

Разработка перспективной конструктивно-силовой схемы композитного крыла летательного аппарата типа «летающее крыло» на основе параметрического моделирования

© С.В. Барановски, М.С. Чудинова

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Российская Федерация

Исследования в области повышения характеристик летательных аппаратов и поиск новых принципиальных решений при удовлетворении жестким требованиям являются актуальными. Возможные пути решения данной задачи заключаются в совместном рассмотрении трех уровней проектирования: создание новых аэродинамических схем, силового каркаса и отдельных компоновок. Проведено исследование летательного аппарата типа «летающее крыло» и его внутреннего силового набора. Определены аэродинамические нагрузки, по которым в дальнейшем выполнялся расчет силовой схемы. Рассмотрены классические и криволинейные силовые схемы, элементы которых представлены листовыми телами нулевой толщины. При проектировании силовой схемы варьировалось расположение элементов, шаг и направление установки нервюр. На основе параметрического моделирования и проведенных расчетов разработана перспективная криволинейная конструктивно-силовая схема крыла с учетом применения композиционных материалов. Показано преимущество перспективной силовой схемы перед классической. Особое внимание уделялось процессу моделирования укладки монослоев композиционного материала в элементах крыла. На основе проведенных расчетов и оптимизации углов укладки получены рациональные варианты для каждого из элементов. Спроектированная схема позволяет повысить удельные характеристики крыла, что обеспечивает необходимую прочность конструкции.

Ключевые слова: летательный аппарат, «летающее крыло», композиционный материал, параметрическое моделирование, конструктивно-силовая схема, криволинейные элементы

Введение. Современное авиастроение постоянно развивается, и постоянно возрастают требования к летательным аппаратам (ЛА), относящиеся к обеспечению и повышению безопасности полета, снижению их стоимости, увеличению дальности и т. д. Для того чтобы их удовлетворять, необходимо решать множество задач, связанных с усовершенствованием характеристик ЛА. Полученные решения могут заключаться в модернизации существующих и в создании новых ЛА с нетрадиционными аэродинамическими схемами, в конструкциях которых широко применяются полимерные композиционные материалы (ПКМ). Кроме того, использование композитов играет ключевую роль в решении одной из центральных проблем авиационной отрасли — снижение массы конструкции без потери прочности и жесткости. В значительной мере выполнение этого требования обеспечивается выбором материала и совершенством технологии

изготовления конструкций из него. Перспективные силовые схемы составных частей ЛА из ПКМ могут обеспечить выполнение этих требований и достижение нового уровня характеристик изделия.

Вопросом разработки аэродинамических схем ЛА, в частности компоновочной схемы «летающее крыло», занимаются зарубежные и отечественные специалисты. Выявлено, что при такой аэродинамической схеме подъемная сила увеличивается на 15...20 %, расход топлива снижается на 24 %, а вес конструкции уменьшается на 15 % [1]. Комплексные исследования в данной области включают в себя разработку геометрического облика ЛА [2, 3], анализ интерференционного сопротивления переходного отсека от крыла к фюзеляжу для определения оптимальной формы данного узла [4] и выбора аэродинамического профиля [5].

Проектирование крыла — сложная междисциплинарная задача, при решении которой приходится учитывать множество противоречащих друг другу требований в области аэродинамики, прочности, технологии и т. д. Для повышения летных характеристик применяются различные методики расчета составных частей ЛА [6–8], в том числе оптимальное проектирование [9], основанное на методах многокритериальной параметрической и топологической оптимизации. Методы параметрической оптимизации позволяют совершенствовать каркас классической конструктивно-силовой схемы (КСС) крыла путем выбора количества прямолинейных силовых элементов, их расположения, формы и материала [10]. Многие исследовательские работы направлены на применение метода топологической оптимизации, заключающегося в рациональном распределении материала в области проектирования при воздействии на нее заданных нагрузок [11, 12]. Предложены методики, основанные на последовательном применении методов параметрической и топологической оптимизации [13, 14], двухуровневой оптимизации, в которую входят расчет жесткости каждой панели и определение наилучшей компоновки всего агрегата [15]. Не менее важный этап проектирования крыла — разработка аэродинамического профиля, от которого зависят характеристики в целом [16]. Проводятся работы в области оптимизации формы и геометрических обводов [17], оптимизации конструкции выемок на корпусе ЛА для повышения аэродинамической эффективности [18].

Значимым этапом формирования необходимых свойств изделия является определение оптимальной укладки монослоев, адаптированной под действующие нагрузки, в элементах силовой конструкции. Выбор направления слоев — одна из основных особенностей проектирования крыла из ПКМ [19]. Проводятся численные и экспериментальные исследования в области анализа композитных панелей переменной жесткости [20], влияния углов ориентации слоев на

массу и несущую способность панелей из слоистого композита [21], определения оптимальных толщин слоев и схем укладки [22], а также применения комбинации разнотолщинных слоев полимера с разным армирующим компонентом [23].

Повышение требований к безопасности полета, топливной эффективности, дальности и снижению массы конструкции обуславливает необходимость перехода от классических решений к инновационным компоновочным и силовым схемам. «Летающее крыло» демонстрирует значительный потенциал в улучшении аэродинамических и массовых характеристик ЛА. Следовательно, разработку новых самолетов с применением перспективных схем и использованием ПКМ можно считать актуальной задачей.

Цель данной работы — повышение удельных характеристик крыла в результате применения перспективных КСС и ПКМ.

Исходные данные. В качестве объекта исследования выбрано представленное на рис. 1 крыло ЛА, имеющее следующие параметры: размах крыла 60 м, бортовая хорда $b_{\text{борт}} = 8,7$ м, концевая хорда $b_{\text{конц}} = 2,7$ м, угол стреловидности $\chi = 30^\circ$, площадь крыла в плане $S_{\text{кр}} = 307,05 \text{ м}^2$.

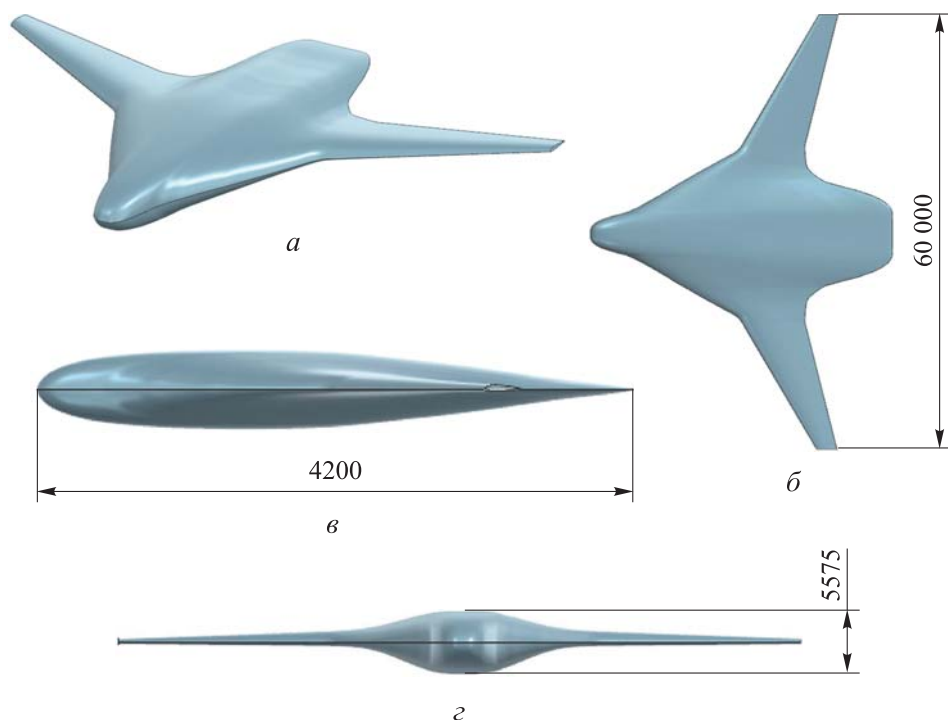


Рис. 1. Виды летательного аппарата типа «летающее крыло»:

а — изометрический; *б* — в плане; *в* — сбоку; *г* — спереди

В качестве нагрузок на конструкцию приняты собственная масса крыла и давление набегающего потока воздуха. Расчет аэродинамики проводился для крейсерского режима полета, характерного для пассажирских авиалайнеров. Была принята скорость 800 км/ч (222 м/с) на высоте 10 000 м. Воздух считался совершенным газом, параметры воздушной среды, соответствующие данной высоте, взяты по ГОСТ 4401–81. Для решения задачи внешней аэродинамики, заключающейся в обтекании твердых тел потоком воздуха, использовался модуль CFX программного комплекса ANSYS. Расчетный объект (воздушная среда) моделировался параллелепипедом размерами $50 \times 62 \times 26$ м, из которого вычтена форма крыла. Параметры воздушного потока задавались на входе в область и на выходе из нее, на поверхности твердых тел накладывалось условие прилипания потока, для остальных поверхностей применялось условие свободного течения. В ходе расчета были получены данные о распределении давления по поверхности крыла и его численные значения (рис. 2, а). График распределения давления по профилю крыла в сечении $p(x)$, где x — относительная координата точки профиля, представлен на рис. 2, б.

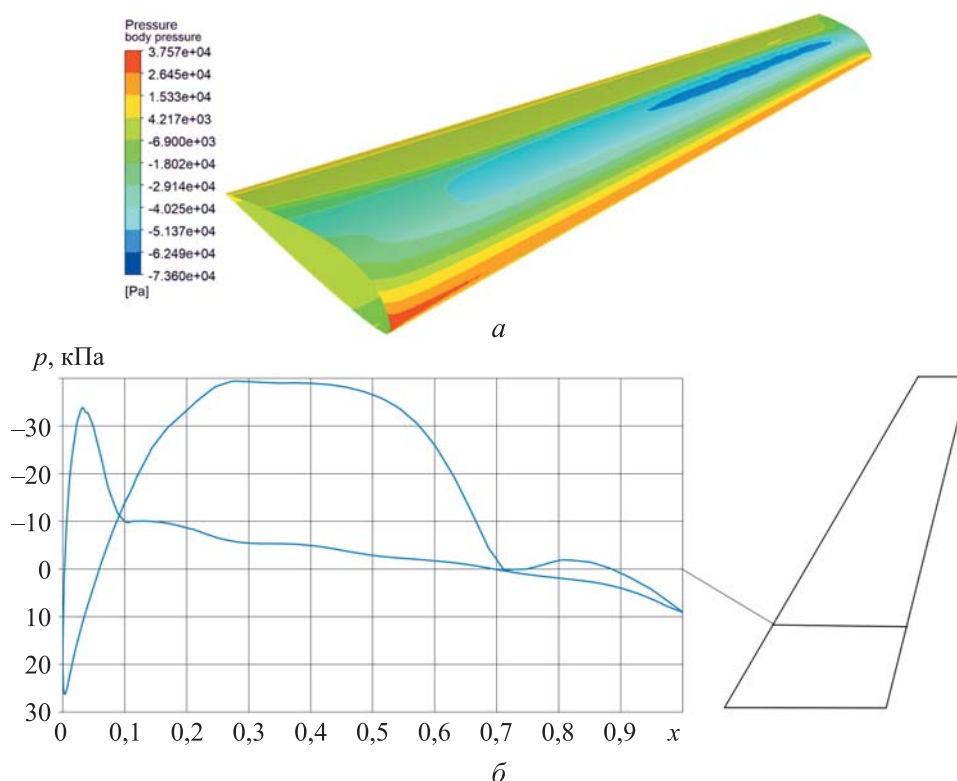


Рис. 2. Распределение давления, Па:
а — по поверхности крыла; б — в сечении профиля

В качестве первоначального материала для расчетов был выбран двухосно армированный углепластик на основе эпоксидного связующего. Физико-механические характеристики материала представлены ниже:

Плотность, кг/м ³	1550
Модуль упругости, ГПа:	
E_x	50,6
E_y	50,6
E_z	4,16
Коэффициент Пуассона:	
ν_{xy}	0,42
ν_{yz}	0,32
ν_{xz}	0,32
Модуль сдвига, ГПа:	
G_{xy}	29,7
G_{yz}	3,69
G_{xz}	3,69

Разработка конструктивно-силовых схем. В качестве исходной схемы рассматривалась КСС классического вида с прямолинейными элементами. При расчете все элементы задавались листовыми телами нулевой толщины, которые были классифицированы по группам: обшивки (верхняя и нижняя), стрингеры, лонжероны и нервюры. Для того чтобы получить рациональный вариант силовой схемы, применялся метод параметрической оптимизации, осуществляемый в ANSYS, модуле Response Surface Optimization. Для расчета в качестве варьируемых параметров принимались расположения элементов относительно хорды крыла (рассматривалось по три типовых шага) (табл. 1) и направление установки нервюр (ориентация плоскости по полету или перпендикулярно заднему лонжерону). Толщины элементов также представлены в табл. 1.

Таблица 1

Варьируемые параметры КСС для расчета

Элемент крыла	Варианты шага установки			Размерность шага установки	Толщины элементов крыла, мм
Передний лонжерон	15	20	25	% от хорды	10
Задний лонжерон	60	65	70	% от хорды	14
Стрингер	0,2	0,22	0,24	м	4
Нервюра	20	30	40	% от САХ	4
Обшивка	—	—	—	—	6
Примечание: САХ — средняя аэродинамическая хорда крыла.					

В расчетной модели крыла были заданы следующие переменные: шаг стрингеров — $Step_str$; шаг переднего лонжерона — $Step_l1$; шаг заднего лонжерона — $Step_l2$; шаг нервюр — $Step_n$ (рис. 3, а). Такое

представление модели позволило автоматически перестраивать силовую схему и рассматривать всевозможные комбинации варьируемых параметров КСС. В рамках данного метода целевой функцией была выбрана минимизация значения прогиба крыла и минимизация напряжений, т. е. решалась двухкритериальная задача оптимизации. Для получения значений целевой функции проводился прочностной расчет в ANSYS, модуле Static Structural для каждого варианта КСС. Вид оптимизированной КСС представлен на рис. 3, б.

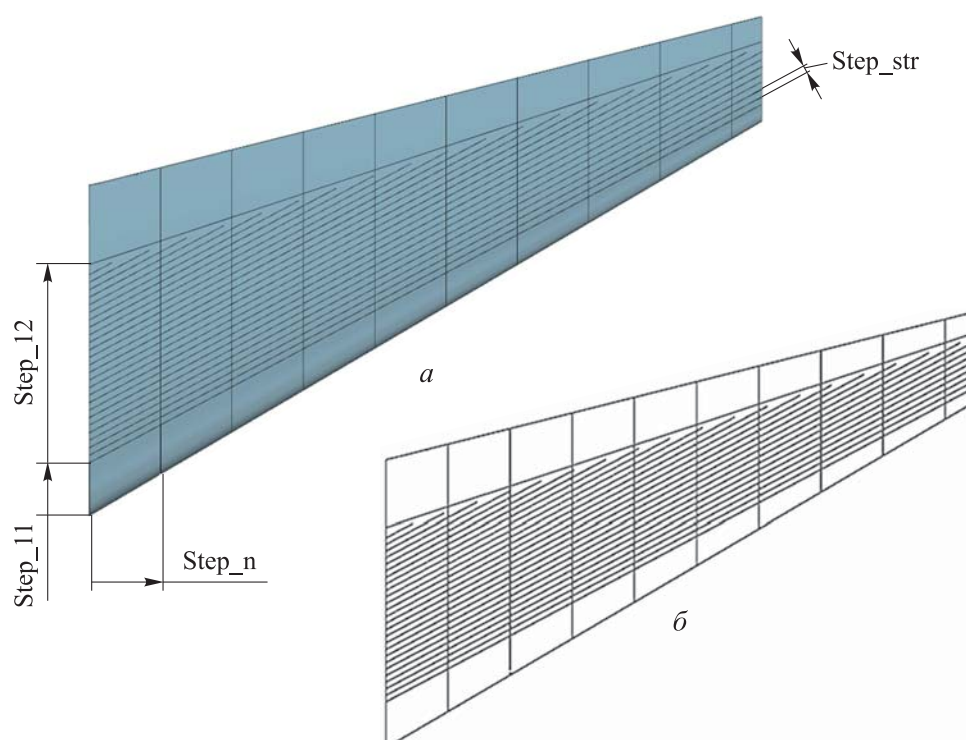


Рис. 3. Параметрическая модель крыла (а) и оптимальная классическая КСС (б)

В результате использования метода параметрической оптимизации были рассчитаны 8634 вариантов КСС и построен график распределения величин по соотношению прогиб — напряжение. На рис. 4, а можно заметить, что рассматриваемые варианты КСС преимущественно расположены в области значений прогиба до 2,5 м, а затем наблюдается скачок в перемещениях до значений, недопустимых в конструкции. В связи с этим для дальнейшего анализа рассматривались КСС со значениями прогиба до 2,5 м, т. е. до красной линии на рис. 4, б.

После проведения анализа полученных данных была выбрана оптимальная КСС по соотношению прогиб — напряжение, состоящая из 11 нервюр (1 бортовая, 1 концевая и 9 нервюр, ориентированных

по полету с шагом 30 % от САХ), двух лонжеронов (передний с шагом 16 % от хорды, задний — 60 % от хорды), 50 стрингеров с шагом 0,2 м и двух обшивок (см. рис. 3, б).

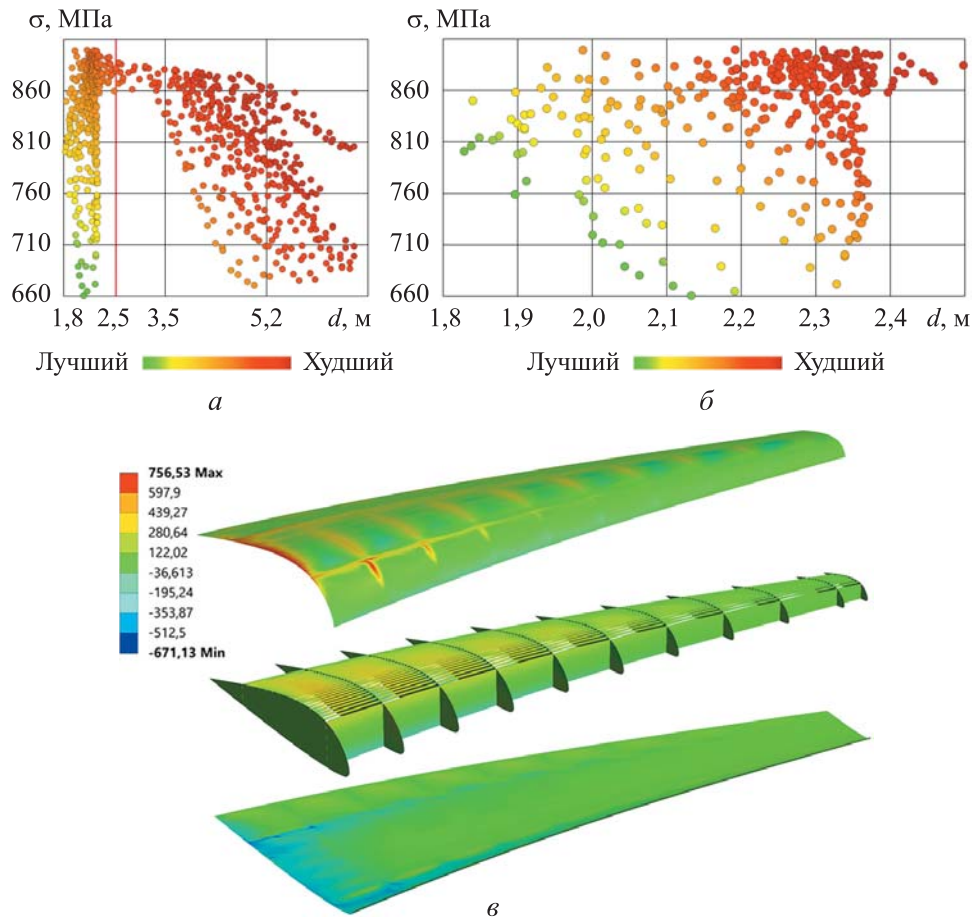


Рис. 4. Результаты прочностного расчета распределения напряжения σ и прогиба d для разных вариантов КСС:

a — общее число вариантов; b — число рассматриваемых вариантов; $в$ — распределение нормальных напряжений в элементах крыла, МПа

В результате проведения прочностного расчета разработанной классической КСС получено распределение нормальных напряжений (рис. 4, в). Анализ результатов показывает, что обшивка работает совместно с продольными и поперечными элементами крыла, перераспределяя нагрузку на них. Наибольшее нагружение наблюдается в зоне контакта второй нервюры с задним лонжероном и верхней обшивкой (756,53 МПа). Корневая часть крыла испытывает более интенсивное нагружение, чем концевая, что обусловлено разбросом значений аэродинамических нагрузок и распределением силовых потоков вдоль размаха крыла. Максимальные перемещения возникают

на конечном участке крыла (2,68 м), тогда как в области бортовой нервюры они практически отсутствуют.

КСС с криволинейными элементами. Для повышения эффективности авиалайнера предлагается применение новых перспективных КСС. На основе ранее спроектированного крыла с классической КСС проводилась разработка крыла с криволинейными силовыми элементами. Место и направление установки элементов сохранялись. Для расчета в качестве варьируемых параметров принимались радиусы кривизны элементов в следующих диапазонах: нервюры — 15...35 м, стрингеры — 120...200 м, передний лонжерон — 120...200 м, задний лонжерон — 80...160 м. Для стрингеров, лонжеронов и нервюр, кроме бортовой и концевой, был выбран одинарный радиус кривизны с сохранением направления установки элементов. После анализа напряженно-деформированного состояния нервюр в классической КСС была выбрана выпуклая форма нервюры относительно хорды крыла по направлению к бортовой нервюре.

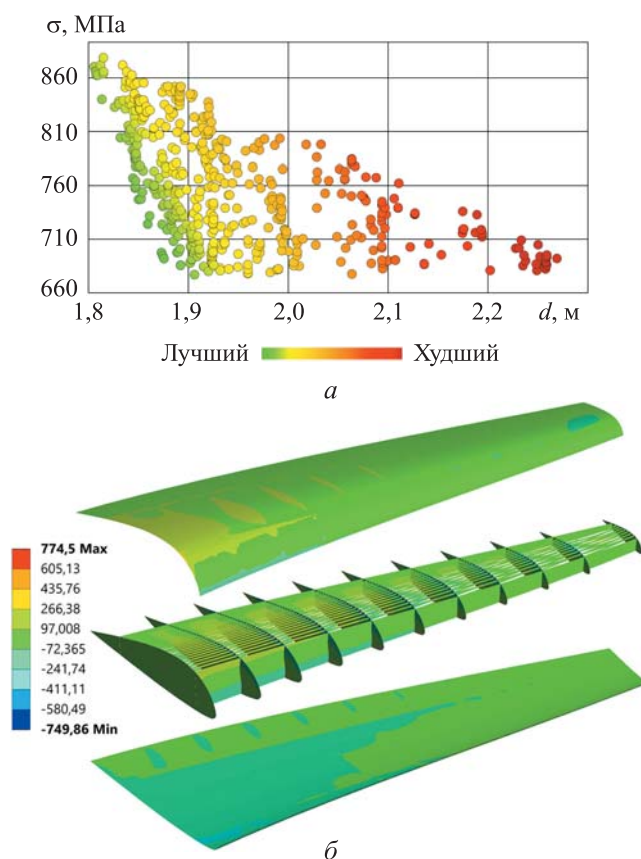


Рис. 5. Распределение напряжения σ и прогиба d для различных вариантов КСС (а) и нормальных напряжений в элементах крыла, МПа, (б) в результате прочностного расчета

Аналогично описанному методу параметрической оптимизации в случае классической КСС, проводилась параметрическая оптимизация для получения оптимальной криволинейной КСС. В результате было рассчитано 8136 вариантов криволинейных схем. График распределения величин по соотношению напряжение — прогиб представлен на рис. 5, *а*. В результате анализа полученных данных была выбрана оптимальная криволинейная КСС и проведен ее прочностной расчет, в результате которого получено распределение нормальных напряжений в элементах крыла (рис. 5, *б*). В данном случае максимальное нагружение испытывает шестая нервюра в месте соединения со стрингерами и нижней обшивкой (774,5 МПа). Максимальные перемещения возникают в концевой части крыла (2,33 м), минимальные — в корневой.

Оптимальная криволинейная КСС представлена на рис. 6, *а*. Радиусы кривизны у элементов: нервюры (кроме бортовой и концевой) — 34,3 м; передний лонжерон — 175,8 м; задний лонжерон — 122 м; стрингеры — 175,8 м (рис. 6, *б*).

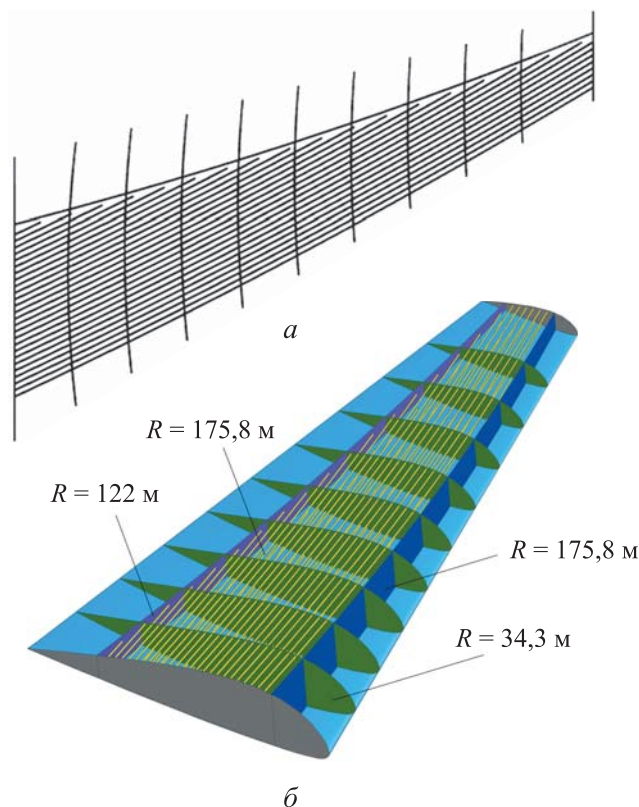


Рис. 6. Оптимальная КСС с криволинейными элементами:
а — схема крыла в плане; *б* — радиусы кривизны R основных групп элементов
 (■ — передний лонжерон, ■ — задний лонжерон, ■ — стрингеры, ■ — нервюры)

При сравнении результатов расчетов силовых схем в криволинейной КСС наблюдается снижение прогиба на 13,6 %, увеличение массы на 0,6 %, снижение напряжений на 2,3 % относительно классической схемы. Таким образом, можно сделать вывод, что криволинейная схема демонстрирует увеличение жесткостных характеристик конструкции. В криволинейной КСС отмечается более сложное напряженно-деформированное состояние, которое необходимо учитывать при расчетах и проектировании. Переход от прямых элементов к криволинейным приводит к снижению действующих напряжений в нервюрах, стрингерах и лонжеронах, но повышению напряжений в обшивках, поэтому нужно уделить внимание изучению аспекта, связанного с механикой тонкостенных оболочек для более эффективного перераспределения нагрузки на обшивку.

Проектирование укладки ПКМ в элементах крыла. Моделирование укладки монослоев ПКМ в элементах крыла проводилось для криволинейной КСС в программном комплексе ANSYS, модуле Composite PrePost, а оптимизация — в модуле Response Surface Optimization. Толщина монослоя принималась равной 0,2 мм. В качестве материала был выбран препрег на основе однонаправленной углеродной ленты.

Аэродинамическая нагрузка, полученная ранее, передавалась на внешнюю поверхность крыла — обшивку. Силовые элементы были классифицированы по группам: нервюры, стрингеры, лонжероны и обшивка. В рамках оптимизации целевой функцией была выбрана минимизация значения прогиба крыла и минимизация напряжений в элементе. Для получения значений целевой функции для каждого варианта укладки проводился прочностной расчет КСС в модуле Static Structural. Выполнялось варьирование угла укладки для каждой группы элементов в диапазоне $[-90^\circ/90^\circ]$ с шагом 1° .

В результате расчета и оптимизации углов укладки для каждого элемента было получено несколько вариантов комбинаций углов ориентации слоев и выбран один оптимальный по соотношению прогиб — напряжение. Для переднего и заднего лонжеронов была принята повторяющаяся укладка, т. е. по толще детали комбинация укладки слоев повторяется определенное число раз. Оптимальные укладки монослоев в элементах крыла представлены в табл. 2.

После вычисления углов укладки ПКМ в элементах крыла был выполнен прочностной расчет крыла с учетом углов армирования элементов. В результате было получено распределение нормальных напряжений в элементах крыла, под действием аэродинамической нагрузки и массово-инерционных сил (рис. 7, а). В данном случае максимальное нагружение испытывает передний лонжерон в зоне контакта с нервюрой и верхней обшивкой (1252,8 Па). Максимальные перемещения возникают в концевой части крыла (1,79 м), минимальные — в корневой (рис. 7, б).

Оптимальные углы укладки монослоев в элементах крыла

Элемент крыла	Углы укладки монослоев, град	Число слоев
Нервюра	$[-30^\circ/15^\circ/60^\circ/-75^\circ/-30^\circ/-30^\circ/15^\circ/60^\circ/-75^\circ/-30^\circ/-30^\circ/15^\circ/60^\circ/-75^\circ/-30^\circ/29^\circ/16^\circ/61^\circ/-74^\circ/-29^\circ]$	20
Стрингер	$[-45^\circ/0^\circ/45^\circ/-90^\circ/-45^\circ/-3^\circ/42^\circ/87^\circ/-48^\circ/-3^\circ/-65^\circ/-20^\circ/25^\circ/70^\circ/-65^\circ/-63^\circ/-18^\circ/27^\circ/72^\circ/-63^\circ]$	20
Верхняя обшивка	$[-53^\circ/-8^\circ/37^\circ/82^\circ/-53^\circ/-67^\circ/-22^\circ/23^\circ/68^\circ/-53^\circ/-29^\circ/16^\circ/61^\circ/-74^\circ/-29^\circ/-52^\circ/-7^\circ/38^\circ/83^\circ/-52^\circ/-7^\circ/38^\circ/83^\circ/-52^\circ/-7^\circ/-5^\circ/40^\circ/85^\circ/-50^\circ/-5^\circ]$	30
Нижняя обшивка	$[53^\circ/-82^\circ/-37^\circ/8^\circ/53^\circ/35^\circ/80^\circ/-55^\circ/-10^\circ/35^\circ/16^\circ/61^\circ/-74^\circ/-29^\circ/16^\circ/53^\circ/-82^\circ/-37^\circ/8^\circ/53^\circ/11^\circ/53^\circ/-79^\circ/-34^\circ/11^\circ/53^\circ/-82^\circ/-37^\circ/8^\circ/53^\circ]$	30
Передний лонжерон	$[9^\circ/54^\circ/-81^\circ/-39^\circ/9^\circ/4^\circ/49^\circ/-86^\circ/-41^\circ/4^\circ/0^\circ/45^\circ/90^\circ/-45^\circ/0^\circ/0^\circ/45^\circ/90^\circ/-45^\circ/0^\circ/90^\circ/-45^\circ/0^\circ/45^\circ/90^\circ]_2$	50
Задний лонжерон	$[-74^\circ/-29^\circ/16^\circ/61^\circ/-74^\circ/-55^\circ/-10^\circ/35^\circ/80^\circ/-55^\circ/-41^\circ/4^\circ/49^\circ/-86^\circ/-41^\circ/-44^\circ/1^\circ/46^\circ/-89^\circ/-44^\circ/-47^\circ/-2^\circ/43^\circ/88^\circ/-47^\circ/-13^\circ/32^\circ/77^\circ/-58^\circ/-13^\circ/-48^\circ/-3^\circ/42^\circ/-93^\circ/-48^\circ]_3$	70

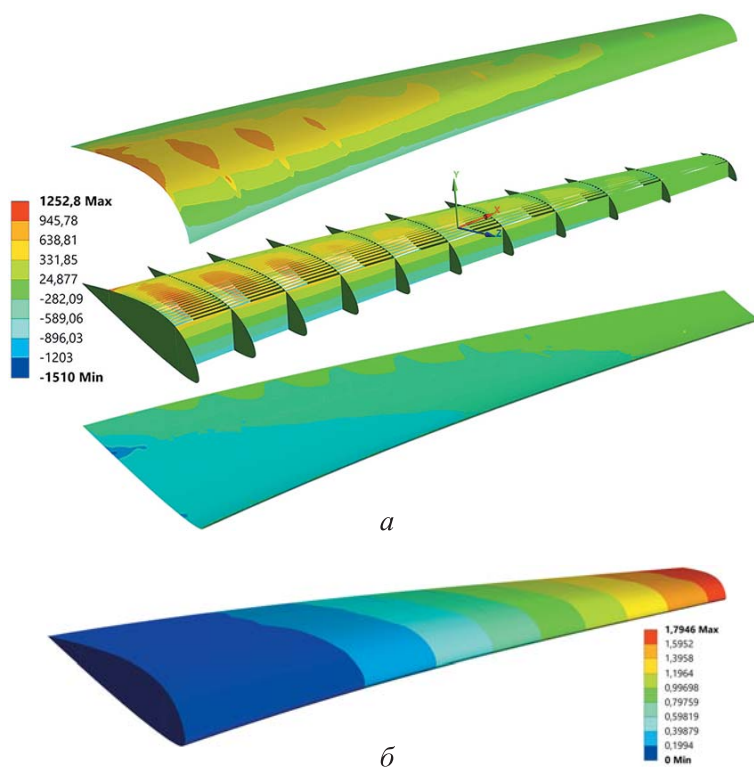


Рис. 7. Результаты прочностного расчета:

a — распределение нормальных напряжений в элементах крыла, Па;
б — прогиб крыла, м

Сравнение результатов расчетов криволинейной КСС без оптимизации укладки ПКМ и с оптимальной укладкой показывает, что прогиб снижается на 22,5 % при незначительном увеличении массы (до 0,6 %). Это обусловлено тем, что при проектировании ПКМ выбирается такая последовательность углов укладки, которая максимально учитывает анизотропию свойств ПКМ, снижая общую деформацию элементов. Спроектированная выкладка полностью адаптирована под действующую нагрузку, что приводит к эффективному распределению напряжений. Также наблюдается снижение потенциальной энергии деформации на 40,5 %, что положительно влияет на жесткость крыла.

Заключение. Рассмотрены классические и криволинейные КСС, а также выбраны укладки слоев ПКМ для элементов крыла с учетом анизотропии материала. Применение криволинейных элементов в совокупности с оптимизацией укладок под действующие нагрузки позволяет повысить жесткость конструкции крыла при незначительном увеличении массы. Перспективные схемы с криволинейными элементами превосходят классические аналоги. Наблюдается снижение прогиба крыла с 2,68 м до 2,33 м (на 13,5 %) при незначительном увеличении массы КСС (на 0,6 %) относительно классической. Установлено, что при проектировании укладки монослоев ПКМ, полностью адаптированной под действующую нагрузку, значение прогиба уменьшается с 2,32 м до 1,80 м (на 22,5 %) относительно силовой схемы без укладки ПКМ. Данная работа является начальным этапом исследований в области структурно-оптимизированных КСС крыла, и ее результаты будут учтены и использованы в дальнейших исследованиях ЛА типа «летающее крыло».

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Ahuja J., Perron C., Bermudez Rivera R.D., Tai J.C., Mavris D.N. Comparison of blended wing body and tube-and-wing performance characteristics. *The Aeronautical Journal*, 2025, vol. 129, pp. 1–32.
- [2] Фофонов Д.М. О построении оптимальной аэродинамической формы типа «летающее крыло». *Аэрокосмическая техника и технологии*, 2024, № 3, с. 13–23.
- [3] Sedhai B.K., Dhungana B., Paundel S., Bhattarai D. Design and analysis of blended wing body aircraft for stability. *Emerging Trends in Mechanical and Industrial Engineering*, 2023, vol. 5, no. 4, pp. 875–890.
- [4] Matos N.M.B., Marta A.C. Aerodynamic shape optimization of wing-fuselage intersection for minimum interference Drag. *Aerospace*, 2025, vol. 12, no. 5, pp. 1–22. DOI: 10.3390/aerospace12050369
- [5] Zhang W., Zhou L., Zhao K., Zhang R., Gao Z., Shu B. Airfoil design optimization of blended wing body for various aerodynamic and stealth stations. *Aerospace*, 2024, vol. 11, no. 7, pp. 1–31.

- [6] Анциферов С.И., Лозовая С.Ю., Карачевцева А.В., Сычев Е.А. Анализ методов и подходов разработки беспилотных авиационных систем. *СТИН*, 2024, № 9, с. 34–36.
- [7] Комаров В.А., Лукьянов О.Е., Хоанг В.Х., Куркин Е.И., Куихада Пиокуинто Х.Г. Автоматизация концептуального проектирования и модификация беспилотных летательных аппаратов самолетного типа с использованием многодисциплинарной оптимизации и эволюционных алгоритмов. Часть 2: Результаты и анализ. *Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение*, 2024, т. 23, № 4, с. 48–64.
- [8] Sharma R., Hosder S. Mission-driven inverse design of blended wing body aircraft with machine learning. *Aerospace*, 2024, vol. 11, no. 2, pp. 1–28.
- [9] Татарников О.В., Пху Вэй Аунг, Найнг Лин Аунг. Выбор оптимальной конструктивно-силовой схемы лонжеронного композитного крыла. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2021, № 12, с. 90–99. DOI: 10.18698/0536-1044-2021-12-90-99
- [10] Больших А.А., Еремин В.П. Применение метода параметрической оптимизации в задачах проектирования пассажирских. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2020, вып. 10 (106), с. 1–14. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2020-10-2022>
- [11] Балунов К.А., Соляев Ю.О., Голубкин К.С. Применение метода топологической оптимизации для синтеза конструктивно-силовой схемы в зоне излома крыла большого удлинения. *Труды МАИ*, 2023, № 129, с. 1–30. <https://doi.org/10.34759/trd-2023-129-04>
- [12] Магидов И.С., Михайловский К.В. Топологическая оптимизация силового элемента отсека летательного аппарата из металломатричного композиционного материала. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2022, № 1, с. 53–60.
- [13] Тун Лин Хтет, Просунцов П.В. Оптимизация формы шпангоутов и углов укладки полимерного композиционного материала силового набора хвостовой части легкого самолета. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2021, № 9, с. 97–107. DOI: 10.18698/0536-1044-2021-9-97-107
- [14] Demir H., Kaya N. Multidisciplinary wing layout optimization. *Defence Science Journal*, 2025, vol. 75, no. 2, pp. 149–158. <https://doi.org/10.14429/20144>
- [15] Zhu W., Xiongqing X., Wan Y. Layout optimization for blended wing body aircraft structure. *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, 2019, vol. 20, no. 1, pp. 1–12. <https://doi.org/10.1007/s42405-019-00172-7>
- [16] Васильченко К.С., Резник С.В., Аунг Н.Л., Гареев А.Р. Выбор оптимального профиля лопасти несущего винта малогабаритного беспилотного вертолета. *Известия высших учебных заведений. Авиационная техника*, 2022, № 3, с. 79–86.
- [17] Matos N.M.B., Marta A. Aerodynamic shape optimization of wing-fuselage intersection for minimum interference drag. *Aerospace*, 2025, vol. 12, no. 5, pp. 1–22. <https://doi.org/10.3390/aerospace12050369>
- [18] Ali H., Rasani M.R., Harun Z., Shahid M.A. CFD based design optimization of dimples induced on blended wing body airframe using the Taguchi method. *PLOS One*, 2025, no.4, pp. 1–23.
- [19] Гузева Т.А., Малышева Г.В. Особенности разработки конструкторско-технологических решений при проектировании деталей из полимеров и композитов. *Технология металлов*, 2022, № 3, с. 35–41.
- [20] Liang K., Mu J., Yin Z. Thermoelastic geometrically nonlinear analysis and optimization of variable stiffness composite plates in presence of buckling. *Engineering with Computers*, 2024, vol. 40, no. 4, pp. 1–20.

- [21] Бадрухин Ю.И., Терехова Е.С. Влияние углов ориентации слоя на толщину несущих панелей из слоистого композита. *Космические аппараты и технологии*, 2024, т. 8, № 4 (50), с. 233–242.
- [22] Корольский В.В., Гавва Л.М. Спектр оптимальных толщин слоев, шага стрингеров и схем укладки пакетов при размерно-весовом проектировании композитных панелей несущих поверхностей летательных аппаратов с ограничениями по уточнённой теории устойчивости. *Конструкции из композиционных материалов*, 2025, № 2 (178), с. 17–26.
- [23] Pranav Borwankar, Wei Zhao, Rakesh Kapania, Manish Bansal. Optimization of hybrid composite laminates with distinct ply thicknesses using integer programming. *AIAA Journal*, 2023, vol. 61, no. 3, pp. 1–11.
<https://doi.org/10.2514/1.J062488>

Статья поступила в редакцию 23.12.2026

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Барановски С.В., Чудинова М.С. Разработка перспективной конструктивно-силовой схемы композитного крыла летательного аппарата типа «летающее крыло» на основе параметрического моделирования. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2026, вып. 4. EDN QSYGVO

Барановски Сергей Владиславович — канд. техн. наук, доцент кафедры «Ракетно-космические композитные конструкции» МГТУ им. Н.Э. Баумана.
e-mail: serg1750@mail.ru

Чудинова Мария Сергеевна — студент кафедры «Ракетно-космические композитные конструкции» МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: mariacudinova14@gmail.com

Development of a Perspective Structural Force Layout of a Wing from Polymer Composite Materials of a Blended-Wing-Body Aircraft Based on Parametrical Modeling

© S.V. Baranovski, M.S. Chudinova

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russian Federation

Research in the field of improving the performance of aircraft and the search for new fundamental solutions to meet stringent requirements is an actual task. Consideration of three design levels is a possible solution: development of new aerodynamic arrangement, structural frame and individual components. The paper considers the study of the blended-wing-body aircraft and its internal structural frame. The aerodynamic loads were determined, according to which structural layout will be calculated in the future. Classical and curved structural layout are considered, the elements of which are represented by sheet bodies of zero thickness. When designing the structural layouts, the arrangement of the elements, the pitch and the direction of installation of the ribs varied. Based on parametric modeling and calculations, a perspective curved structural force layout of the wing was developed, taking into account the use of composite materials. The advantage of a perspective structural layout over a classical one is presented. Special attention was paid to the process of modeling the laying of composite monolayers in the wing elements. Based on the calculations and optimization of the stacking angles, optimal variations for each of the elements were obtained. The developed design makes it possible to increase the specific characteristics of the wing, providing the necessary structural strength.

Keywords: aircraft plane, wing, composite material, parametric modeling, structural force layout, curved structure

REFERENCES

- [1] Ahuja J., Perron C., Bermudez Rivera R.D., Tai J.C., Mavris D.N. Comparison of blended wing body and tube-and-wing performance characteristics. *The Aeronautical Journal*, 2025, vol. 129, pp. 1–32.
- [2] Fofonov D.M. O postroenii optimalnoy aerodinamicheskoy formy tipa “letayushchee krylo” [On the design of an optimal aerodynamic configuration of the flying wing type]. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii — Space Engineering and Technology*, 2024, no. 3, pp. 13–23.
- [3] Sedhai B.K., Dhungana B., Paundel S., Bhattarai D. Design and analysis of blended wing body aircraft for stability. *Emerging Trends in Mechanical and Industrial Engineering*, 2023, vol. 5, no. 4, pp. 875–890.
- [4] Matos N.M.B., Marta A.C. Aerodynamic shape optimization of wing-fuselage intersection for minimum interference drag. *Aerospace*, 2025, vol. 12, no. 5, pp. 1–22. <https://doi.org/10.3390/aerospace12050369>
- [5] Zhang W., Zhou L., Zhao K., Zhang R., Gao Z., Shu B. Airfoil design optimization of blended wing body for various aerodynamic and stealth stations. *Aerospace*, 2024, vol. 11, no. 7, pp. 1–31.
- [6] Antsiferov S.I., Lozovaya S.Yu., Karachevtseva A.V., Sychev E.A. Analiz metodov i podkhodov razrabotki bespilotnykh aviatsionnykh sistem [Analysis of methods and approaches to the development of unmanned aerial systems]. *STIN*, 2024, no. 9, pp. 34–36.

- [7] Komarov V.A., Lukiyanov O.E., Hoang V.H., Kurkin E.I., Kuikhada Piokuinto Kh.G. Avtomatizatsiya kontseptualnogo proektirovaniya i modifikatsiya bespilotnykh letatelnykh apparatov samoletnogo tipa s ispol'zovaniem mnogodistsiplinarnoy optimizatsii i evolyutsionnykh algoritmov. Part 2: Rezultaty i analiz [Automation of conceptual design and modification of fixed-wing unmanned aerial vehicles using multidisciplinary optimization and evolutionary algorithms. Part 2: Results and analysis]. *Vestnik Samarskogo universiteta. Aerokosmicheskaya tekhnika, tekhnologii i mashinostroenie — Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*, 2024, vol. 23, no. 4, pp. 48–64.
- [8] Sharma R., Hosder S. Mission-driven inverse design of blended wing body aircraft with machine learning. *Aerospace*, 2024, vol. 11, no. 2, pp. 1–28.
- [9] Tatarnikov O.V., Phyo W.A., Naing Lin Aung. Vybór optimalnoy konstruktivno-silovoy skhemy lonzheronnogo kompozitnogo kryla [Selection of the Optimal Structural Design of a Spar Composite Wing]. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Mashinostroyeniye — BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2021, no. 12, pp. 90–99.
<https://doi.org/10.18698/0536-1044-2021-12-90-99>
- [10] Bolshikh A.A., Eremin V.P. Primenenie metoda parametricheskoy optimizatsii v zadachakh proektirovaniya passazhirskikh letatelnykh apparatov [Method of parametric optimization in the problems of passenger airliner design]. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2020, iss. 10 (106). <https://doi.org/10.18698/2308-6033-2020-10-2022>
- [11] Balunov K.A., Solyaev Yu.O., Golubkin K.S. Primenenie metoda topologicheskoy optimizatsii dlya sinteza konstruktivno-silovoy skhemy v zone izloma kryla bolshogo udlineniya [Application of topology optimization method for synthesis of structural-load scheme in the wing high-aspect-ratio kink region]. *Trudy MAI*, 2023, no. 129, pp. 1–30. <https://doi.org/10.34759/trd-2023-129-04>
- [12] Magidov I.S., Mikhaylovskiy K.V. Topologicheskaya optimizatsiya silovogo elementa otseka letatel'nogo apparata iz metallomatrixnogo kompozitsionnogo materiala [Topological Optimization of the Strength Element of the Aircraft Compartment Made of Metal-Matrix Composite Material]. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Mashinostroyeniye — BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2022, no. 1, pp. 53–60.
- [13] Tun Lin Khtet, Prosuntsov P.V. Optimizatsiya formy shpangoutov i uglov układki polimernogo kompozitsionnogo materiala silovogo nabora khvostovoy chasti legkogo samoleta [Design Optimization of Shape and Layup Sequence of Polymer Composite Load Bearing Elements of Light Aircraft]. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Mashinostroyeniye — BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2021, no. 9, pp. 97–107.
<https://doi.org/10.18698/0536-1044-2021-9-97-107>
- [14] Demir H., Kaya N. Multidisciplinary wing layout optimization. *Defence Science Journal*, 2025, vol. 75, no. 2, pp. 149–158. <https://doi.org/10.14429/20144>
- [15] Zhu W., Xiongqing X., Wang Y. Layout optimization for blended wing body aircraft structure. *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, 2019, vol. 20, no. 1, pp. 1–12. <https://doi.org/10.1007/s42405-019-00172-7>
- [16] Vasilchenko K.S., Reznik S.V., Aung N.L., Gareev A.R. Vybór optimalnogo profilya lopasti nesuschego vinta malogabaritnogo bespilotnogo vertoletá [Selection of an optimal blade airfoil of a small-size unmanned helicopter rotor]. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Aviatsionnaya tekhnika — Izv. VUZ. Aviatsionnaya Tekhnika*, 2022, no. 3, pp. 79–86.

- [17] Matos N.M.B., Marta A.C. Aerodynamic shape optimization of wing-fuselage intersection for minimum interference drag. *Aerospace*, 2025, vol. 12, no. 5, pp. 1–22. <https://doi.org/10.3390/aerospace12050369>
- [18] Ali H., Rasani M.R., Harun Z., Shahid M.A. CFD-based design optimization of dimples induced on blended wing body airframe using the Taguchi method. *PLOS One*, 2025, no. 4, pp. 1–23.
- [19] Guzeva T.A., Malysheva G.V. Osobennosti razrabotki konstruktorsko-tehnologicheskikh resheniy pri proektirovanii detaley iz polimerov i kompozitov [Features of development of design and technological solutions in the design of parts made of polymers and composites]. *Tekhnologiya metallov — Metal technology*, 2022, no. 3, pp. 35–41.
- [20] Liang K., Mu J., Yin Z. Thermoelastic geometrically nonlinear analysis and optimization of variable stiffness composite plates in presence of buckling. *Engineering with Computers*, 2024, vol. 40, no. 4, pp. 1–20.
- [21] Badrukhin Yu.I., Terekhova E.S. Vliyanie uglov orientatsii sloya na tolschinu nesuschikh paneley iz sloistogo kompozita [Influence of ply orientation angles on the thickness of load-bearing laminated composite panels]. *Kosmicheskie apparaty i tekhnologii — Spacecrafts and Technologies*, 2024, vol. 8, no. 4 (50), pp. 233–242.
- [22] Korolsky V.V., Gavva L.M. Spektr optimalnykh tolschin sloev, shaga stringerov i skhem ukladki paketov pri razmerno-vesovom proektirovanii kompozitnykh paneley nesuschikh poverkhnostey letatelnykh apparatov s ogranicheniyami po utochnennoy teorii ustoychivosti [Spectrum of optimal ply thicknesses, stringer spacing and stacking schemes in size–weight design of composite panels of aircraft lifting surfaces under constraints based on refined stability theory]. *Konstruktsii iz kompozitsionnykh materialov — Composite Materials Constructions*, 2025, no. 2 (178), pp. 17–26.
- [23] Borwankar P., Zhao W., Kapania R., Bansal M. Optimization of hybrid composite laminates with distinct ply thicknesses using integer programming. *AIAA Journal*, 2023, vol. 61, no. 3, pp. 1–11. <https://doi.org/10.2514/1.J062488>

Baranovski S.V., Cand. Sc. (Eng.), Assoc. Prof., Department of Rocket and Space Composite Structures, Bauman Moscow State Technical University. e-mail: serg1750@mail.ru

Chudinova M.S., student, Department of Rocket and Space Composite Structures, Bauman Moscow State Technical University. e-mail: mariacudinova14@gmail.com