

Метод определения характеристик общего напряженно-деформированного состояния хвостовой балки винтокрылого аппарата транспортной категории В с помощью системы Siemens NX

Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского "ХАИ"

Проведен анализ методов расчёта характеристик общего НДС конических подкреплённых оболочек, представлена конструкция хвостовой балки, разработана расчетная схема хвостовой балки винтокрылого аппарата транспортной категории В, создана конечно-элементная модель с помощью системы Siemens NX 7.5. Разработан метод определения характеристик общего напряжённо-деформированного состояния хвостовой балки вертолётa с учётом вырезов и подкрепляющих накладок, включающий в себя создание трехмерной параметрической конечно-элементной модели.

Ключевые слова: хвостовая балка, шпангоуты, стрингеры, вырезы, конечные элементы, нагрузки, напряжения, деформации.

Анализ существующих методов расчёта характеристик общего НДС конических подкреплённых оболочек [2-7] показал, что в них оболочка рассматривается как круговая коническая оболочка, дискретно подкреплённая ребрами. При этом не учитывается влияние вырезов и других конструктивных нерегулярностей на характеристики общего НДС хвостовой балки (ХБ).

Целью данной статьи является разработка метода определения характеристик общего НДС ХБ с учетом конструктивных нерегулярностей в виде вырезов и подкрепляющих накладок.

В качестве примера рассмотрен отсек ХБ, имеющий форму усеченного конуса и представляющий собой клеесварную тонкостенную конструкцию, состоящую из обшивки, 19 стрингеров и 14 шпангоутов (шп.№1, шп.№13, шп.№14 – силовые). Хвостовая балка со всеми конструктивными нерегулярностями показана на рис.1. Конструктивно-силовая схема балки – полумонококовой конструкции изображена на рис. 2.

Обшивка ХБ имеет номинальную толщину 1,0 мм. По стрингерам № 5П и 5Л проходит продольный стык внахлест листов обшивки с шириной перекрытия 16 мм.

Стрингеры изготовлены из уголкового профиля Пр-102-55. Силовой шпангоут № 1 выполнен из прессованного профиля ПК-4, полка которого образует кольцевой фланец, механически обработанный и малкованный для стыковки с центральной частью фюзеляжа.

Круговые нормальные шпангоуты (шп.№2-12) имеют Z-образное поперечное сечение и состоят из двух половин. Полукольца шпангоутов между собой соединены внахлест при общей сборке панелей ХБ в стапеле. По контуру нормальных шпангоутов сделаны просечки под стрингеры ХБ.

Стрингеры присоединены к полке силового шпангоута № 1 заклепками с помощью дополнительных угольников, а к полке шпангоута №14 – с помощью зубчатой ленты.

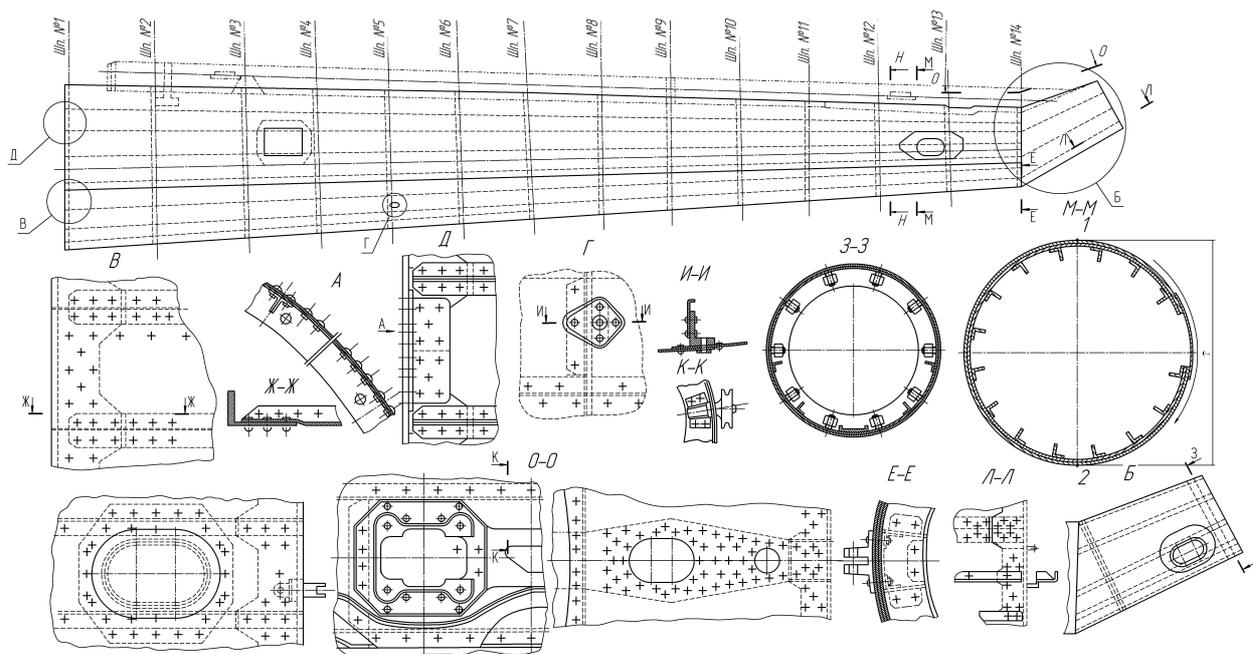


Рис. 1. Особенности конструкции ХБ легкого вертолета

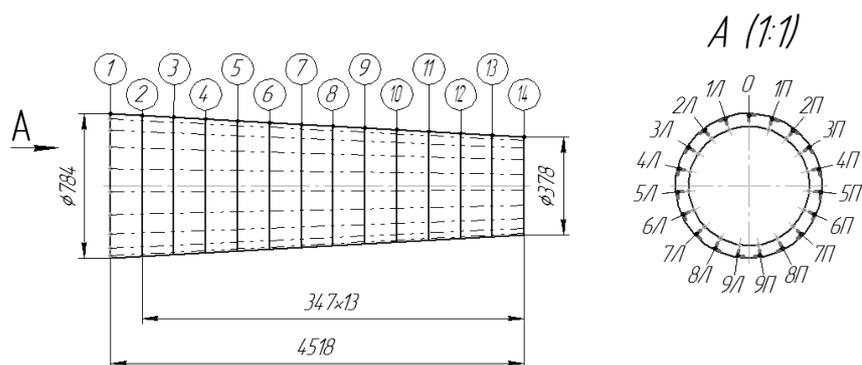


Рис. 2. Нумерация основных силовых элементов конструкции ХБ легкого вертолета

Крепление стрингеров к промежуточным шпангоутам выполнено кницами, выштампованными из листового дюралюминия Д16АМ-л 1,2. При этом на стрингерах правого борта верхней панели, расположенных в растянутой зоне (от действия силы тяги рулевого винта), кницы не устанавливают. Обшивку обеих панелей, выполненную из листового дюралюминия Д16АТ-л 1,0, крепят к каркасу клеесваркой. Стыковку ХБ с центральной частью фюзеляжа производится по фланцу силового шпангоута № 1 хромансильевыми болтами. 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. На левом борту сделан люк для осмотра датчика гироскопа. Сверху ХБ по продольной оси симметрии установлен кожух, закрывающий хвостовой вал трансмиссии и тросы управления стабилизатором и рулевым (хвостовым) винтом. Кожух изготовлен из дюралюминиевых листов Д16АТ-л 0,8 и составлен из отдельных секций, которые крепят винтами к специальным профилям, приклепанным к обшивке ХБ. На кожухе установлены крышки люков, предназначенные для осмотра и смазки карданов хвостового вала трансмиссии.

По обоим бортам ХБ между шпангоутами № 12 и 13 установлены фитинги крепления опор стабилизатора. Фитинги изготавливают штамповкой из алюминиевого сплава АК-6 и крепятся к стенке шпангоута № 13 и к дополнительной диафрагме из дюралюминиевого листа Д16АМ-л 0,8.

Плоскости фитингов выведены за наружный обвод хвостовой балки и обработаны параллельно в отношении боковой поверхности балки. На шпангоутах № 13 и 14 установлены кронштейны крепления хвостовой опоры вертолета, выполненные штамповкой из сплава АК-6. При этом амортизатор опоры крепят к кронштейну, установленному снизу на шпангоуте № 14, а подкосы опоры – к кронштейнам на шпангоуте № 13. Каркас в местах установки кронштейнов подкреплен штампованными кницами. Сверху на шпангоуте № 13 установлен фитинг для роликов управления хвостовым винтом, а на шпангоуте № 14 – кронштейн крепления ролика 7 управления стабилизатором. На шпангоутах № 5, 7 и 10 установлены узлы под ушковые болты крепления подкосов задней штанги опрыскивателя сельхозоборудования. Сверху хвостовой балки у шпангоута № 2 установлен кронштейн крепления антенны радиостанции, а снизу на шпангоутах № 4 и 11 – кронштейны крепления передающей и приемной антенн радиовысотомера. На шпангоутах № 3, 6, 9 и 12 установлены опоры хвостового вала трансмиссии. Они представляют собой штампованные из АК-6 обоймы, скрепленные с каркасом хвостовой балки штампованными кницами из листового дюралюминия Д16АМ-л 1,0. В кницах справа и слева сделаны отверстия для прохода тросов управления хвостовым винтом и стабилизатором.

Определение характеристик общего напряженно-деформированного состояния (НДС) ХБ является промежуточным этапом, необходимым при расчете статической прочности, а также для прогнозирования усталостной долговечности и ресурса ее конструкции. Характеристики общего НДС позволяют выявить критические (перегруженные) зоны конструкции. Для определения характеристик общего НДС разработан алгоритм проведения расчета (рис.3), который включает в себя: разработку расчетной схемы; создание модели распределения пространства ХБ; определение нагрузок, действующих на хвостовую балку; задание характеристик деформирования материалов; разработку адекватной конечно-элементной модели, процессирование и постпроцессирование, составление и анализ полученных результатов решения. Этот алгоритм является частью интегрированного проектирования и трехмерного моделирования [1].

Расчетная схема ХБ (рис. 4) представляет собой консольно защемленную конусную балку, к которой приложены сосредоточенные и распределенные внешние нагрузки.

Для перехода от реальной конструкции к расчетной схеме приняты допущения: кожух и переходник исключают из расчета, промежуточный и хвостовой редукторы заменяются сосредоточенными массами; обшивку рассматривают, как монолитную поверхность; переходник и килевую балку моделируют абсолютно жесткими стержнями.

Основным расчётным случаем для хвостовой балки является выход из пикирования. Соответствующие расчетному случаю нагрузки, действующие на ХБ вертолета, определяют в результате расчетов, выполняемых в соответствии с требованиями авиационных правил (АП-29) и других нормативных документов

создания винтокрылого аппарата грузовой категории В, а также результатов испытаний.

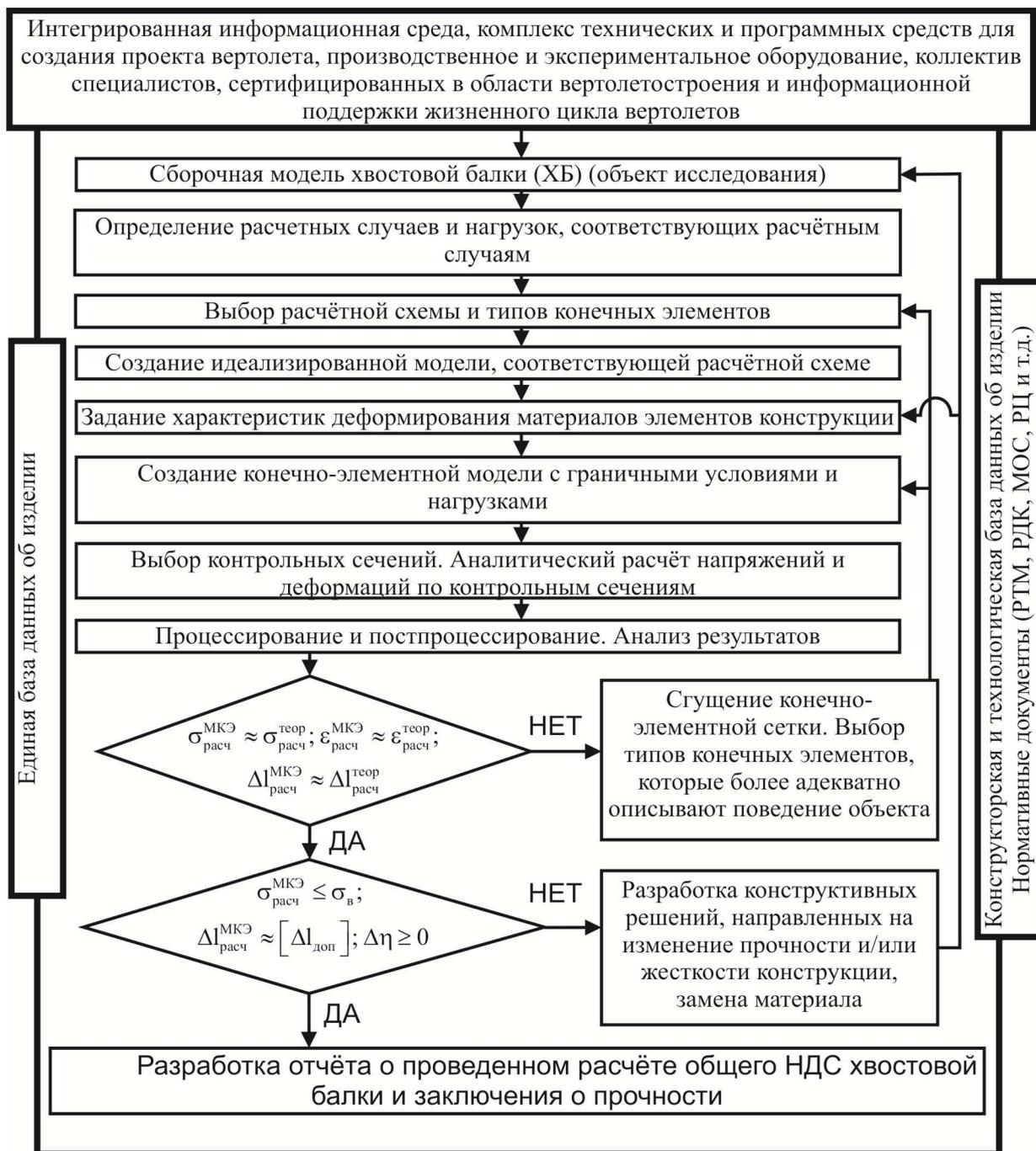


Рис. 3. Блок-схема расчёта на прочность ХБ вертолета на основе определения и анализа характеристик общего НДС

Максимальная нагрузка от РВ возникает тогда, когда к несущему винту (НВ) подводится максимальная мощность $N_{НВ max}$, а соответственно и реактивный момент винта будет максимальным (АП-29):

$$-M_{T max} = M_{k max} = N_{НВ max} / 1.25 \cdot \omega_{НВ}. \quad (1)$$

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:

$$T_{PB} = \frac{M_{K \max}}{L}, \quad (2)$$

где L – плечо выноса рулевого винта.

Распределенная нагрузка, действующая на стабилизатор:

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

где C_y – коэффициент подъемной силы стабилизатора;

S – площадь стабилизатора;

L_{cm} – полуразмах стабилизатора;

n^3 – эксплуатационная перегрузка, соответствующая расчетному случаю $n^3 = 3,5$;

f – коэффициент безопасности.

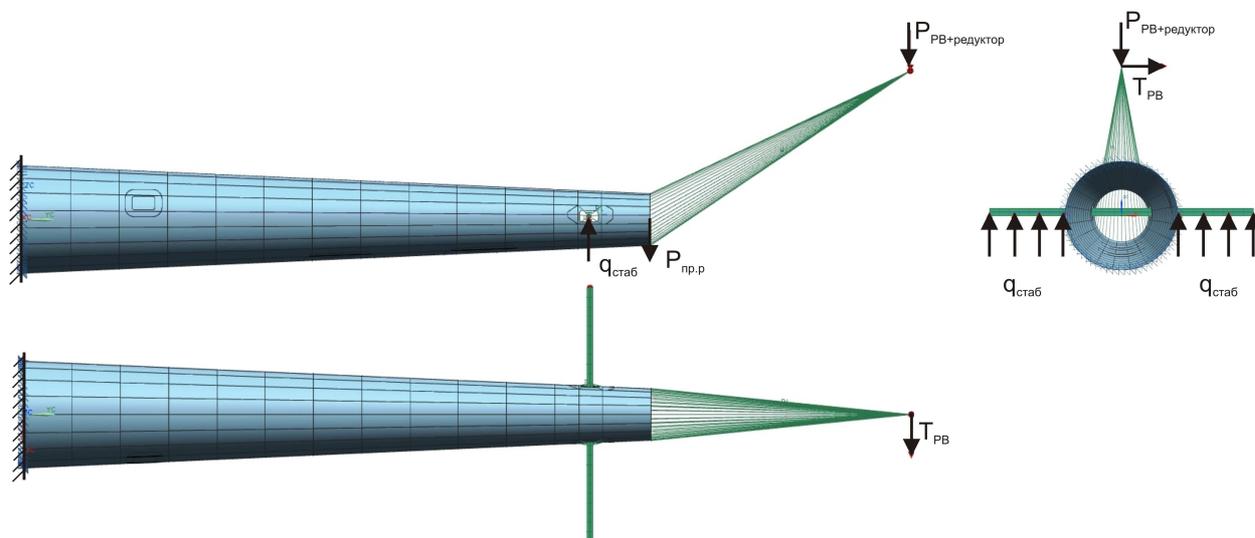


Рис. 4. Расчетная схема ХБ вертолета:

$P_{PB+редуктор}$ – вес хвостового редуктора с рулевым винтом;

$P_{пр.р}$ – вес промежуточного редуктора;

T_{PB} – сила тяги, создаваемая рулевым винтом вертолета;

$q_{стаб}$ – распределённая воздушная нагрузка, действующая на стабилизатор.

Расчет НДС ХБ вертолета проведен с помощью модуля Advanced Simulation системы Siemens NX 7.5. Конечно-элементная модель ХБ показана на рис. 5 и 6. Обшивка моделирована оболочечными элементами семейств Quad4 Thin Shell и Tri3 Thin Shell; стрингеры, шпангоуты и лонжероны стабилизатора – элементами семейства Beam; переходник и килевая балка – элементами семейства Rigid Link. На рис. 7 показана конечно-элементная модель с приложенными нагрузками и ограничениями.

В результате проведенных расчетов определены характеристики НДС ХБ винтокрылого аппарата транспортной категории В для выбранного случае нагружения. Ниже представлены распределения напряжений и деформаций в конструкции ХБ вертолета.

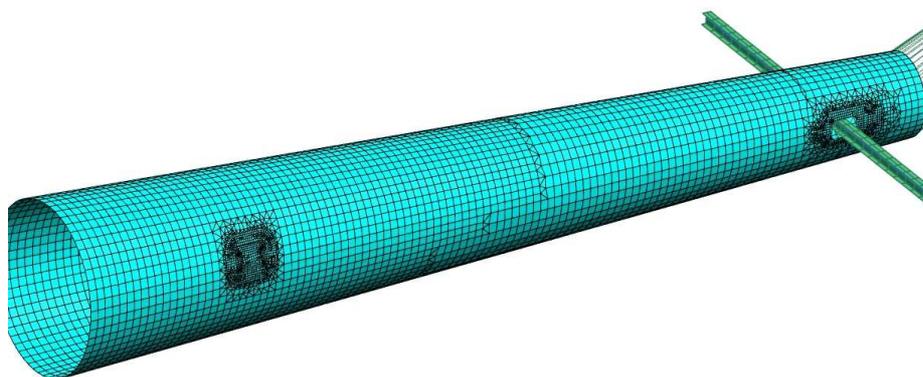


Рис. 5. Конечно-элементная модель обшивки ХБ винтокрылого аппарата транспортной категории В

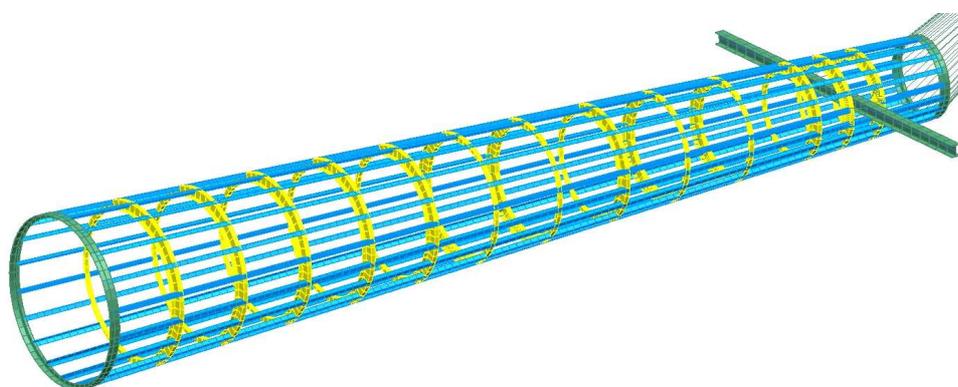


Рис. 6. Конечно-элементная модель силового набора ХБ винтокрылого аппарата транспортной категории В

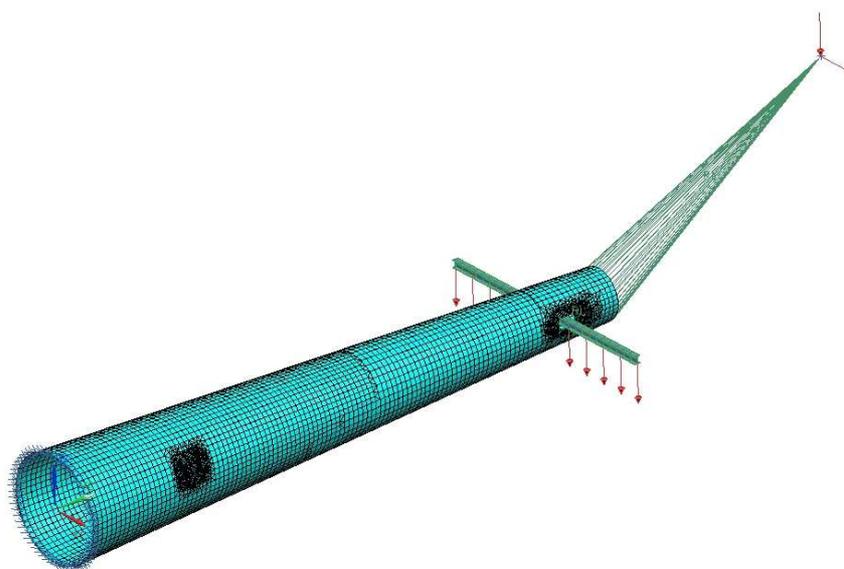


Рис. 7. Нагрузки и граничные условия, приложенные к конечно-элементной модели ХБ винтокрылого аппарата транспортной категории В

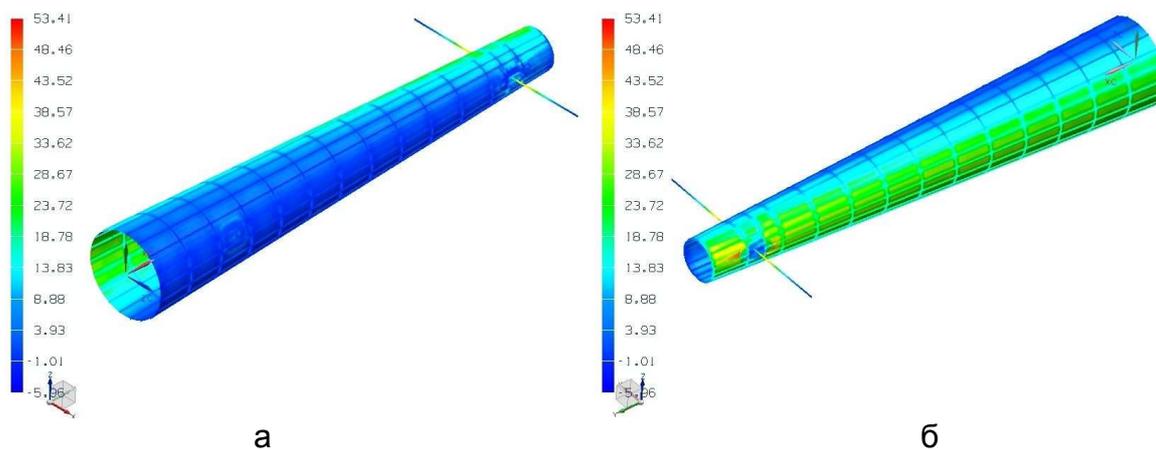


Рис. 8. Характер распределения главных напряжений σ_1 :
а – вид на левый борт; б – вид на правый борт

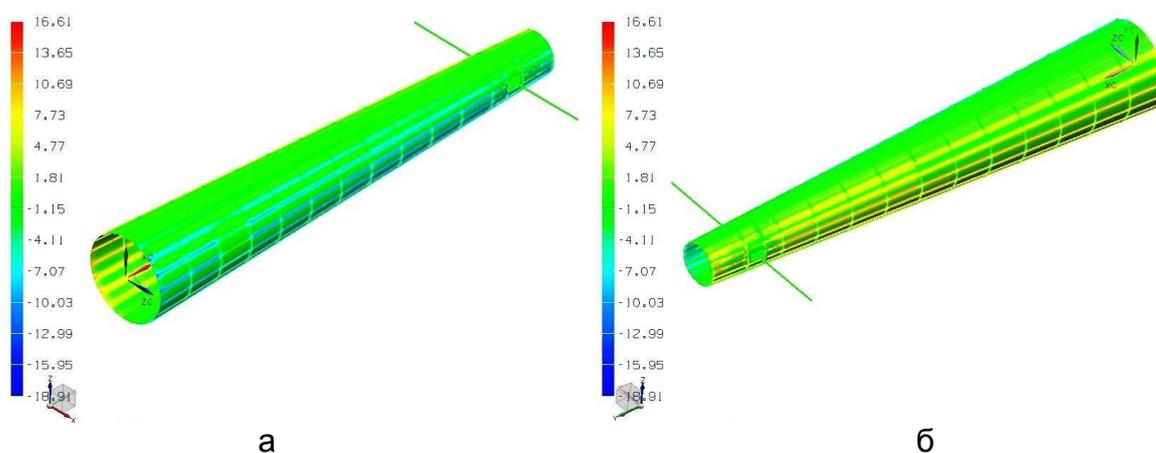


Рис. 9. Характер распределения главных напряжений σ_2 :
а – вид на левый борт; б – вид на правый борт

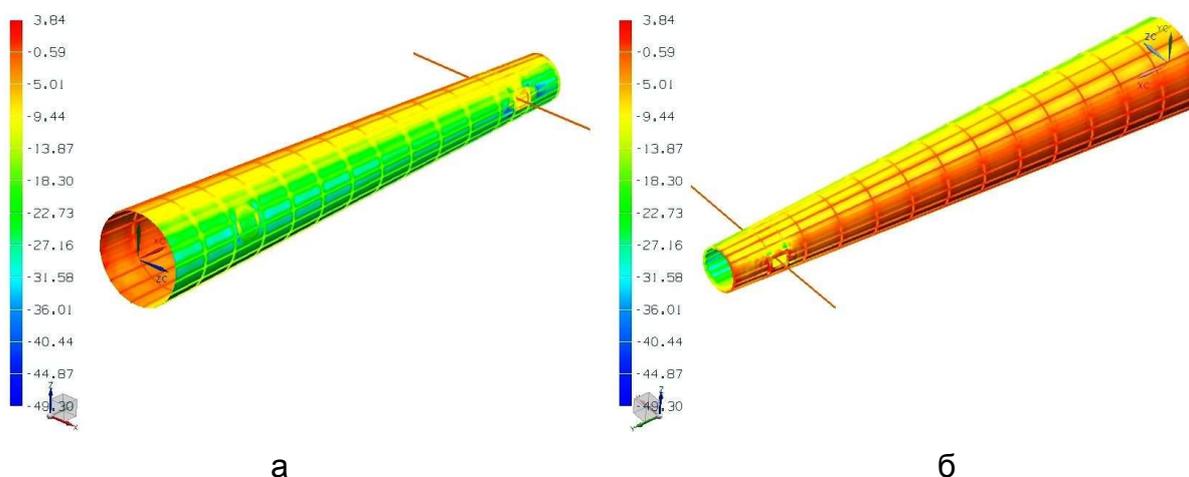


Рис. 10. Характер распределения главных напряжений σ_3 :
а – вид на левый борт; б – вид на правый борт

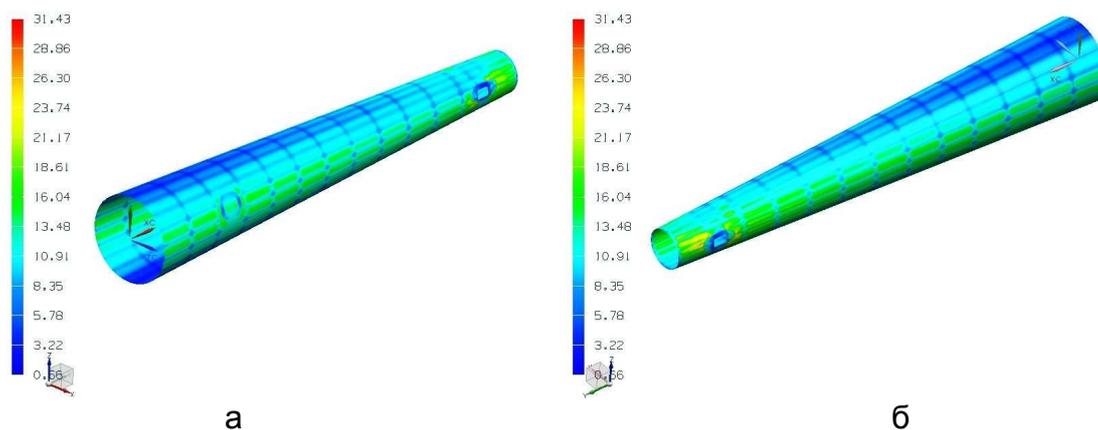


Рис. 11. Характер распределения максимальных сдвиговых напряжений τ_{max} :
а – вид на левый борт; б – вид на правый борт

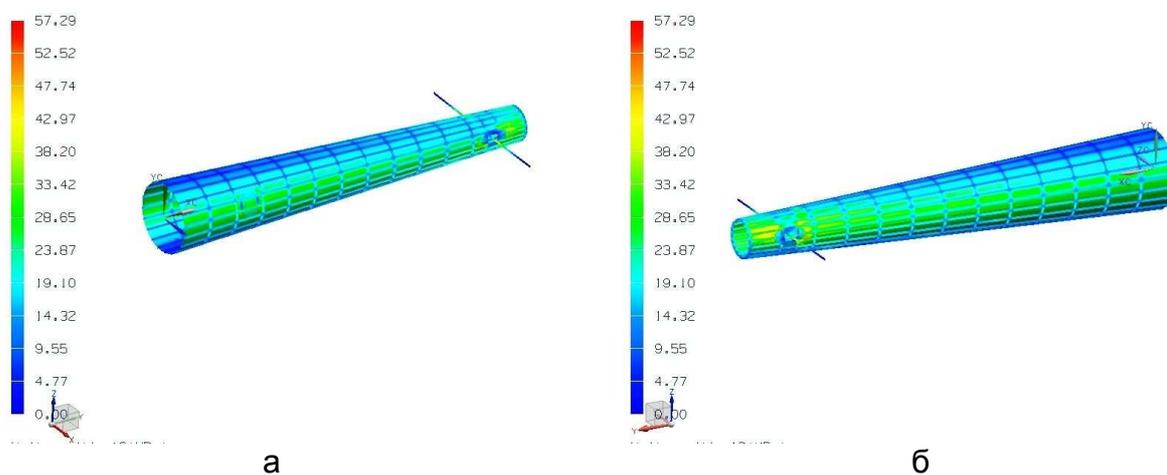


Рис. 12. Характер распределения эквивалентных (по Мизесу) напряжений $\sigma_{ЭКВ}$:
а – вид на левый борт; б – вид на правый борт

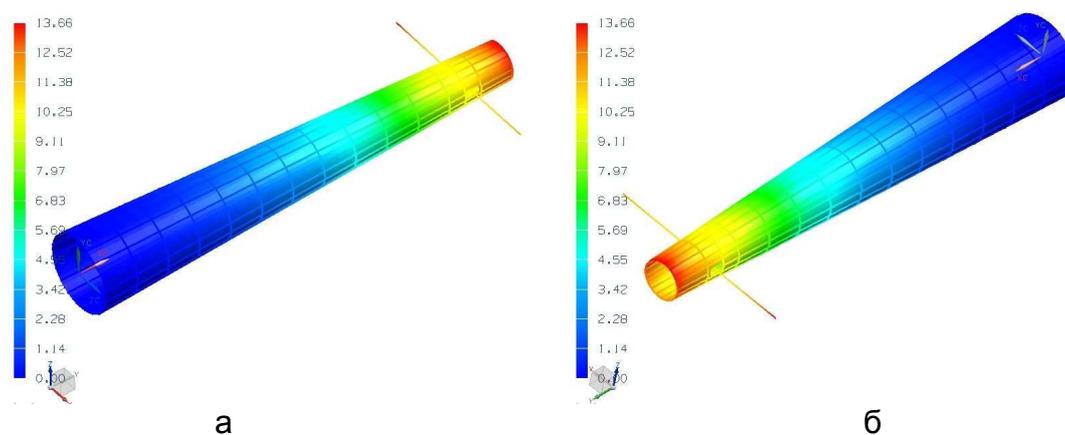


Рис. 13. Характер распределения относительных перемещений участков
конструкции ХБ винтокрылого аппарата транспортной категории В:
а – вид на левый борт; б – вид на правый борт

Был проведен анализ характеристик общего НДС ХБ для балки с вырезами, которые усилены накладками, а также балки без вырезов (рис. 14 - 16). Характеристики общего НДС определяли в сечениях:

а) сечение №1, которое находится на расстоянии 3950 мм от плоскости шпангоута №1 (зона выреза, сечение М-М (рис. 1));

б) сечение №2, которое находится на расстоянии 3850 мм от плоскости шпангоута №1 (регулярная зона, сечение Н-Н (рис. 1)).

Было установлено, что толщина усиливающей накладки не соответствует оптимальной с точки зрения равномерного распределения напряжений и деформаций.

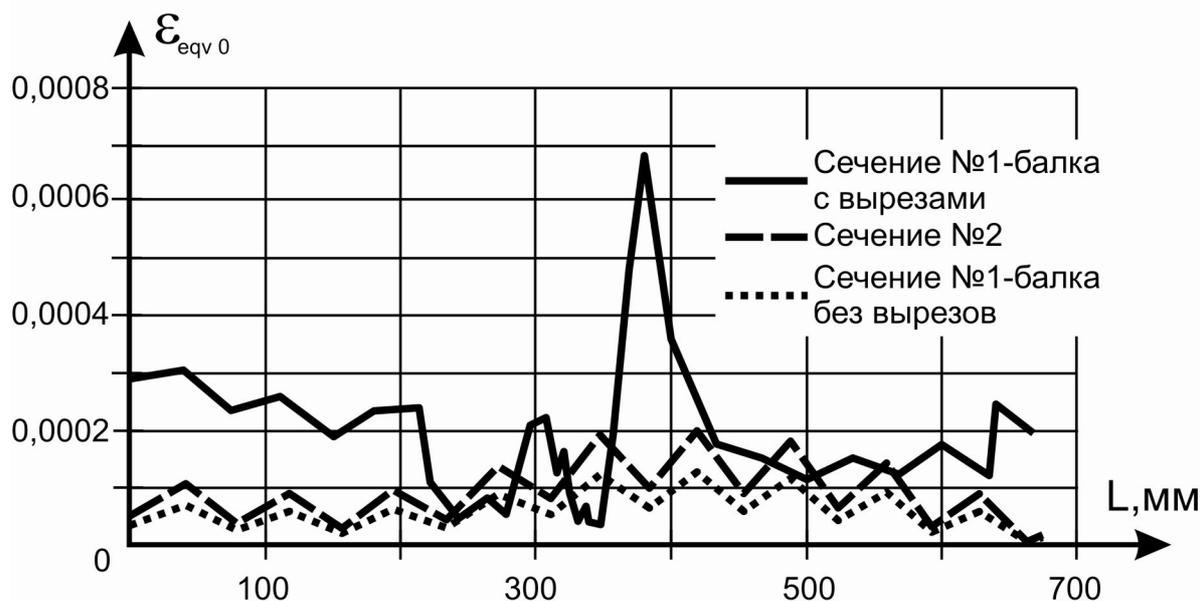


Рис. 14. Характер распределения эквивалентных деформаций в регулярной и нерегулярной зонах конструкции ХБ

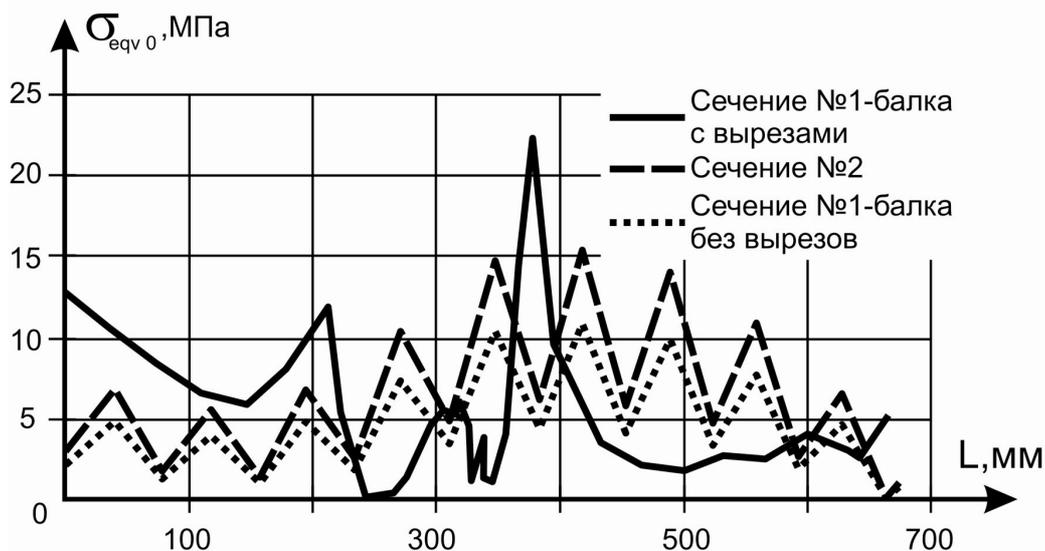


Рис. 15. Характер распределения эквивалентных напряжений в регулярной и нерегулярной зонах конструкции ХБ

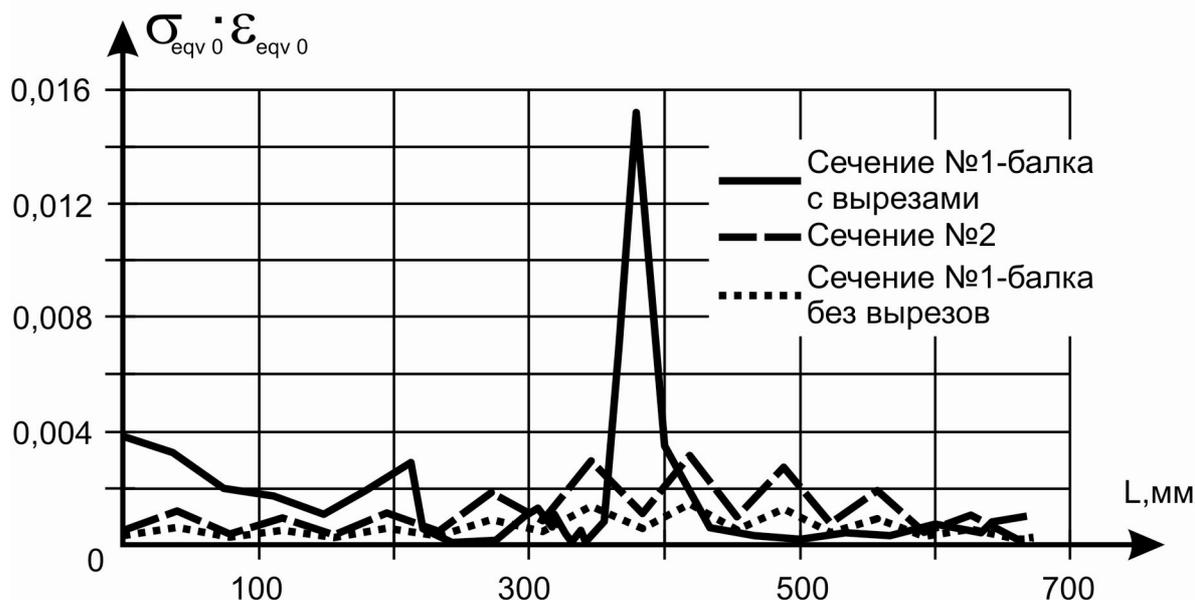


Рис. 16. Характер распределения удельной энергии деформации в регулярной и нерегулярной зонах конструкции ХБ

Выводы

Разработан метод определения характеристик общего напряженно-деформированного состояния хвостовой балки винтокрылого аппарата транспортной категории В с помощью системы Siemens NX. Данный метод позволяет получать характеристики общего напряженно-деформированного состояния хвостовой балки с учётом конструктивных нерегулярностей в виде вырезов и подкрепляющих накладок. Разработанный метод апробирован на примере хвостовой балки винтокрылого аппарата транспортной категории В. С помощью этого метода создана трехмерная параметрическая конечно-элементная модель, которая будет применяться для исследования влияния различных конструктивных параметров на характеристики общего напряженно-деформированного состояния хвостовой балки вертолётa.

Список литературы

1. Гребенников, А. Г. Методология интегрированного проектирования и моделирования самолетных конструкций [Текст] / А.Г. Гребенников. – Х.: НАКУ «ХАИ», 2006.- 532 с.
2. Булатов, С.Н. К проблеме расчёта подкреплённых конических оболочек / [Текст] / С.Н. Булатов, В.А. Козлов // Тр. 2-ой междунар. научно-техн. конф. «Высокие технологии в экологии». -Воронеж, 1999. – С.175-180.
3. Паймушин, В.Н. К проблеме расчёта пластин и оболочек со сложным контуром [Текст] / В.Н. Паймушин // Прикладная механика. 1980, Т. 16, №4. - С.63 - 70.
4. Голованов, А.И.. Введение в метод конечных элементов статики тонких оболочек [Текст] / А.И. Голованов, М.С. Корнишин – КФТИ КФ АН СССР. Казань: Б.и., 1990.-269 с.

5. Булатов, С.Н. К проблеме расчёта подкреплённых конических оболочек сложной геометрии [Текст] / С.Н. Булатов, В.А. Козлов // Тр. междунар. конф. «Актуальные проблемы механики оболочек». Казань – 1998. - С. 19 -23.

6. Балабух, Л.Н. Изгиб и кручение конической оболочки [Текст] / Л.Н. Балабух // Тр. ЦАГИ. — 1946 — №577.-С. 1-54.

7. Цибуля, Б.П. Изгиб и кручение конических оболочек типа крыла и фюзеляжа [Текст] / Б.П. Цибуля.-154 с. // Труды/ВВИА им. Н.Е. Жуковского.-1947. Вып. 253.

Рецензент: д-р техн. наук, проф. А.Г. Гребеников
Национальный аэрокосмический университет
им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»

Поступила в редакцию 26.12.12

Метод визначення характеристик загального напружено-деформованого стану хвостової балки гвинтокрилого апарата транспортної категорії В за допомогою системи Siemens NX

Проведено аналіз методів розрахунку характеристик загального НДС конічних підкріплених оболонок, наведено конструкцію хвостової балки, розроблено розрахункову схему хвостової балки гвинтокрилого апарата транспортної категорії В, створено скінченно-елементну модель за допомогою системи Siemens NX 7.5. Розроблено метод визначення характеристик загального напружено-деформованого стану хвостової балки вертольота з урахуванням вирізів і підкріпних накладок, що містить створення тривимірної параметричної кінцево-елементної моделі.

Ключові слова: хвостова балка, шпангоути, стрингери, вирізи, скінченні елементи, навантаження, напруги, деформації.

The method of determining the characteristics of the general stress-strain state of the tail boom transport category rotorcraft in with the help of Siemens NX

The methods of determining the total stress-strain state characteristics of the tapered stiffened shells have been subjected to evaluation. Tail boom structure has been presented. Computation pattern of the transport category B rotorcraft tail boom and finite element model have been developed using Siemens NX 7.5 system. A method for determining the characteristics of the general stress-strain state of the helicopter tail boom has been worked out with an allowance made for the cutouts and stiffeners including creation of the three-dimensional parametric finite element model.

Keywords: tail boom, frames, stringers, cutouts, finite elements, loads, stresses, strains.