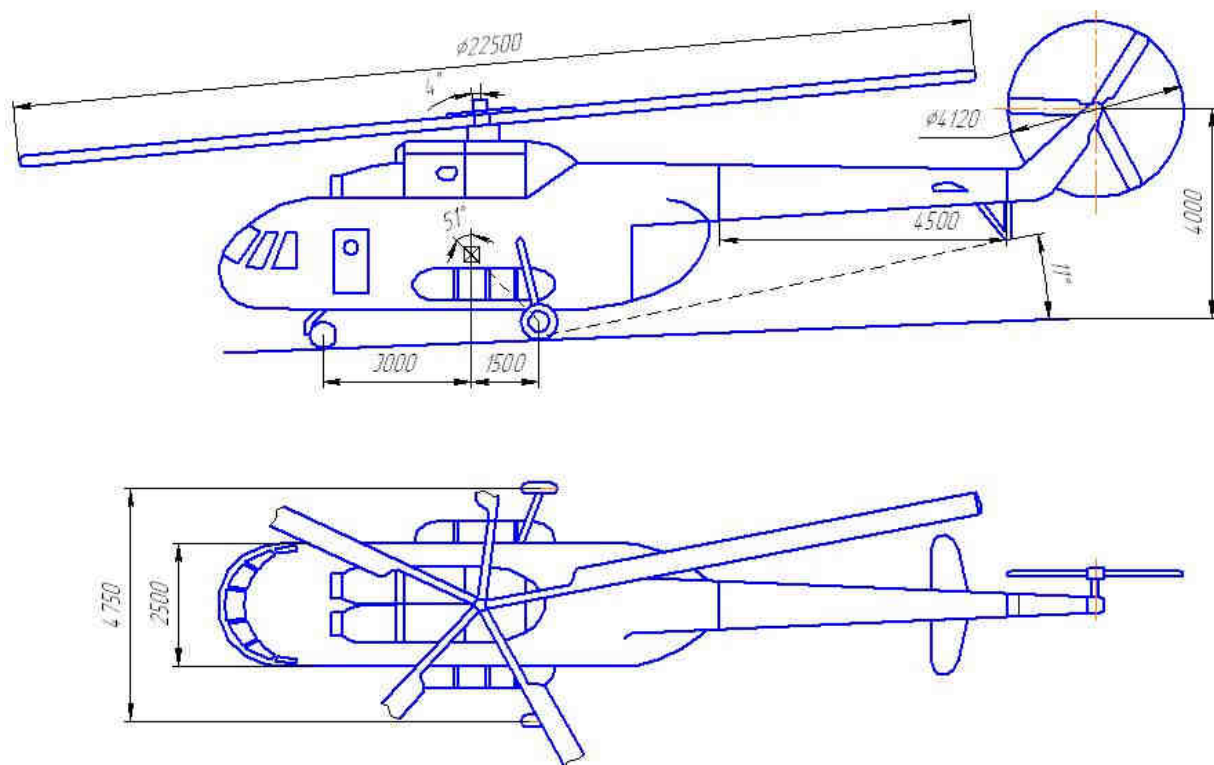


Рис. 4. Физическая модель вертолета транспортной категории

Конструктивно-силовая схема (КСС) хвостовой балки физической модели вертолета транспортной категории изображена на рис.5. Отсек ХБ клепаной конструкции, балочно-стрингерного типа, имеет форму усеченного конуса длиной 4,5 м и состоит из каркаса и гладкой работающей дюралюминиевой обшивки. В каркас входят продольный и поперечный силовые наборы. Поперечный набор состоит из 14 шпангоутов. Шпангоуты 1 и 14 – стыковочные, 1, 13, 14 – силовые. 16 стрингеров составляют продольный силовой набор.

Обшивка ХБ имеет номинальную толщину 1,0 мм. По стрингерам 5П и 5Л проходит продольный стык внахлест листов обшивки с шириной перекрытия 32 мм. К силовым и к стыковочным шпангоутам обшивка приклепана двухрядным заклепочным швом, а к промежуточным шпангоутам и стрингерам – однорядным.

По обоим бортам ХБ между шпангоутами 12 и 13 приклепаны усиливающие накладки из дюралюминиевого листа Д16АТ-л 1,5, имеющие вырезы для прохода лонжерона стабилизатора. По обоим бортам ХБ между шпангоутами 12 и 13 установлены фитинги крепления опор стабилизатора. Фитинги изготавливают штамповкой из алюминиевого сплава АК-6 и крепят к стенке шпангоута 13 и к дополнительной диафрагме из дюралюминиевого листа Д16АМ-л 0,8.

На шпангоутах 2, 7, 12 в верхней части имеются фитинги для крепления опор хвостового вала трансмиссии. На шпангоутах 13 и 14 установлены кронштейны крепления хвостовой опоры вертолета, выполненные штамповкой из сплава АК-6.

Крепление стыковочных шпангоутов, соединяющих фюзеляж и ХБ, выполняют 16 болтами из стали 30ХГСА диаметром 8 мм, крепление стыковочных шпангоутов, ХБ и килевую балку – 12 болтами из стали 30ХГСА и диаметром 8 мм, болты

установлены с натягом. Обшивку соединяют с внутренними элементами ХБ заклепками диаметром $d=5\text{мм}$, угол конуса потайной головки 120° , шаг заклепок в однорядном соединении $t_3 = 15\text{мм}$, в двухрядном – $t_{31}=12\text{ мм}$, $c = 16\text{мм}$ [4].

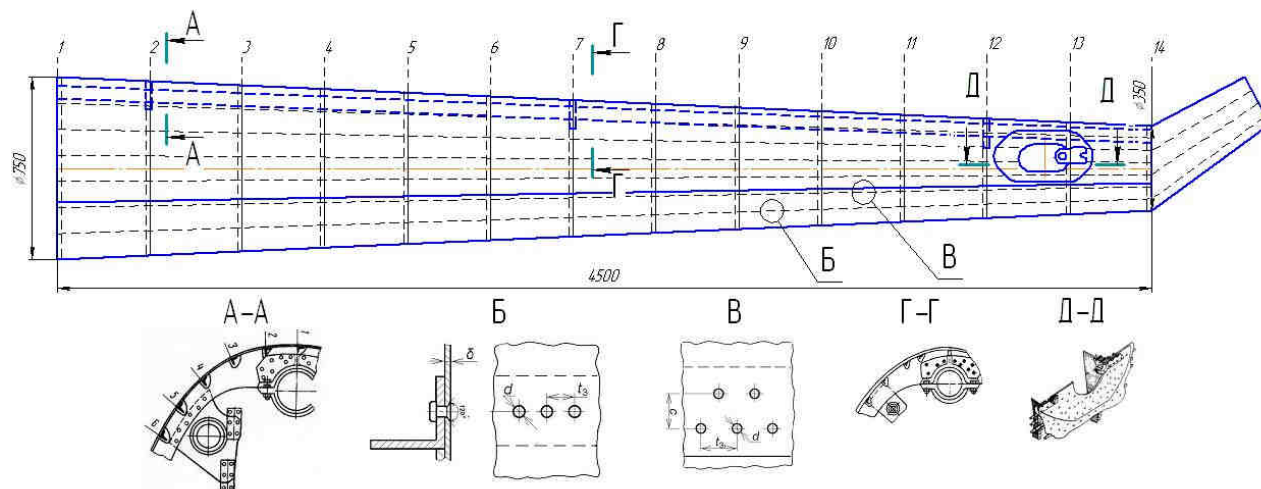


Рис.5. КСС хвостовой балки физической модели вертолета транспортной категории

Расчеты конструкции и ее элементов проводят с использованием математических моделей. Идеализацию конструкции выполняют по схеме: физическая модель (реальная конструкция) → расчетная схема (математическая модель) → конечно-элементная модель (КЭМ).

При определении расчётных разрушающих нагрузок, действующих на ХБ, необходимо эксплуатационные нагрузки рассматривать с учетом коэффициента безопасности $f=1,5$, регламентируемого авиационными правилами (АП).

В нормах летной годности (НЛГ) винтокрылых летательных аппаратов (ЛА) указано, что винтокрылый ЛА должен быть спроектирован так, чтобы:

(а) эксплуатационная перегрузка при маневре находилась в диапазоне от положительного значения 3,5 до отрицательного значения – 1,0; или

(б) любая меньшая эксплуатационная перегрузка при маневре была не менее 2,0 и не более – 0,5 [5].

Максимальная нагрузка от РВ возникает тогда, когда к НВ подводится максимальная мощность $N_{HB\max}$, а соответственно и реактивный момент винта будет максимальным [6]:

$$-M_{T\max} = M_{k\max} = N_{HB\max} / (1.25 \cdot \omega_{H\epsilon}) \quad (5)$$

Сила тяги РВ $T_{PB\max}$, необходимая для путевой балансировки вертолета, при действии на НВ максимального крутящего момента $M_{k\max}$ от трансмиссии силовой установки вертолета такова:

$$T_{PB} = \frac{M_{k\max}}{L}, \quad (6)$$

где L – плечо выноса рулевого винта.

Распределенная нагрузка, действующая на стабилизатор:

$$q_{stab} = \frac{C_y \cdot S \cdot \rho \cdot V_{\max}^2 \cdot n^3 \cdot f}{2 \cdot L_{cm}}, \quad (7)$$

где C_y – коэффициент подъемной силы стабилизатора; S – площадь стабилизатора; L_{cm} – размах стабилизатора; n^3 – эксплуатационная

перегрузка, соответствующая расчетному случаю $n^3 = 3,5$; f – коэффициент безопасности.

При разработке расчетной схемы отсека фюзеляжа вертолета транспортной категории – хвостовой балки исследуемого вертолета в полётных случаях (при переходе от реальной конструкции к расчетной схеме) **приняты допущения:**

- опорой хвостовой балки служит силовой шпангоут – 1 (рис.5); продольное соединение обшивки исключают из расчета (обшивку рассматривают как монолитную поверхность);
- массу хвостовой балки, рулевого винта, промежуточного и хвостовой редукторов, вала трансмиссии заменяют сосредоточенными массами;
- схему обдувки вертолета на исследуемом режиме полете (в горизонтальном полете) в расчете не учитывают;
- килевую балку моделируют абсолютно жестким стержнем.

Для расчета хвостовой балки в первом приближении принимают расчетную схему: консольно защемлённую конусную балку, к которой приложены сосредоточенные и распределенные внешние нагрузки, и массовые силы (рис.6).

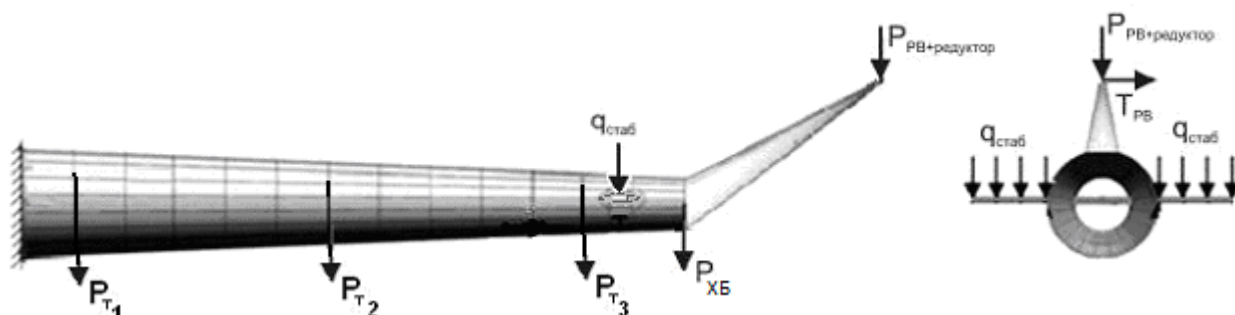


Рис. 6. Расчетная схема ХБ вертолета ($P_{РВ+редуктор}$ – вес хвостового редуктора с рулевым винтом; $P_{ХБ}$ – вес ХБ (с учетом веса промежуточного редуктора); $P_{Т1,2,3}$ – вес вала трансмиссии; $T_{РВ}$ – сила тяги, создаваемая рулевым винтом вертолета; $q_{стаб}$ – распределённая воздушная нагрузка, действующая на стабилизатор)

Последовательность определения характеристик НДС ХБ вертолета транспортной категории в пакете Cosmos/M будет такой:

1. Построение геометрической модели ХБ.
2. Выбор типа конечных элементов из библиотеки пакета для каждой зоны конструкции: для обшивки – оболочечные элементы Shell4; для стрингеров, шпангоутов, лонжерона стабилизатора – элементы Beam3d.
3. Задание свойств материалов для каждой зоны конструкции: для обшивки, стрингеров, шпангоутов, лонжерона стабилизатора заданы характеристики Д16АТ.
4. Задание геометрических характеристик элементов по зонам конструкции ХБ в зависимости от выбранного типа элемента: для обшивки толщина 1,0 мм, для стрингеров $S=113\text{мм}^2$, $I_x=I_y=0,4\cdot 10^4\text{мм}^4$; для шпангоутов $S=496\text{мм}^2$, $I_x=I_y=18,86\cdot 10^4\text{мм}^4$; для силовых шпангоутов $S=320\text{мм}^2$, $I_x=I_y=29,04\cdot 10^4\text{мм}^4$; для лонжерона стабилизатора $S=600\text{мм}^2$, $I_x=198\cdot 10^4\text{мм}^4$, $I_y=17,9\cdot 10^4\text{мм}^4$.
5. Построение конечно-элементной модели, состоящей из узлов и элементов.
6. Закрепление конечноэлементной модели (опорой служит силовой шпангоут – №1, закрепление модели – по всем линейным перемещениям в узлах стыковки ХБ и центральной частью фюзеляжа).

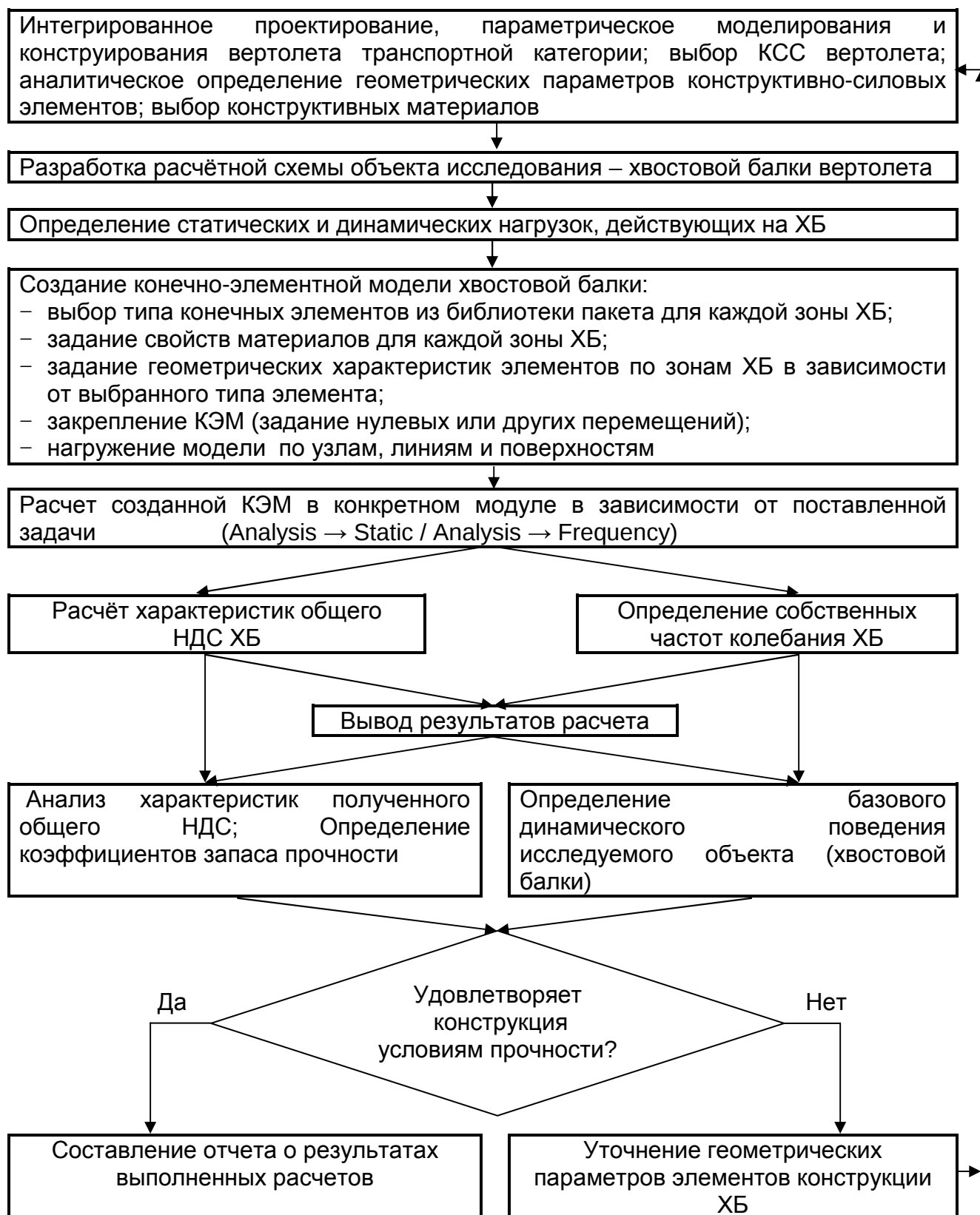


Рис. 7. Блок-схема метода определения характеристик общего НДС ХБ вертолета транспортной категории при воздействии статических и динамических нагрузок

7. Нагружение модели соответственно расчетной схеме, показанной на рис.6.
 8. Расчет созданной конечноэлементной модели в модуле Static Analysis (расчёт характеристик общего НДС).
 9. Вывод результатов расчета; Составление отчета о результатах выполненных расчетов.
 10. Анализ характеристик полученного общего НДС.
- Метод определения характеристик общего НДС ХБ вертолета транспортной категории при воздействии статических и динамических нагрузок представлен на рис.7.
- Конечно-элементная модель изображена на рис.8, примеры полученных результатов расчета – на рис.9.

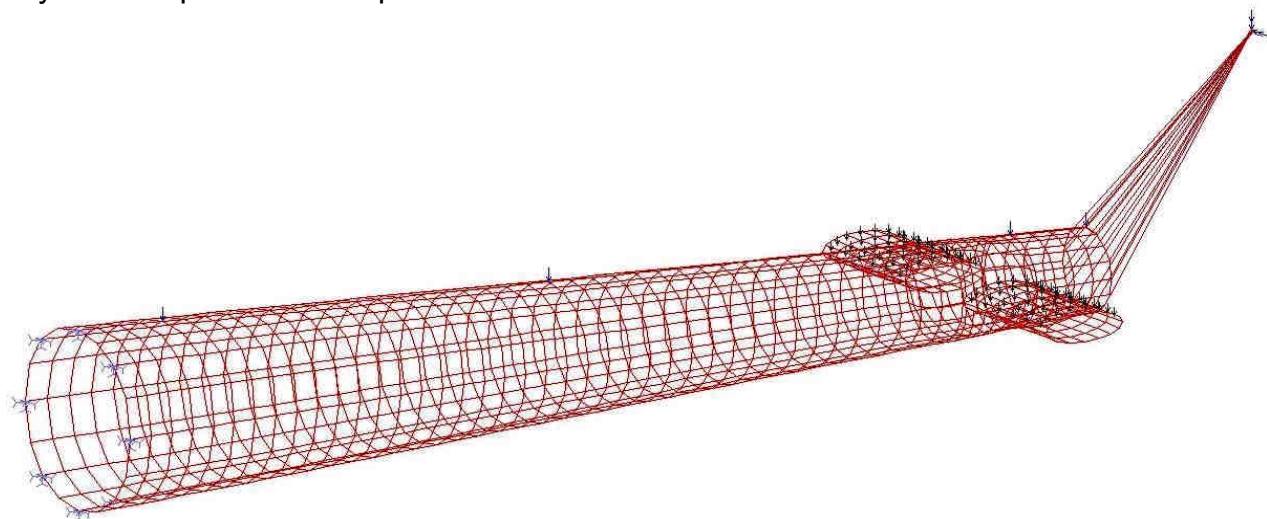
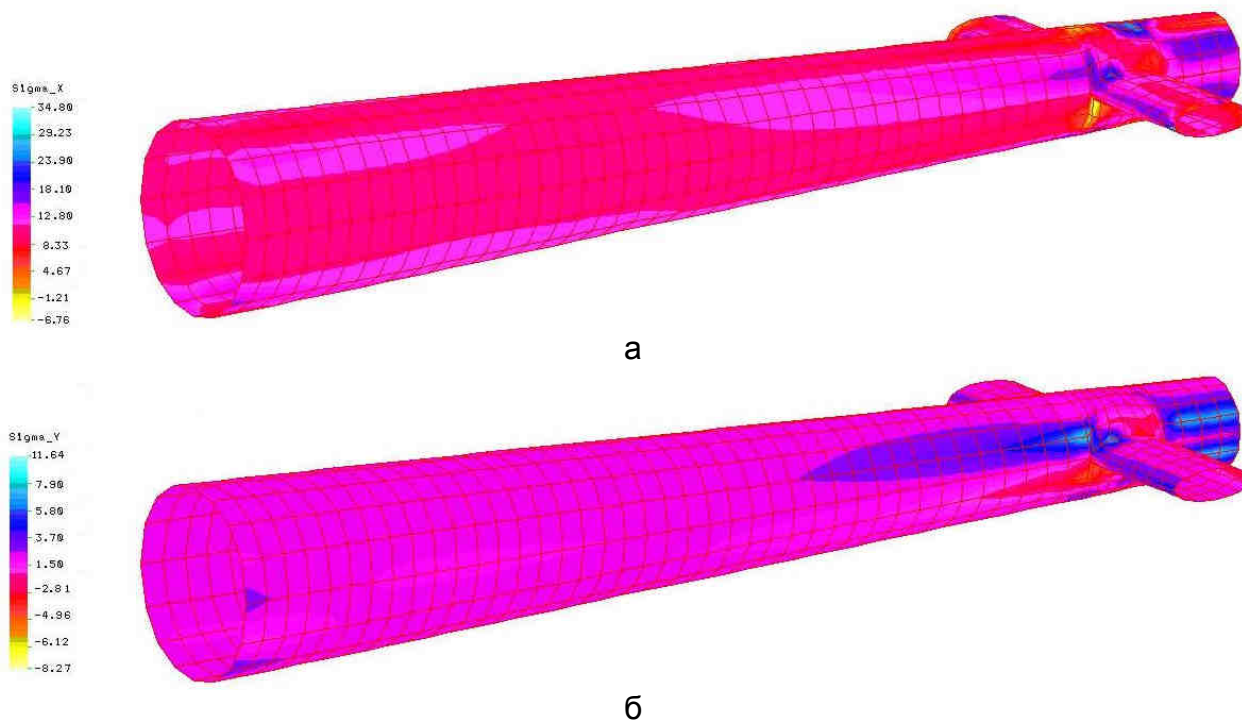
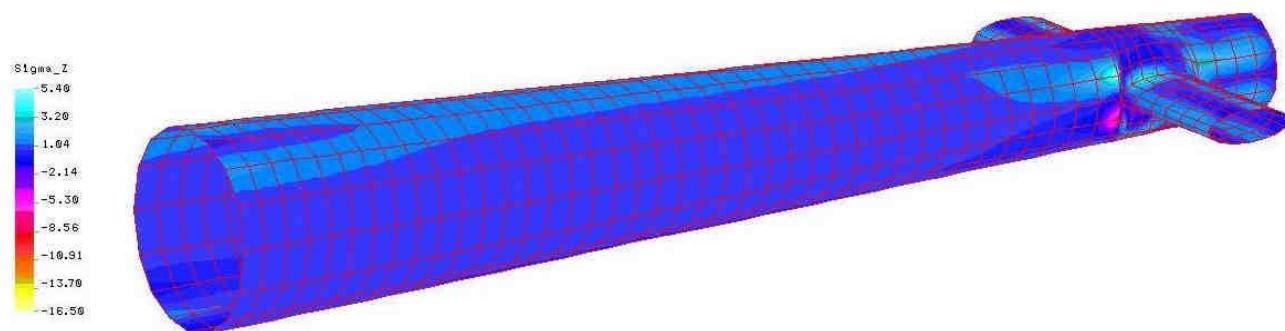
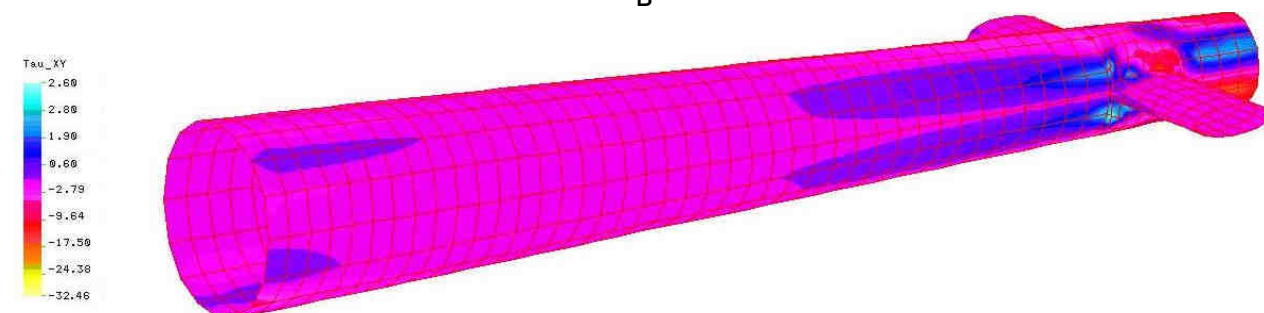


Рис. 8. Конечно-элементная модель ХБ винтокрылого аппарата транспортной категории

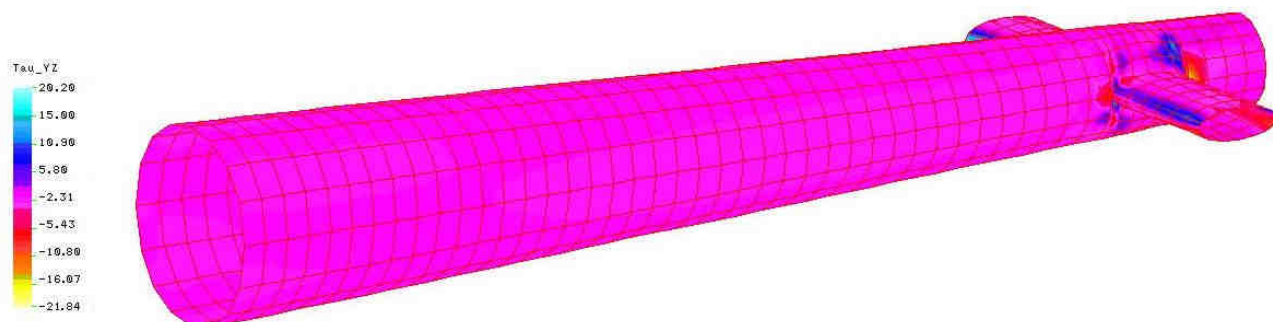




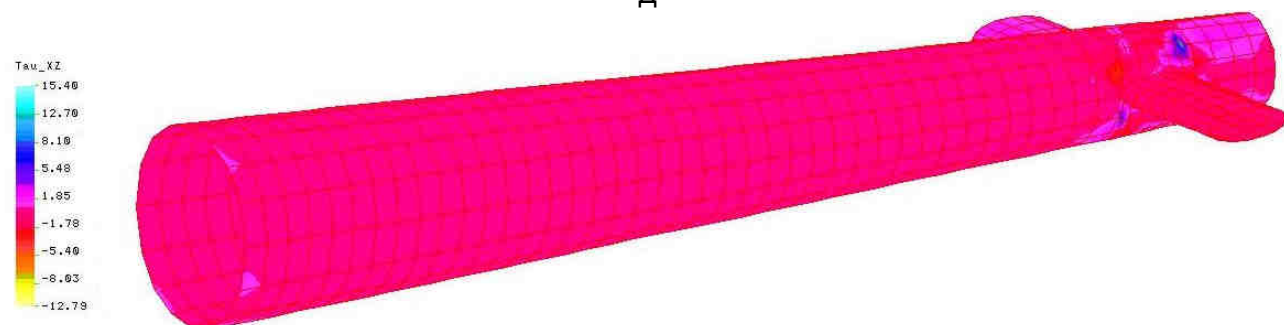
В



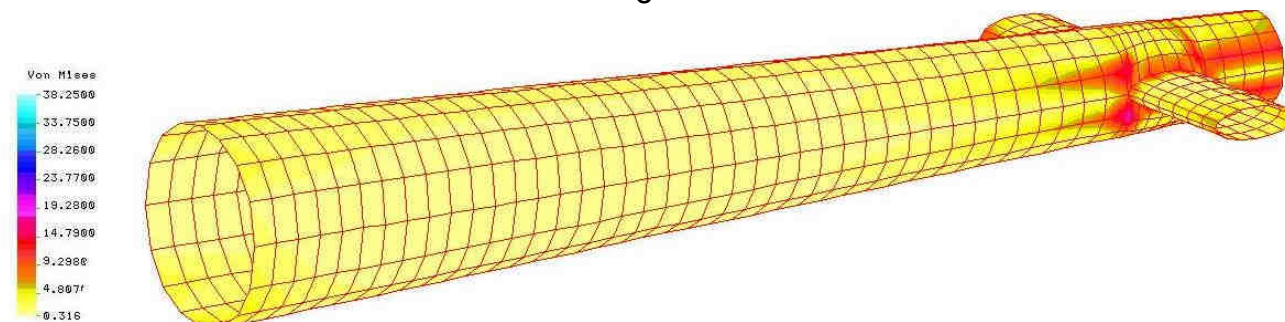
Г



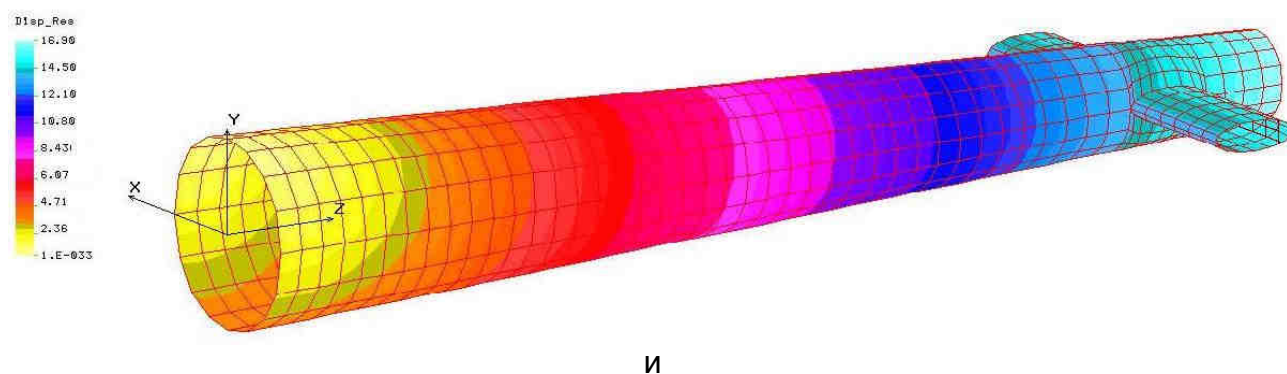
Д



е



Ж



и

Рис. 9. Результаты расчета характеристик общего НДС хвостовой балки вертолета:
 а – характер распределения нормальных напряжений σ_x ; б – характер распределения нормальных напряжений σ_y ; в – характер распределения нормальных напряжений σ_z ; г – характер распределения касательных напряжений τ_{xy} ; д – характер распределения касательных напряжений τ_{yz} ; е – характер распределения касательных напряжений τ_{xz} ; ж – характер распределения эквивалентных (по Мизесу) напряжений; и – характер распределения относительных перемещений участков конструкции ХБ

По результатам проведенных расчетов определяют распределения напряжений и деформаций в выбранном случае нагружения вертолета и находят коэффициенты запасов прочности. Исходя из значений коэффициентов запасов прочности делают выводы относительно того, удовлетворяет конструкция ХБ требуемым условиям прочности или нет.

Далее выполняют модальный анализ исследуемой конструкции – хвостовой балки вертолета транспортной категории, с использованием конечноэлементной модели ХБ, показанной на рис. 8.

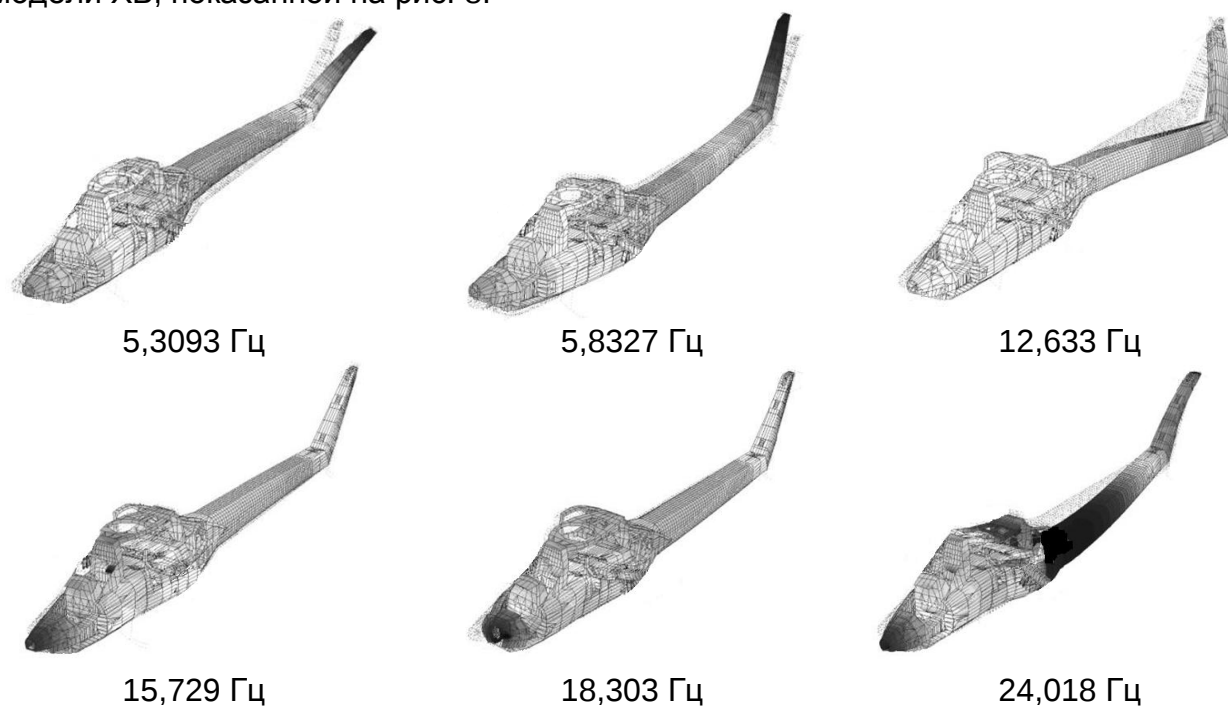


Рис.10. Формы собственных колебаний конструкции

Вычисление собственных частот и форм колебаний конструкции без учета демпфирования обычно является первым шагом при выполнении любого динамического анализа. Полученные результаты характеризуют базовое динамическое поведение конструкции. Их анализ часто позволяет уже на этом этапе спрогнозировать отклик структуры под действием динамической нагрузки.

Для расчета частот и форм свободных колебаний предварительно задают массовые характеристики системы путем задания плотности или указанием узлов, в которых вводятся сосредоточенные массы (масса хвостового редуктора с рулевым винтом; масса промежуточного редуктора; масса трансмиссии). Масса неучтенных элементов разбивалась на отсеки по шпангоутам и приводилась к единой усредненной массе отсека.

Последовательность определения собственных частот колебания в конечноэлементных пакетах:

- 1) построение КЭМ и закрепление КЭМ;
- 2) задание опций частотного анализа (число вычисляемых собственных частот колебаний, используемый метод расчета собственных частот колебаний, максимальное число итераций, опция демпфирования, опция вида матрицы масс, опция способа формирования матрицы жесткости и т.д.);
- 3) проведение частотного анализа (Analysis→ Run Frequency);
- 4) вывод результатов расчета.

Основные формы колебаний для частот показаны на рис.10.

Выводы

Разработан метод определения характеристик общего напряженно-деформированного состояния хвостовой балки вертолета транспортной категории при воздействии статических и динамических нагрузок. Метод апробирован при расчёте НДС ХБ транспортного вертолета на режиме поступательного горизонтального полета с помощью системы Cosmos/M. Получены значения напряжений и перемещений в данной конструкции фюзеляжа.

Определено базовое динамическое поведение исследуемого объекта – хвостовой балки (определены формы собственных частот колебаний конструкции).

Характеристики общего НДС и определенные формы колебания конструкции позволяют выявить критические (перегруженные) зоны хвостовой балки. Далее возможно применение полученных результатов для расчета локального НДС и прогнозирования на его основе ресурса конструкции хвостовой балки вертолета транспортной категории.

Список литературы

1. Князьков, В.В. Основы автоматизированного проектирования [Текст]: учеб. пособие / В.В. Князьков. – Нижегород. гос. техн. ун-т. Нижний Новгород, 2004. – 177с.
2. Ромасевич, В.Ф. Аэродинамика и динамика полета вертолетов [Текст] / В.Ф. Ромасевич. – М.: Воениздат, 1982 – 384 с.
3. Миль, М.Л. Вертолеты. Расчет и проектирование – Т. 1. Аэродинамика. Т. 2. Колебания и динамическая прочность [Текст] / М.Л. Миль. – М.: Машиностроение, 1966, 1967. – 445 с.

4. Гребенников, А.Г. Анализ конструктивно-технологических особенностей хвостовых балок вертолетов транспортной категории вертолета [Текст] / А. Г. Гребенников, М. Н. Орловский, Ю. Ю. Высочанская // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 70. – Х., 2015. – С. 54 – 69.

5. Нормы летной годности винтокрылых аппаратов транспортной категории. Авиационное правила. – Ч.29.

6. Хамидулин, И.О. Метод определения характеристик общего напряженно-деформированного состояния хвостовой балки винтокрылого аппарата транспортной категории В с помощью системы Siemens NX вертолета [Текст] / И. О. Хамидулин, Р. В. Гостудым // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 57. – Х., 2012. – С. 35 – 45.

7. Гребенников, А.Г. Анализ влияния различных типов конечных элементов на собственные частоты колебаний конструктивных элементов фюзеляжа вертолета при модальном анализе [Текст] / А. Г. Гребенников, Д. Ю. Дмитренко, И. Н. Шепель // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 59. – Х., 2013. – С. 328 – 342.

8. Гребенников, А. Г. Метод определения характеристик общего напряженно-деформированного состояния отсека фюзеляжа вертолета [Текст] / А. Г. Гребенников, Л. Р. Джемилев, Д. Ю. Дмитренко и др. // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 51. – Х., 2011. – С. 17 – 29.

9. Богданов, Ю. С. Конструкция вертолетов [Текст] / учебник для авиационных техникумов / Ю. С. Богданов, Р.А. Михеев, Д.Д. Скулков. – М.: Машиностроение, 1990. – 272 с.

10. Михеев, Р. А. Расчет вертолета на прочность [Текст] / Р.А. Михеев. – Ч. 1. – М.: МАИ, 1973. – 280 с.

11. Гребенников, А. Г. Проектирование тяжелых одновинтовых вертолетов и их трансмиссий. Ч. 1 [Текст]: учеб. / А.Г. Гребенников, А.М. Гуменный, А.И. Долматов и др. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т "Харьк. авиац. ин-т", 2007. – 330 с

Поступила в редакцию 12.12.2016

Метод визначення характеристик загального напружено-деформованого стану хвостової балки вертольота транспортної категорії при впливі статичних і динамічних навантажень

Розроблено алгоритм визначення характеристик напружено-деформованого стану за допомогою інтегрованих систем проектування на прикладі відсіку фюзеляжу вертольота транспортної категорії - хвостової балки при дії статичних і динамічних навантажень в горизонтальному польоті.

Ключові слова: фюзеляж, хвостова балка, сила, момент, напруження, розрахункова схема.

The Method of Determining the Characteristics of a General Stress-Strain State of the Tail Boom of the Helicopter Transport Category under the Influence of Static and Dynamic Loads

An algorithm for determining the characteristics of the stress-strain state using integrated design systems on the example of a transport category helicopter fuselage compartment - the tail boom under the influence of static and dynamic loads in the horizontal flight has been worked.

Keywords: fuselage, tail boom, force, moment, stress, design scheme.

Сведения об авторах:

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

Орловский Михаил Николаевич – канд. техн. наук, доцент кафедры 103 «Проектирование самолетов и вертолетов», Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Украина.

Высочанская Юлия Юрьевна – аспирант кафедры 103 «Проектирование самолетов и вертолетов», Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Украина.