

УДК 539.3

К ВОПРОСУ О ВЫБОРЕ РАЗМЕРОВ И РАСПОЛОЖЕНИЯ ОТВЕРСТИЙ УЗЛА КРЕПЛЕНИЯ КОМПОЗИТНОЙ ЛОПАСТИ НЕСУЩЕГО ВИНТА

Тютюнников Н.П.

ФГБУН Институт прикладной механики РАН, г. Москва, Россия

АННОТАЦИЯ

В статье рассмотрен один из вопросов рационального проектирования композитных лопастей несущего винта вертолета. Обычно расположение и соотношение размеров отверстий для болтов узла крепления в комле лонжерона лопасти несущего винта выбираются исходя из конструктивных и технологических соображений. При этом, разумеется, учитываются требования прочности и усталостного ресурса. Однако, как правило, отдается предпочтение наиболее простому с технологической точки зрения решению. Между тем особенностями напряженного состояния именно в этой области в значительной мере определяются прочностные и усталостные свойства лопасти в целом. Это подтверждается как результатами стендовых испытаний, так и опытом эксплуатации изделий в полетных условиях.

Здесь для определения оптимальных размеров и расположения отверстий узла крепления комлевой части лопасти несущего винта выполнена серия конечно-элементных расчетов. В конечно-элементной модели учитывается нелинейный характер контактного взаимодействия между болтами узла крепления и композитного материала лопасти несущего винта.

Для оценки уровня напряженно-деформированного состояния многослойного композитного материала используется критерий Хилла. При этом возникла необходимость в предварительной оценке пределов прочности для многослойного пакета произвольного состава по известным характеристиками монослоев. Для построения расчетной модели разработан алгоритм построения диаграмм деформирования многослойного композитного материала. Данные диаграммы использованы для определения жесткостных характеристик многослойного пакета и предельных погонных усилий для данного пакета.

Выполнены расчеты по оценке напряженного состояния композитного материала в области узлов крепления при заданных условиях нагружения. Рассмотрены 45 вариантов расположения отверстий и соотношения их размеров. На основании результатов расчетов сделан вывод о том, что актуальный вариант конструктивного решения не является оптимальным.

Ключевые слова: рациональное проектирование; композитная лопасть; несущий винт; узел крепления; конечно-элементные расчеты; контактное взаимодействие; диаграмма деформирования; многослойный композитный материал; критерий Хилла

ABOUT CHOICE OF HOLES SIZES AND LAYOUTS FOR FASTENER ASSEMBLY OF ROTOR COMPOSITE BLADES

Tutunnikov N.P.

Institute of Applied Mechanics of Russian Academy of Sciences, Moscow, Russia

ABSTRACT

A question of rotor composite blades intelligent design is considered in this article. Usually the layout and size ratio of aperture for fastener assembly bolts into rotor longeron blade are chosen on the basis of the constructive and technological reasons. Incidentally of course the strength and fatigue resources requirements are taken into account. However, as a rule, the preference gives up to easiest decision that is simplest from the technological point of view. Meanwhile it is the stress-strain state features into this region that who determine largely strength and fatigues properties of blade on the whole. This is checked out of bench test results as well as the vehicle exploitation into flight conditions.

Series of finite element calculus are performed for estimation of optimal sizes and layouts of fastener assembly holes into rotor blade butt part. Nonlinear contact interaction between fastener assembly bolts and blade composite material are taken into account for finite-element model.

Hill's criterion is used for estimation of stress-strain state of multilayer composite material. Incidentally the necessity are appeared of determination of preliminary estimations of strength limits for arbitrary layup multilayer material that having known monolayer characteristics. Deformation curve building algorithm for multilayer composite material is developed. Diagram data are used for estimation multilayer layup stiffness characteristics and limit linear load.

Composite material stress state estimation calculus is implemented for fastener assembly regions at determined loading conditions. 45 layout and size ratio variants of aperture are considered. On the basis of the calculus results conclusion are made that actual variant of constructive solutions not optimal.

Key words: intelligent design; composite blade; rotor; fastener assembly; finite element calculus; contact interaction; deformation curve; multilayer composite material; Hill's criterion

ВВЕДЕНИЕ

Композиционные материалы (КМ) получили широкое распространение в самых различных областях машиностроения. Высокие усталостные и жесткостные характеристики при малом удельном весе этих материалов, а также возможность управлять свойствами посредством выбора ориентации армирующих волокон обеспечивают превосходство КМ перед традиционными изотропными материалами при решении широкого круга технических задач.

В частности широкое распространение КМ получили в конструкциях лопастей несущих и рулевых винтов вертолетов. Такие лопасти хорошо переносят циклические переменные нагрузки, характерные для этих конструкций. Кроме того существенным достоинством является стойкость КМ к воздействию внешней среды.

За рубежом композитные лопасти используются с 70-х годов прошлого века (SA 330 Puma). В настоящее время лопасти из КМ вытесняют изделия, использующие для конструкции лонжерона лопасти сплавы металлов (например, Boeing AH-64D Апачи Блок, AS532 Cougar и т.д.).

В России впервые композитные лопасти были изготовлены и испытаны в конце 50-х годов. С 1965 года стеклопластиковые лопасти для вертолета Ка-15 были запущены в серийное производство.

Определяющим для усталостного ресурса лопасти является характер напряженного состояния в ее комлевой части [1]. Именно здесь возникают максимальные напряжения, вызываемые действием центробежной силы, изгибающих моментов в плоскостях взмаха и вращения, а также крутящего

момента. Кроме того именно в этой части лонжерона расположены отверстия, через которые с помощью болтов лопасть соединяется с переходником.

На рис.1 приведены фотографии комля лопасти вертолета, разрушенного при проведении стендовых испытаний. Эти фотографии наглядно демонстрируют слоистый характер материала. Кроме того можно видеть, что концентрации максимальных напряжений, приведших в конечном счете к разрушению лопасти, локализованы на границе контакта композитного материала лонжерона с болтами узла крепления лопасти.

Также по этому рисунку можно отметить, что в данной конструкции оба отверстия узла крепления имеют одинаковый размер и расположены на одинаковом расстоянии от торца лопасти.

Такое конструктивное решение на первый взгляд представляется очевидным. Однако, если учесть асимметричный характер нагружения (наличие изгибающего момента в плоскости вращения и крутящего момента), то рациональность такого выбора размеров и расположения отверстий вызывает определенные сомнения.

В настоящей статье предпринята попытка оценить возможность снижения опасных напряжений за счет изменения этих факторов.

Для численного моделирования напряженно-деформированного состояния лопастей несущего винта используются математические модели различных уровней: от моделей, основанных на балочной теории [2-5] до детализированных конечно-элементных моделей [6]. Балочные модели предпочтительней при решении задач аэроупругости, моделировании колебаний лопастей на различных режимах. В настоящей работе, однако, используется конечно-элементный подход, так как предметом исследования являются особенности напряженного состояния в ограниченной части лонжерона, точнее, в его комлевой части.



Рис.1. Комель лопасти, разрушенный при стендовых испытаниях.

1. ЦЕЛЬ РАБОТЫ. ВАРЬИРУЕМЫЕ ПАРАМЕТРЫ

В данной работе на основе использования численных методов (МКЭ) выполняется оценка влияния размеров и расположения отверстий на уровень максимальных напряжений в области узлов крепления. Для каждого из вариантов строится своя конечно-элементная модель.

Моделируется комлевая часть лопасти. Размеры, толщины и состав пакетов композитного лонжерона соответствуют данным лопасти вертолета Ка-226.

Исключение составляют размеры и расположение отверстий, которые для разных вариантов модели варьировались

Нагрузка прикладывается к торцевому сечению, по которому комлевая часть лопасти «отсекается» от пера лопасти. Примерный вид конечно-элементной модели лопасти для одного из вариантов расположения отверстий приведен на рис.2.

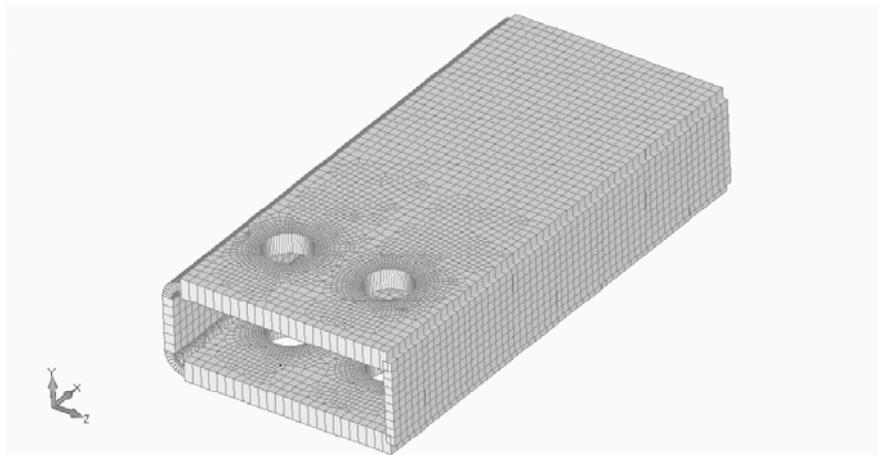


Рис.2. Примерный вид конечно-элементной модели.

Величина нагрузки (центробежная сила, моменты в плоскостях взмаха и вращения) принимаются в соответствии с данными летных испытаний вертолета Ка-226. Моменты имеют статическую (постоянную) и циклическую (переменную) составляющие. Здесь расчеты выполняются для максимальных значений моментов, - решается задача статики.

Принятые условия закрепления, во-первых, запрещают нормальные перемещения в кольцевых областях, соответствующих частям стенок лонжерона, расположенными под гайками и головками болтов узла крепления. Во-вторых, по линии контакта стенок лонжерона с боковыми поверхностями болтов задаются нелинейные условия. Согласно этим условиям для композитных стенок допускается «отлипание» от поверхности болтов и проскальзывание. Соответственно, перемещение композита по направлению внутрь болтов запрещается. Для моделирования такого контакта используются специальные конечные элементы типа «Зазор» (GAP-элементы, см., например, [12]).

Для элементов этого типа задается различная жесткость на растяжение («отлипание» композита от болта) и на сжатие («проникновение» композита в болт). Таким образом, реальная область контакта определяется множеством gap-элементов, работающих на сжатие.

При решении задачи расчета напряженно-деформированного состояния используется итерационный подход, основанный на методе Ньютона-Рафсона с использованием доверительной области. Для обеспечения сходимости решения применяется инкрементальный подход. Нагрузка прикладывается «порциями». Результаты, полученные для очередной порции нагрузки, являются исходными данными для очередного приращения (инкремента) нагрузки.

На рис.3 показаны параметры, которые варьировались при проведении расчетов.

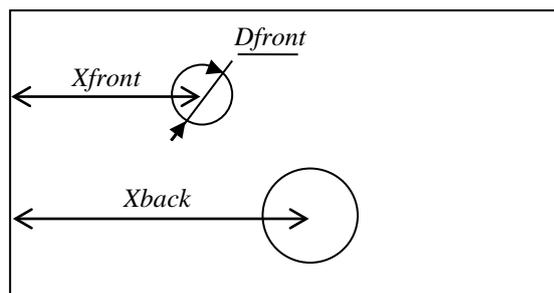


Рис.3. Варьируемые параметры.

Первый варьируемый параметр – разность продольных координат центров отверстий, отнесенных к D - номинальному диаметру

$$p_1 = \frac{X_{front} - X_{back}}{D} \quad (1)$$

Второй варьируемый параметр – отношение диаметра переднего отверстия к номинальному диаметру

$$p_2 = \frac{D_{front}}{D} \quad (2)$$

Для упрощения задачи были приняты следующие допущения:

1. Ближнее к торцу отверстие расположено на расстоянии $1.852D$ от торца.
2. Сумма диаметров обоих отверстий постоянная для всех вариантов

$$D_{front} + D_{back} = 2D \quad (3)$$

3. Координаты z (см. рис.2) для центров отверстий определяются таким образом, что расстояние от края отверстия до границы горизонтальной панели (параллельной оси x) для всех вариантов величина постоянная.

Всего было рассмотрено 45 сочетаний этих двух варьируемых параметров. Для каждого сочетания была построена конечно-элементная модель комля – всего 45 моделей, и выполнены расчеты.

2. ЗАМЕНА МНОГОСЛОЙНОГО МАТЕРИАЛА ЭКВИВАЛЕНТНЫМ ОРТОТРОПНЫМ. ДИАГРАММА ДЕФОРМИРОВАНИЯ МНОГОСЛОЙНОГО МАТЕРИАЛА

Прежде чем приступить к описанию результатов расчетов, здесь необходимо описать еще одно упрощение, используемое при построении расчетной модели комля лопасти несущего винта. Подобная задача, но для фиксированных геометрических параметров была рассмотрена в [7]. В упомянутой работе при определении напряженного состояния определялись значения напряжений для каждого слоя многослойного пакета.

С точки зрения задачи, рассматриваемой в настоящей работе, такой подход представляется малоэффективным. Стенки лонжерона формируются из многослойных пакетов, включающих десятки слоев различного ориентированного ортотропного материала. Как указывалось выше, было рассмотрено 45 расчетных моделей для различных сочетаний варьируемых параметров. Таким образом, анализ и сравнение всех полученных результатов оказался бы трудно обозримой задачей.

Между тем целью настоящего исследования является не определение конкретных напряжений в каждом слое пакета, а сравнение различных вариантов с точки зрения опасности разрушения конструкции. В связи с этим здесь для моделирования композитного материала используется замена в расчетной модели реального многослойного материала эквивалентным ортотропным материалом.

Известно, что мембранные жесткости многослойного материала определяются через характеристики слоев пакета с помощью соотношений [8,9]

$$\begin{aligned}
 B_{11} &= \sum_{\nu} h_{\nu} \left[\bar{E}_1^{\nu} c_{\nu}^4 + \bar{E}_2^{\nu} s_{\nu}^4 + 2H_{12}^{\nu} c_{\nu}^2 s_{\nu}^2 \right], \\
 B_{12} &= B_{21} = \sum_{\nu} h_{\nu} \left[\mu_{12}^{\nu} \bar{E}_1^{\nu} + (\bar{E}_1^{\nu} + \bar{E}_2^{\nu} - 2H_{12}^{\nu}) c_{\nu}^2 s_{\nu}^2 \right], \\
 B_{22} &= \sum_{\nu} h_{\nu} \left[\bar{E}_1^{\nu} s_{\nu}^4 + \bar{E}_2^{\nu} c_{\nu}^4 + 2H_{12}^{\nu} c_{\nu}^2 s_{\nu}^2 \right], \\
 B_{13} &= B_{31} = \sum_{\nu} h_{\nu} c_{\nu} s_{\nu} \left[\bar{E}_1^{\nu} c_{\nu}^2 - \bar{E}_2^{\nu} s_{\nu}^2 - H_{12}^{\nu} (c_{\nu}^2 - s_{\nu}^2) \right], \\
 B_{23} &= B_{32} = \sum_{\nu} h_{\nu} c_{\nu} s_{\nu} \left[\bar{E}_1^{\nu} s_{\nu}^2 - \bar{E}_2^{\nu} c_{\nu}^2 + H_{12}^{\nu} (c_{\nu}^2 - s_{\nu}^2) \right], \\
 B_{33} &= \sum_{\nu} h_{\nu} \left[(\bar{E}_1^{\nu} + \bar{E}_2^{\nu} - 2\mu_{12}^{\nu} \bar{E}_1^{\nu}) s_{\nu}^2 c_{\nu}^2 + G_{12}^{\nu} (c_{\nu}^2 - s_{\nu}^2)^2 \right], \\
 \bar{E}_1^{\nu} &= \frac{E_1^{\nu}}{1 - \mu_{12}^{\nu} \mu_{21}^{\nu}}, \quad \bar{E}_2^{\nu} = \frac{E_2^{\nu}}{1 - \mu_{12}^{\nu} \mu_{21}^{\nu}}, \quad H_{12}^{\nu} = \mu_{12}^{\nu} \bar{E}_1^{\nu} + 2G_{12}^{\nu}, \quad c_{\nu} = \cos \varphi_{\nu}, \quad s_{\nu} = \sin \varphi_{\nu}.
 \end{aligned}
 \tag{4}$$

где ν - номер листа в пакете, $E_1^{\nu}, E_2^{\nu}, G_{12}^{\nu}, \mu_{12}^{\nu}, \mu_{21}^{\nu}$ - модули упругости ν -го слоя, h_{ν}, φ_{ν} - толщина и угол ориентации ν -го слоя.

Эти коэффициенты жесткости устанавливают связь между погонными мембранными силами и соответствующими деформациями

$$\begin{aligned}
 N_z &= B_{11} \varepsilon_z + B_{12} \varepsilon_s + B_{13} \gamma_{zs} + N_z^0, \\
 N_s &= B_{21} \varepsilon_z + B_{22} \varepsilon_s + B_{23} \gamma_{zs} + N_s^0, \\
 N_{zs} &= B_{31} \varepsilon_z + B_{32} \varepsilon_s + B_{33} \gamma_{zs} + N_{zs}^0,
 \end{aligned}
 \tag{5}$$

Сопоставляя (5) и известные выражения закона Гука для ортотропного материала

$$\begin{aligned}
 \varepsilon_1 &= \frac{\sigma_1}{E_1} - \mu_{12} \frac{\sigma_2}{E_2}, \\
 \varepsilon_2 &= \frac{\sigma_2}{E_2} - \mu_{21} \frac{\sigma_1}{E_1}, \\
 \gamma_{12} &= \frac{\tau_{12}}{G_{12}}.
 \end{aligned}
 \tag{6}$$

несложно определить модули упругости и коэффициенты Пуассона, обеспечивающие для эквивалентного однородного ортотропного материала такие же жесткостные характеристики, как и у исходного многослойного материала.

При такой замене, однако, возникает дополнительный вопрос. Для оценки опасности разрушения необходимо сравнить расчетные напряжения с соответствующими пределами прочности. Но если для материалов отдельных слоев такие величины приводятся в технических данных по материалам, то для

многослойных пакетов различного состава таких данных, как правило, не имеется.

Здесь для определения пределов прочности эквивалентного материала используется разработанный специально для решения данной задачи алгоритм определения диаграммы деформирования пакета многослойного материала.

На рис.4 показана диаграмма растяжения-сжатия в направлении основы, полученная для пакета горизонтальных стенок комля лопасти. По горизонтальной оси показаны деформации, по вертикальной – погонная сила.

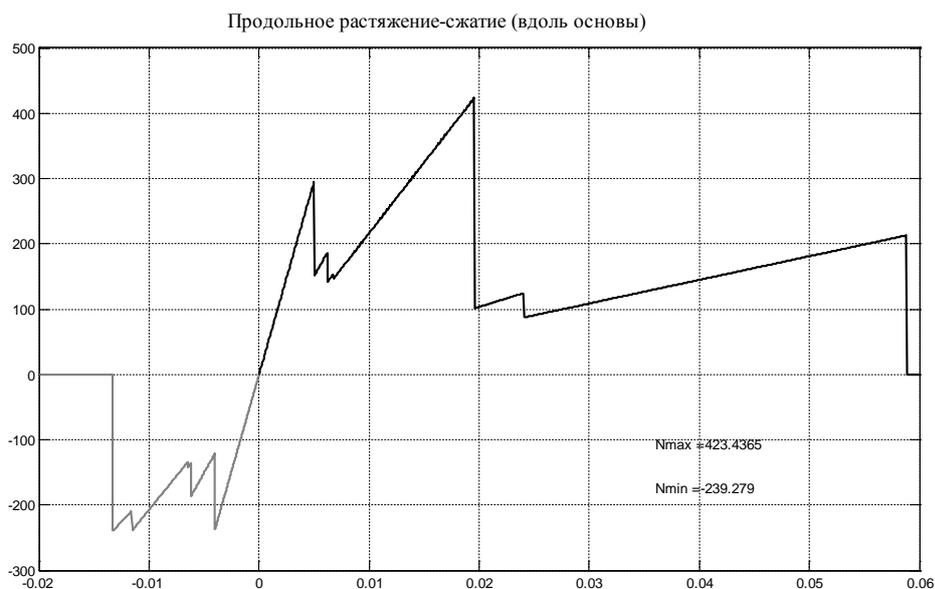


Рис.4. Диаграмма растяжения-сжатия для горизонтальных стенок панели.

Скачки и изменение наклона говорят о том, что в части слоев достигается предельное напряжение и эти слои выключаются из работы.

Аналогичный подход (с аналогичными результатами) был применен в [10]. На рис.5 приведены примеры диаграмм, полученные в этой работе.

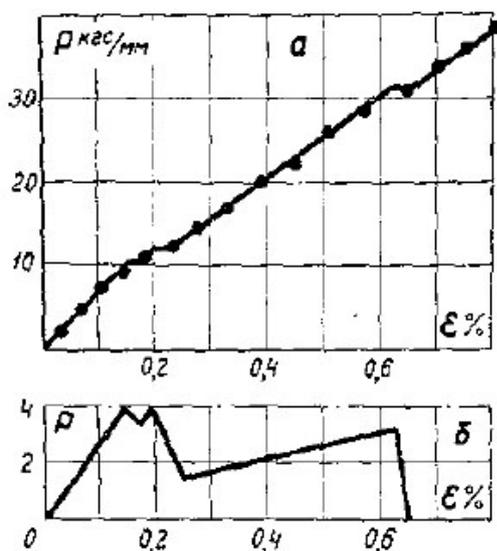


Рис.5. Диаграммы из [10].

Построены также диаграммы и получены значения пределов прочности для деформирования пакета в поперечном направлении и для сдвига.

Замечание. Вид диаграммы деформирования образца при одноосном нагружении, представленный на рис.4, может вызвать вопросы. Более привычным выглядит вид диаграммы на рис.5а, где участки кривой с разным наклоном соединяются горизонтальными отрезками. Диаграммы типа представленной на рис.5а соответствуют испытанию образца для случая, когда при испытаниях (реальных на соответствующем оборудовании, либо виртуальных, с использованием некоторой расчетной модели) заданной величиной является величина нагрузки. При достижении величины нагрузки, при которой часть листов многослойного пакета теряют несущую способность, приведенный модуль упругости скачкообразно снижается и образец удлиняется в соответствии с новым значением жесткости практически мгновенно. Этому скачкообразному изменению жесткости пакета соответствуют горизонтальные участки диаграммы на рис.5а.

Если же при испытаниях детерминированной (задаваемой) величиной является удлинение испытуемого образца, кривая деформирования будет иметь характер, представленный на рис.4. При достижении частью слоев предельной деформации (и, следовательно, напряжений) эти слои выключаются из работы. Соответственно снижается усилие в образце, что на рис.4 отображается скачкообразным снижением усилия. Следует отметить, что и на рис.4, и на рис.5 наклонные участки проходят строго через начало координат.

Здесь надо отметить, что при одномерном напряженном состоянии такие скачкообразные «провалы» кривой напряжения-деформации практически не реализуются, так как происходит немедленный переход на деформации, соответствующие новой жесткости пакета с частично выключенными слоями. Однако при сложном напряженном состоянии, когда может происходить перераспределение напряжений на близлежащие области, возможность таких «скачков» желательно учитывать.

Для задачи, рассматриваемой в настоящей работе, однако, этот вопрос не имеет принципиального значения. При заданных величинах нагрузки композитный материал работает в линейной области. Нелинейный характер решаемой задачи обусловлен исключительно условиями контактного взаимодействия композита с болтами узла крепления. Построение данных диаграмм здесь потребовалось единственно для определения предельных значений погонной нагрузки для пакета, используемых далее при вычислении критерия разрушения Хилла (см. (7)).

3. ОБЗОР ВЫПОЛНЕННЫХ ЧИСЛЕННЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ

Пример деформированной формы комля, полученной для принятых нагрузок для одного из 45-ти вариантов модели приведен на рис.6

Здесь, однако, в связи с поставленной задачей важно иметь возможность сравнить напряженное состояние с точки зрения опасности разрушения. Поскольку для конструкционных материалов пределы прочности известны, как правило, для простейших случаев нагружения, определение момента разрушения в случае сложного, многокомпонентного напряженного состояния представляет известную проблему.

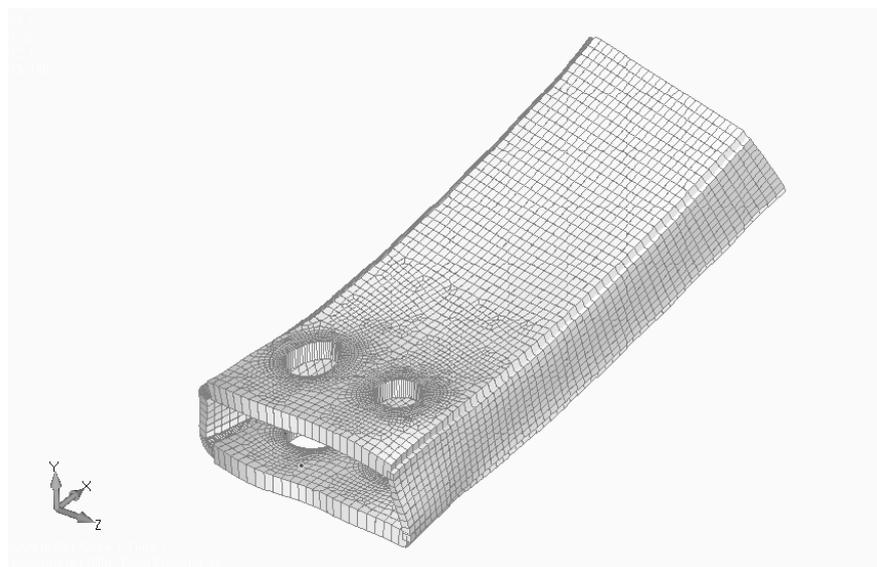


Рис.6. Деформированная форма комля.

Известно много различных критериев прочности, как для изотропных, так и для анизотропных материалов (см., например, [11]). Само изобилие различных критериев говорит о том, что проблема пока далека от окончательного разрешения. Здесь, однако, поскольку материал рассматриваемой лопасти – стеклопластик, представляется обоснованным использование критерия Хилла

$$Failure\ Index = \frac{\sigma_1^2}{X^2} - \frac{\sigma_1\sigma_2}{X^2} + \frac{\sigma_2^2}{Y^2} + \frac{\tau_{12}^2}{S^2} \tag{7}$$

где $\sigma_1, \sigma_2, \tau_{12}$ - напряжения соответственно: нормальные в направлениях основы и утка и напряжения сдвига; X, Y, S - пределы прочности.

Согласно этому критерию при превышении индекса разрушения (Failure Index) значения 1 происходит разрушение материала.

В таблице 1 приведены относительные значения критерия Хилла для 45 рассмотренных вариантов.

Таблица 1.

Максимальные значения критерия Хилла по вариантам.

		$p_1 = \frac{X_{front} - X_{back}}{D}$								
		-1.85	-1.48	-1.11	-0.74	-0.37	0	0.37	0.74	1.11
$P_2 = D_{front} / D$	0.78	0.601	0.663	0.730	0.799	0.864	0.920	0.980	0.996	1.000
	0.89	0.460	0.508	0.559	0.612	0.664	0.706	0.758	0.781	0.781
	1.00	0.373	0.412	0.453	0.496	0.538	0.572	0.624	0.647	0.654
	1.11	0.346	0.329	0.363	0.396	0.430	0.458	0.508	0.533	0.539
	1.22	0.441	0.390	0.346	0.346	0.363	0.386	0.434	0.460	0.469

Замечание. Данные в таблице 1 нормированы, так что максимальное значение критерия приравнивается единице.

Для наглядного представления данные Таблицы 1 представлены на рис.7 в виде трехмерного графика.

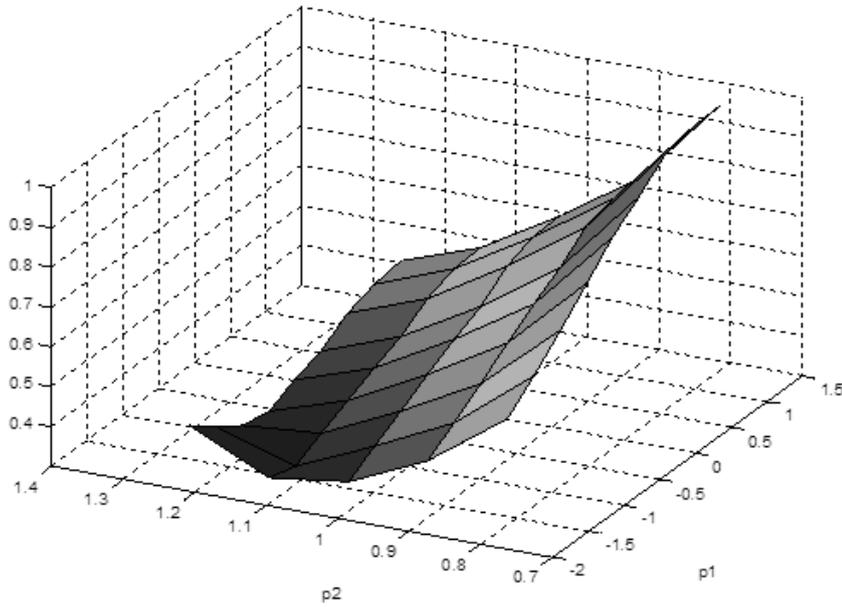


Рис.7. График зависимости максимальных значений критерия Хилла от варьируемых параметров.

Минимальное значение критерия Хилла получено для варианта, для которого отношение диаметра переднего отверстия к диаметру заднего равно 5:4, и заднее отверстие смещено по отношению к переднему на 1.5D.

На рис.8 показано расположение и размеры отверстий и распределение касательных напряжений в нижней пластине для этого варианта.

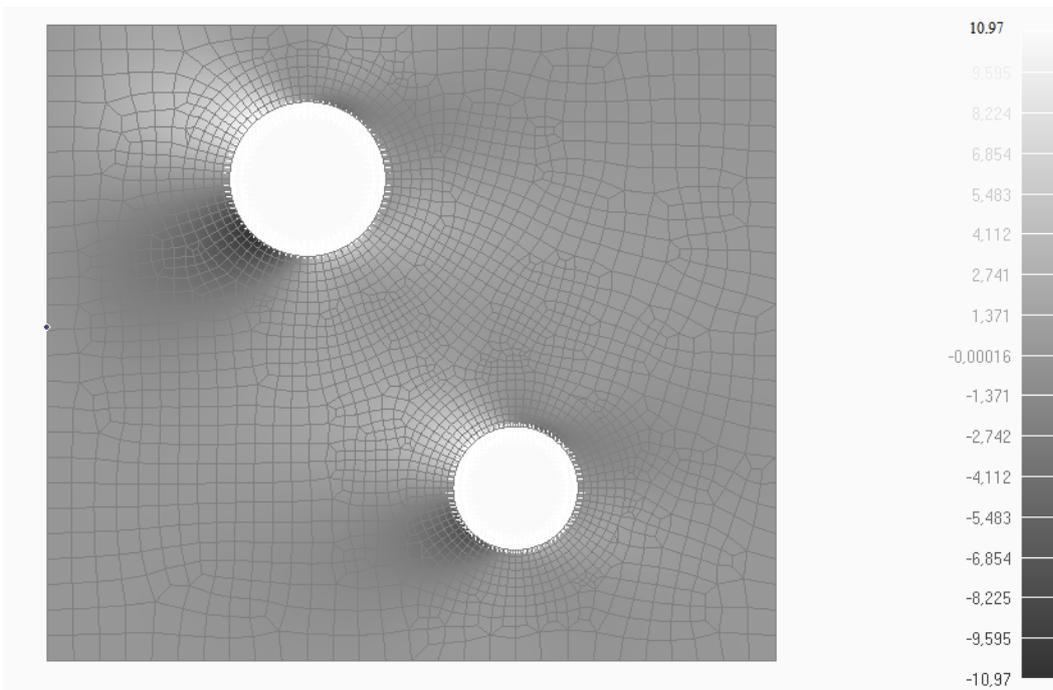


Рис.8. Распределение касательных напряжений для варианта $p_1=-1.48$, $p_2=1.11$.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Прежде всего, следует отметить, что данная работа носит предварительный характер. Несмотря на большой объем выполненных расчетов исчерпывающего ответа на поставленный вопрос не получено.

Хотя, по-видимому, можно сказать, что предложенный вариант расположения и размеров предпочтительней принятого на сегодня, но и считать его оптимальным нельзя.

Во-первых, ограничения, сформулированные в пункте 3, носят довольно искусственный характер. Они сделаны для того, чтобы сделать задачу обозримой, решаемой в разумные сроки. Для поиска действительно оптимального решения необходимо отказаться от этих ограничений, либо хотя бы смягчить их.

Во-вторых, в данной работе для сравнения вариантов использовался только один критерий. Очевидно, этого мало. Для всестороннего решения необходимо ввести критерии, оценивающие технологичность конструкции, жесткость и, вероятно, другие критерии. При использовании нескольких критериев поиск рационального решения должен проводиться методами векторной оптимизации.

ЛИТЕРАТУРА

1. Cardenas D., Elizalde H., Marzocca P., Abdi F., Minnetyan L., Probst O. *Progressive failure analysis of thin-walled composite structures* // Composite Structures. – 2013. – No.95. – Pp.53-62.
2. Бурцев Б.Н., Рябов В.И., Селеменев С.В. *Математическое моделирование упругих деформаций лопастей несущих винтов вертолетов Ка-226 и Ка-26 при раскрутке и остановке винтов в условиях ветра* / Труды восьмого форума РосВО. – Москва, 19-20 марта 2008. – р.р. No.2_01-1–14.
3. Гирфанов А.М. *Математическая модель сложного пространственного деформирования лопасти несущего винта при произвольном движении вертолета* // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. – 2009. – № 4(20). – С.26-34.
4. Гирфанов А.М. *Численные модели и методы исследования нагружения вертолета с бесшарнирным несущим винтом* / Диссертация на соискание ученой степени доктора технических наук. – Казань: КНИТУ-КАИ, 2012. – 339с.
5. Ивчин В.А., Аверьянов И.О. *Разработка метода расчета деформаций упругой лопасти несущего винта вертолета в плоскостях тяги, вращения и кручения путем прямого интегрирования* // Научный Вестник МГТУ ГА. – 2011. – №172. – С. 78-85.
6. Голованов А.И., Митряйкин В.И., Шувалов В.А. *Механика бесшарнирных винтов вертолета*. – Казань: Изд-во Казан. Ун-та, 2015. – 260с.
7. Бурцев Б.Н., Тютюнников Н.П. *Особенности напряженно-деформированного состояния комлевой части лопасти несущего винта* // Механика композиционных материалов и конструкций. – 2012. – Т.18. – № 4. – С.552-561.
8. Васильев В.В. *Механика конструкций из композиционных материалов*. – М.: Машиностроение, 1988 – 272 с.
9. Васильев Д.В. *Расчет тонкостенных анизотропных композитных стержней* / Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук. – М.: МАТИ, 2001. – 166 с.

10. Васильев В.В., Дудченко А.А., Елпатьевский А.Н. *Об особенностях деформирования ортотропного стеклопластика при растяжении* // Механика полимеров. – 1970. – №1. – С.144-147.
11. Гольденблат И.И., Копнов В.А. *Критерии прочности изотропных и анизотропных материалов.* – М.: Военная инженерная академия им. Дзержинского, 1971. – 128 с.
12. Рычков С.П. *Моделирование конструкций в среде Femap with NX Nastran.* – М.: ДМК-пресс, 2012. – 784с.

REFERENCES

1. Cardenas D., Elizalde H., Marzocca P., Abdi F., Minnetyan L., Probst O. *Progressive failure analysis of thin-walled composite structures.* Composite Structures, 2013, No.95, Pp.53-62.
2. Burtsev B.N., Riabov V.I., Selemenev S.V. *Matematicheskoe modelirovanie uprugikh deformatsij lopastej nesushchikh vintov vertoletov Ka-226 i Ka-26 pri raskrutke i ostanovke vintov v usloviyakh vetra [Mathematical modeling of the elastic deformations of the rotor blades of the Ka-226 and Ka-26 helicopter rotors during propeller spinning and stopping in wind conditions].* Trudy vos'mogo foruma RosVO, Moskva, 19-20 marta 2008, p.p. No.2_01-1-14.
3. Girfanov A.M. *Matematicheskaya model' slozhnogo prostranstvennogo deformirovaniya lopasti nesushchego vinta pri proizvol'nom dvizhenii vertoleta [Mathematical model of complex spatial deformation of the main rotor blade with arbitrary movement of the helicopter].* Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta, 2009, No.4(20), Pp.26-34.
4. Girfanov A.M. *Chislennye modeli i metody issledovaniya nagruzheniya vertoleta s bessharnirnym nesushchim vintom [Numerical models and methods for studying the loading of a helicopter with a hingeless rotor].* Dissertatsiya na soiskanie uchenoj stepeni doktora tekhnicheskikh nauk, Kazan', KNITU-KAI, 2012, 339 p.
5. Ivchin V.A., Aver'ianov I.O. *Razrabotka metoda rascheta deformatsii uprugoj lopasti nesushchego vinta vertoleta v ploskostyakh tiagi, vrashcheniya i krucheniya putem priamogo integrirvaniya [Development of a method for calculating the deformations of an elastic blade of a helicopter main rotor in the planes of traction, rotation and torsion by direct integration].* Nauchnyi Vestnik MGTU GA, 2011, No.172, Pp.78-85.
6. Golovanov A.I., Mitriaikin V.I., Shuvalov V.A. *Mekhanika bessharnirnykh vintov vertoleta. [Mechanics of helicopter hingeless screws].* Kazan', Izd-vo Kazanskogo Universiteta, 2015, 260 p.
7. Burtsev B.N., Tiutiunnikov N.P. *Osobennosti napriazhenno-deformirovannogo sostoianiia komlevoi chasti lopasti nesushchego vinta [Features of the stress-strain state of the base section of the rotor blade].* Mekhanika kompozitsionnykh materialov i konstruksii, 2012, Vol.18, No.4, Pp.552-561.
8. Vasil'ev V.V. *Mekhanika konstruksij iz kompozitsionnykh materialov [Mechanics of constructions from composite materials].* Moskva, Mashinostroenie, 1988, 272 p.
9. Vasil'ev D.V. *Raschet tonkostennykh anizotropnykh kompozitnykh sterzhnej [Calculation of thin-walled anisotropic composite rods].* Dissertatsiya na soiskanie uchenoi stepeni kandidata tekhnicheskikh nauk, Moskva, MATI, 2001, 166 p.
10. Vasil'ev V.V., Dudchenko A.A., Elpat'evskii A.N. *Ob osobennostyakh deformirovaniya ortotropnogo stekloplastika pri rastiashenii [On the features of*

- deformation of orthotropic fiberglass in tension*]. Mekhanika polimerov, 1970, No.1, Pp.144-147.
11. Gol'denblat I.I., Kopnov V.A. *Kriterii prochnosti izotropnykh i anizotropnykh materialov [Criteria for the strength of isotropic and anisotropic materials]*. Moskva, Voennaya inzhenernaya akademiya im. Dzerzhinskogo, 1971, 128 p.
 12. Rychkov S.P. *Modelirovanie konstruksii v srede Femap with NX Nastran [Modeling of structures in the Femap with NX Nastran environment]*. Moskva, DMK-press, 2012, 784 p.

Поступила в редакцию 10 мая 2018 года.

Сведения об авторе:

Тютюнников Николай Петрович – д.т.н., в.н.с., ФГБУН Институт прикладной механики РАН, г. Москва, Россия; e-mail: nicpet@list.ru