

Метод определения характеристик общего напряженно-деформированного состояния фюзеляжа легкого вертолета

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

Представлен метод определения характеристик общего напряженно-деформированного состояния фюзеляжа вертолета с помощью интегрированных систем CAD/CAM/CAE (Siemens NX, ANSYS). Разработана последовательность расчета и анализа характеристик общего напряженно-деформированного состояния фюзеляжа легкого вертолета. Проведен анализ коэффициентов запаса прочности элементов фюзеляжа.

Ключевые слова: фюзеляж, конечно-элементная модель, сила, момент, напряжение, деформация.

На ранних этапах проектирования фюзеляжей вертолетов проводили аналитические расчеты напряженно-деформированного состояния (НДС) [4-8]. Данные методы позволяли получить довольно точные данные, но при этом были довольно громоздкими и трудозатратными. С появлением вычислительной техники стало возможным применять для таких расчетов метод конечных элементов [1-3], реализованный в пакете ANSYS.

Целью данной работы является усовершенствование метода определения характеристик общего напряженно-деформированного состояния всего фюзеляжа вертолета для проведения дальнейшего анализа его статической прочности.

Рассмотрение схемы отсека фюзеляжа с выносными узлами [1] приводит к погрешностям при расчете НДС, так как отбрасываемые части конструкции имеют свои конструктивные и жесткостные особенности, которые влияют на напряженно-деформированное состояние отсека фюзеляжа. Это приводит к тому, что краевые условия, прикладываемые к отсеку фюзеляжа, искажают полученный результат и, как следствие, снижают точность самого расчета.

Для того, чтобы избежать данных неточностей, предлагается несколько изменить расчетную схему рис. 2. При данной расчетной схеме в расчете участвует практически весь фюзеляж, кроме килевой балки, которую заменяет выносной узел В. Данное небольшое упрощение не сказывается на результатах расчета, поскольку за счет длины хвостовой балки погрешности в интересующих местах фюзеляжа становятся нулевыми.

При такой расчетной схеме возрастает количество элементов в модели (рис. 3 – 4), что приводит к повышению затрат времени, необходимого на большую проработку конечно-элементной (КЭ) модели и повышению требований к вычислительным мощностям техники.

Для того, чтобы избежать данных недостатков, предлагается модифицировать метод, предложенный в предыдущей работе (рис.5). На первом этапе предлагается строить модель с укрупненными КЭ элементами, что позволит несколько уменьшить затрачиваемые вычислительные мощности. После этого вычленив интересующий отсек и провести более точный его расчет с более детализированными конструктивными элементами.

Конечно-элементная модель фюзеляжа вертолета создается таким же образом, как и в предыдущей работе, вся конструкция с ее стыками и заклепочными соединениями упрощается и омоноличивается, что позволяет

Поскольку фюзеляж вертолета имеет нерегулярную конструкцию в месте стыка хвостовой балки и фюзеляжа, то это приводит к неравномерности КЭ сетки. В данном случае, возникает необходимость поузлового наложения совместности деформаций по всему контуру сечения хвостовой балки.

К фюзеляжу приложены следующие нагрузки: тяга рулевого винта – 2.4 кН; крутящий момент от рулевого винта – 2.7 кН. Сосредоточенные массы: пассажиры – 75 кг, промежуточный редуктор – 17 кг, хвостовой редуктор с втулкой хвостового винта и лопастями – 39 кг, двигатели – по 103 кг, и навесные топливные баки – 465кг.

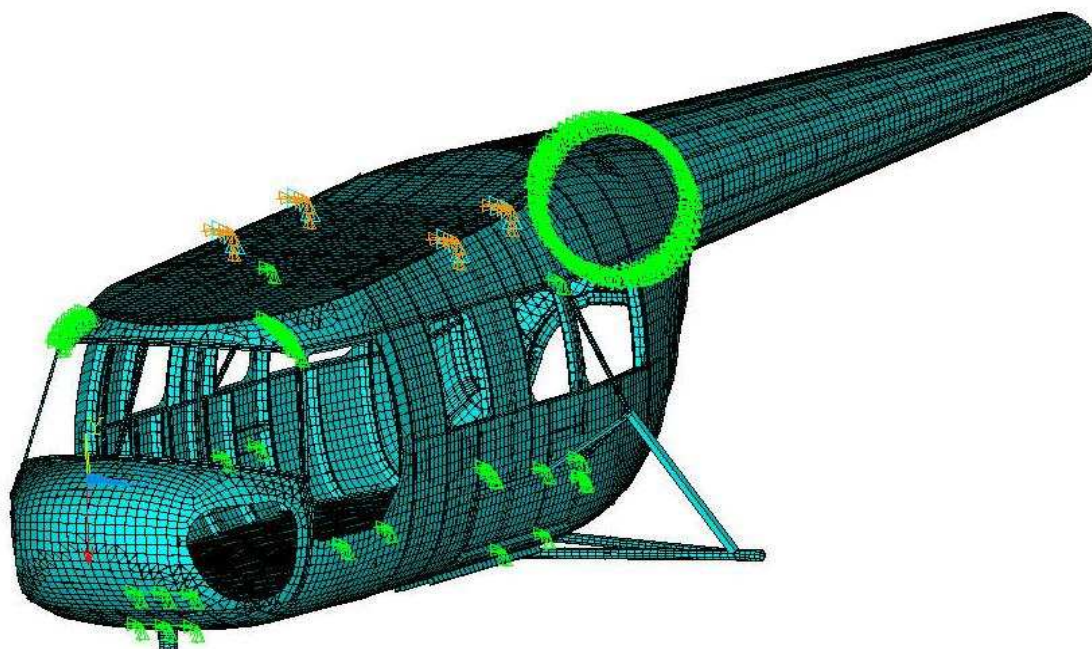


Рис. 3. Конечно-элементной модели фюзеляжа вертолета

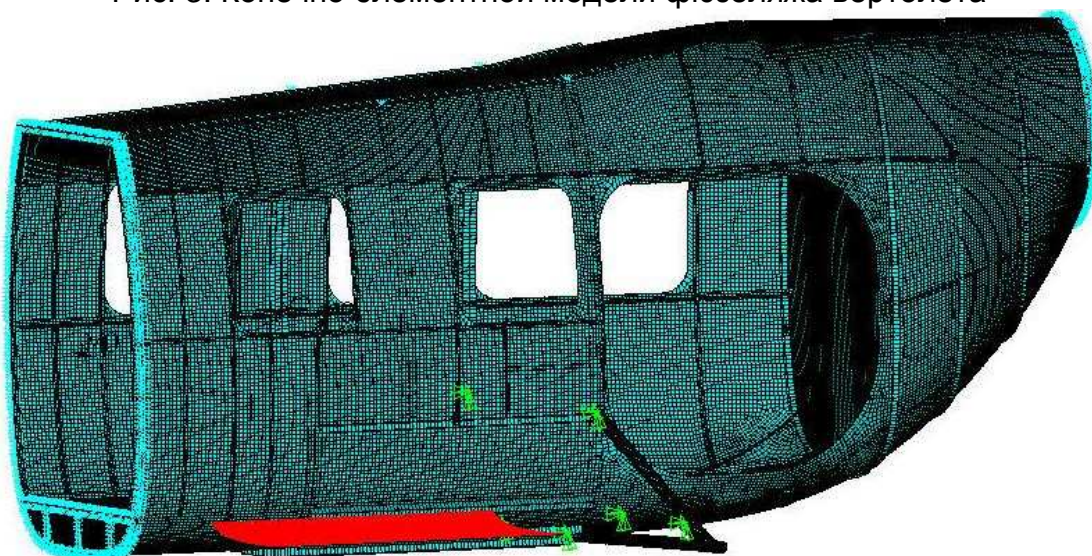


Рис. 4. Конечно-элементная модель отсека фюзеляжа вертолета

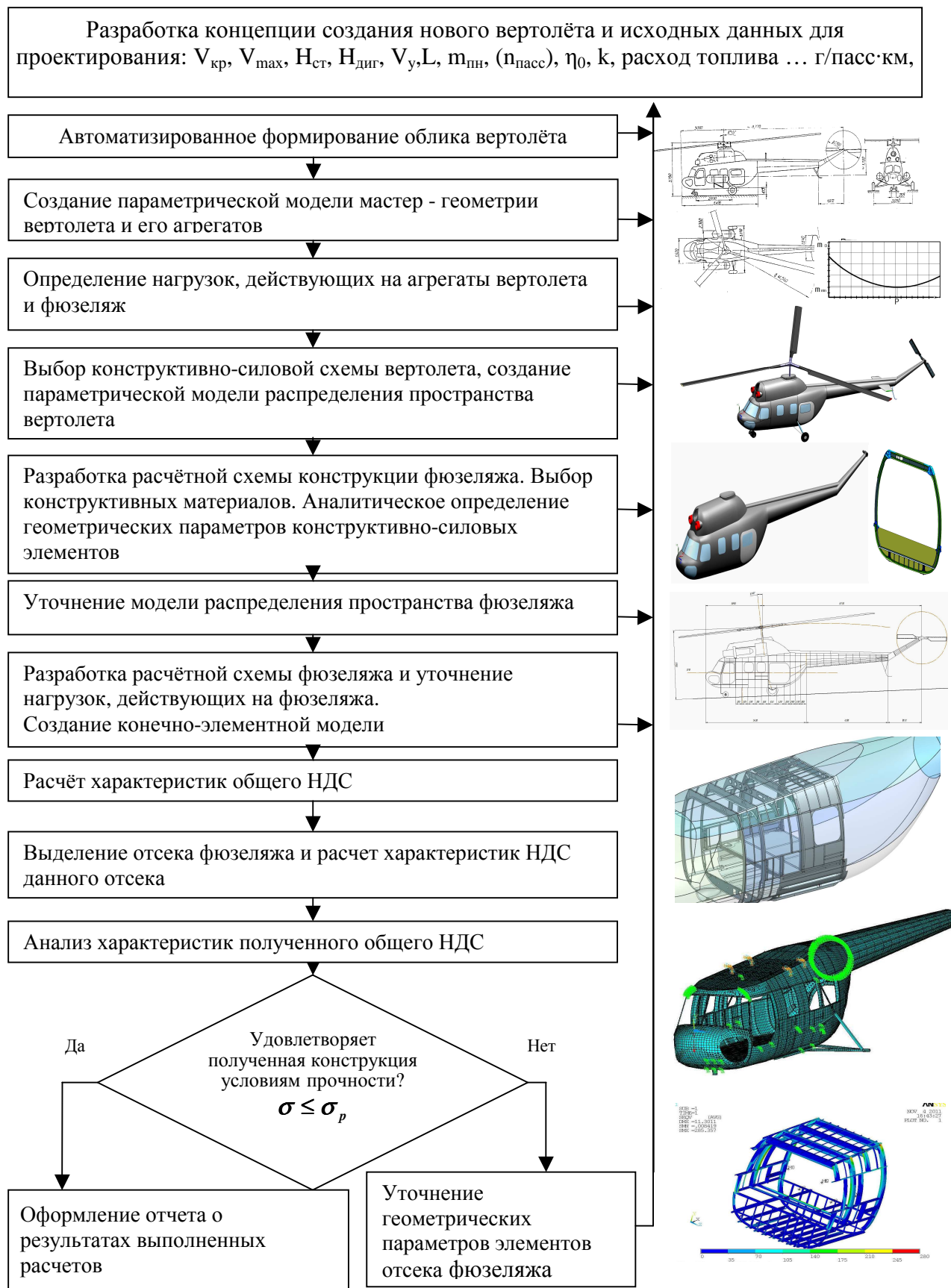


Рис. 5. Метод определения характеристик общего напряженно-деформированного состояния отсека фюзеляжа вертолета

По полученным расчетным данным можно выделить некоторые критические зоны напряжений.

Максимальные напряжения достигают в зоне силового шпангоута № 6 (рис. 6) на внутренней полке в верхней трети боковой части шпангоута.

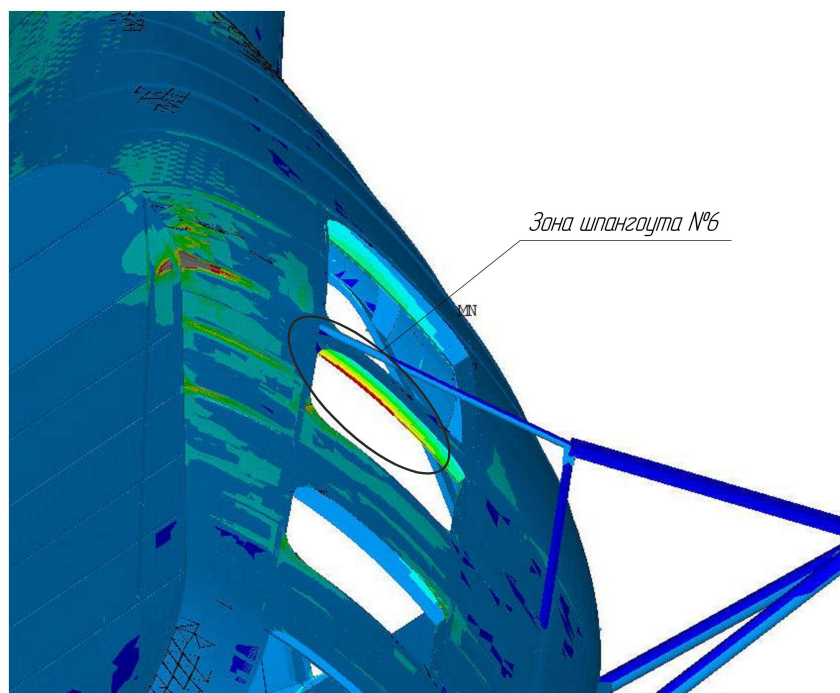


Рис. 6. Зона максимальных напряжений на шпангоуте № 6

Второй опасной зоной является стык хвостовой балки и фюзеляжа (рис. 7). В данном месте создается концентрация напряжений вследствие совместной работы сил тяжести и тяги рулевого винта.

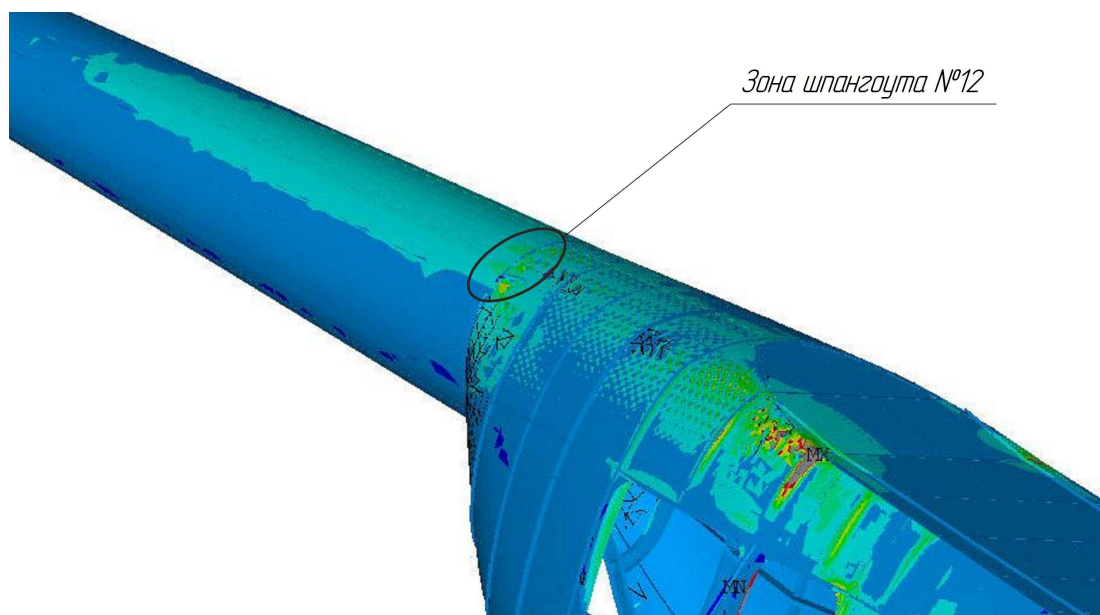


Рис. 7. Зона максимальных напряжений на шпангоуте № 12

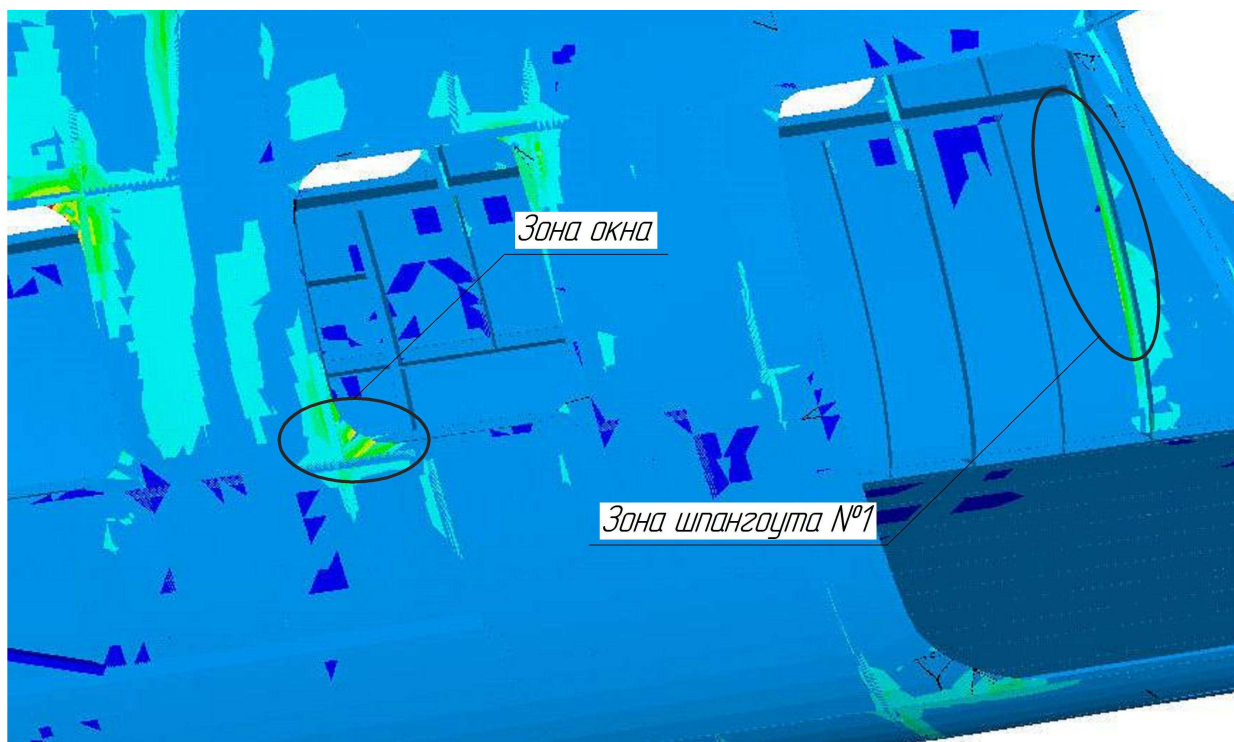


Рис. 8. Зона максимальных напряжений в зоне шпангоута № 1 и переднего правого окна

Зона окна является одной из наиболее напряженных зон, поскольку является конструктивной нерегулярности конструкции (рис. 8). Также такими зонами концентрации являются шпангоуты **№1,5,7 и 8** (рис. 9).

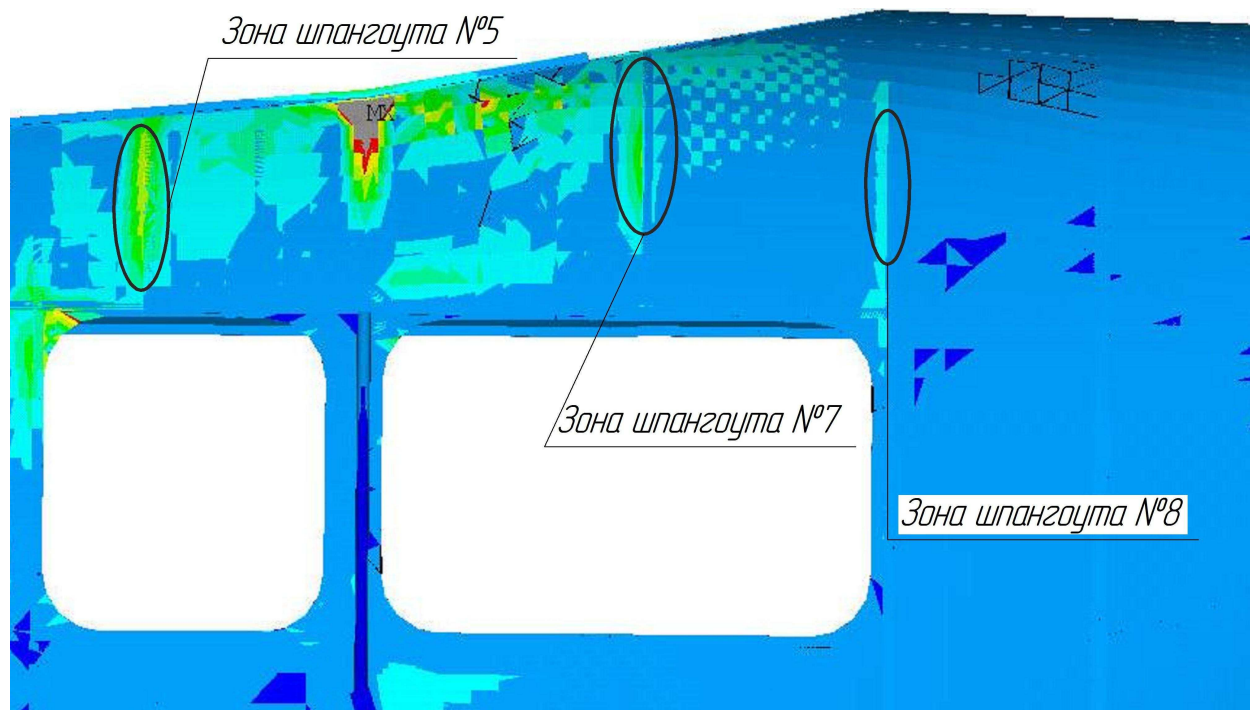


Рис. 9. Зона максимальных напряжений на шпангоутах № 5, 7 и 8

Таблица 2.

Коэффициенты запаса прочности для различных полетных случаев

Элементы конструкции	Зоны	Рассматриваемые случаи нагружения		
		1	2	3
		$n_y = 3.5$	$n_y = -1$	Аварийная посадка
		f	f	f
Вырез окна		1.6	3.3	2.67
Шпангоут №1	Зона 1	2	20	1.6
	Зона 2	1.6	20	1.7
Шпангоут №5		2.67	10	2.7
Шпангоут №6		1.6	10	1.6
Шпангоут №7		2.67	10	2.67
Шпангоут №8		2.67	10	2.67
Шпангоут №12	Зона 1	2.67	20	4

Наиболее опасными участками, нуждающимися в дальнейшем расчете, являются в шпангоуте №3 место крепления поперечной полки, а в шпангоуте №6 – крепление главного редуктора.

Полученные параметры НДС фюзеляжа вертолета являются исходными данными для проведения дальнейшего анализа статической прочности различных модификаций конструкции исследуемого летательного аппарата.

Выводы

Разработан метод определения характеристик общего напряженно-деформированного состояния фюзеляжа вертолета. Метод апробирован при расчёте НДС отсека фюзеляжа гражданского вертолета. Получены значения напряжений и перемещений в данной конструкции фюзеляжа. Определены коэффициента запаса прочности конструктивных элементов фюзеляжа, который составляет $f=1.6$.

Список литературы

1. Метод определения характеристик общего напряженно-деформированного состояния отсека фюзеляжа вертолета [Текст] / А.Г. Гребеников, 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.
2. Метод определения характеристик общего напряженно-деформированного состояния отсека фюзеляжа самолёта методом конечных элементов [Текст] / А. Г. Гребеников, Ю. Н. Геремес, П. О. Науменко, С. П. Светличный // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 33. – Х., 2006. – С. 5 – 15.
3. Басов, К. А. ANSYS: Справочник пользователя [Текст] / К. А. Басов.– М.: ДМК Пресс, 2005. – 640 с.

4. Михеев, Р.А. Прочность вертолетов [Текст] / Р.А. Михеев. – М.: Машиностроение, 1982. – 280 с.
5. Стригунов, В. М. Расчёт на прочность фюзеляжей и герметических кабин самолётов [Текст] / В. М. Стригунов. – М.: Машиностроение, 1974. – 228 с.
6. Кан, С.Н. Расчет самолета на прочность [Текст] / С.Н. Кан, И.А. Свердлов. – М.: Машиностроение, 1966. – 519 с.
7. Сперанский, М.К. Взаимное влияние несущего винта и фюзеляжа одновинтового вертолётa на режиме висения [Текст]/ Сперанский М.К. / Технические отчеты.-М.: БНИ ЦАГИ,1964.-Вып. 268 .-М.-С.11-15
8. Авдонин, А.С. Прикладные методы расчета оболочек и тонкостенных конструкций [Текст] / А.С. Авдонин. – М.: Машиностроение, 1969. – 403 с.

Рецензент: кан-т техн. наук, доцент, А. А. Кирпикин, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков

Метод визначення характеристик загального напружено-деформованого стану фюзеляжу вертольота

Наведено метод визначення характеристик загального напружено-деформованого стану фюзеляжу вертольота за допомогою інтегрованих систем CAD / CAM / CAE (Siemens NX, ANSYS). Розроблено послідовність розрахунку і аналізу характеристик загального напружено-деформованого стану фюзеляжу легкого вертольота. Проведен аналіз коефіцієнтів запасу міцності елементів фюзеляжу.

Ключові слова: фюзеляж, відсік, скінченно-елементна модель, сила, момент, напруга, деформація.

The method for determining characteristics of the general stress-strain state of the helicopter's fuselage

The method for determining characteristics of the general stress-strain state of the helicopter's fuselage using CAD / CAM / CAE integrated systems (Siemens NX, ANSYS) has been presented. Calculating and analyzing characteristics sequence of the light helicopter's fuselage general stress-strain state has been developed. The analysis of the fuselage safety factors has been conducted.

Keywords: the fuselage, the finite-element model, force, moment, stress, strain.