

Научная статья
УДК 534.8, 620.19, 629.735.33
DOI: 10.34759/vst-2022-2-61-76

АНАЛИЗ ПРОЧНОСТИ ПЕРСПЕКТИВНЫХ КОНСТРУКЦИЙ КРЫЛА РЕГИОНАЛЬНОГО САМОЛЁТА НА ОСНОВЕ ПАРАМЕТРИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ

Дмитрий Вячеславович Ведерников¹ ✉, Александр Николаевич Шаныгин²

^{1,2}Центральный аэрогидродинамический институт им. профессора Н.Е. Жуковского (ЦАГИ),
Жуковский, Московская область, Россия

¹vedernikov@phystech.edu ✉

²alexander.shanygin@tsagi.ru

Аннотация. Представлены результаты комплексных параметрических исследований по анализу прочностных, жесткостных и весовых характеристик конструкции крыла большого удлинения регионального самолёта, в рамках подкосной и бесподкосной конструктивно-силовых схем (КСС) крыла, полученные на основе четырёхуровневого алгоритма с модифицированным модулем расчёта аэродинамических нагрузок. Использование данного алгоритма позволило обеспечить существенное уменьшение времени и трудоёмкости проведения комплексного анализа прочности и массы конструкции при сохранении высокой требуемой точности вычислений. Используемая в статье версия четырёхуровневого алгоритма основана на трёх принципах, позволяющих снизить трудоёмкость посредством декомпозиции отдельных составляющих вычислительной процедуры: применение четырёх прочностных моделей на основе метода конечного элемента (МКЭ) с различным уровнем детализации; разделение задач прочности по соответствующим уровням детализации; селекция случаев нагружения по степени критичности, на основе параметрических МКЭ- и нагрузочных моделей с вариацией их дискретности. В статье приведён ряд параметрических зависимостей значений прочностных и весовых параметров для конструкции крыла большого удлинения, для подкосных и бесподкосных КСС крыла гипотетического регионального самолёта.

Ключевые слова: декомпозиция случаев нагружения, многоуровневые прочностные МКЭ-модели, крыло большого удлинения с подкосом, параметрические нагрузочные модели, весовые оценки крыла регионального самолёта

Для цитирования: Ведерников Д.В., Шаныгин А.Н. Анализ прочности перспективных конструкций крыла регионального самолёта на основе параметрических моделей // Вестник Московского авиационного института. 2022. Т. 29. № 2. С. 61-76. DOI: 10.34759/vst-2022-2-61-76

Original article

STRENGTH ANALYSIS OF REGIONAL AIRCRAFT PROSPECTIVE WING STRUCTURES BASED ON PARAMETRIC MODELS

Dmitrii V. Vedernikov¹ ✉, Aleksandr N. Shanygin²

^{1,2}Central Aerohydrodynamic Institute named after N.E. Zhukovsky (TsAGI), Zhukovsky, Moscow Region, Russia

¹vedernikov@phystech.edu ✉

²alexander.shanygin@tsagi.ru

Abstract

The article presents the results of complex studies on parametric dependencies of the strength, stiffness and weight characteristics of the wing structure on the values of the set of design parameters for the regional aircraft with both strut-braced and non-strut-braced layout. A new version of the four-level designing algorithm, which employs the decomposition principle of loading cases within the framework of parametric strength and aerodynamic models while searching for the computed loading cases were used while computational studies conducting.

The article presents the description of the algorithm, which realizes the principle of inflight loading cases, employing the bond of finite element model of the airframe structure and aerodynamic parametric model based of the single vortexes method. The ability of both models for automatic dimensionality changing of loading cases allows ensuring dividing the acceptable loading cases into the groups by the degree of criticality. This ability allows also the possibility of realizing a multi-stage search procedure, when strength and aerodynamic models with low dimensionality are being used for all alternative loading cases at the first stage of the analysis, while at the subsequent stages, the models with higher dimensionality are being used to analyze the critical cases selected at the first stage.

The modified version of the algorithm demonstrated high performance and reliability for the strength analysis and design of the wing structures with high level of elastic displacements.

The efficiency of the loading cases decomposition principle in conjunction with other decomposition principles, such as structure decomposition and decomposition of the strength problems, used within the framework of the basic four-level algorithm, is demonstrated within the framework of this article on the example of the hypothetic regional aircraft of 15 tons take-off weight and passenger capacity up to 50 persons.

The values of the wing structure weight, as well as the values of the strut attachment point position on a wing (which are 50-65% of the semi wingspan depending on the aspect ratio) were obtained. The better weight efficiency of the wing structure based on the strut-braced layout compared to the non-strut-braced one was confirmed for the hypothetic regional aircraft under consideration.

Weight savings for the wing structure option with the aspect ratio of $\lambda_0 = 11.7$ is 12.3%, whereas for the alternative options with $\lambda_1 = 15$ and $\lambda_2 = 20$ the weight savings are 31% and 37 % respectively.

The labor intensity analysis of the parametric strength studies, associated with significant parameters variations of the airframe external geometry and high levels of elastic displacements of lifting surfaces, revealed that application of the loading cases principle of decomposition allows no less than tenfold labor intensity reduction of the strength analysis procedures.

The results of the performed studies have proved the efficiency of the modified four-level algorithm application for solving the design tasks for:

- An aircraft with non-conventional aerodynamic layouts;
- Regional aircraft, for which the elastic displacements impact on the external aerodynamic loads is significant.

Keywords: decomposition of loading cases, multilevel strength FEM models, high-aspect ratio wing with strut, parametric loading models, weight estimation of structure of wing of regional aircraft wing weight estimate

For citation: Vedernikov D.V., Shanygin A.N. Strength Analysis of Regional Aircraft Prospective Wing Structures Based on Parametric Models. Aerospace MAI Journal, 2022, vol. 29, no. 2, pp. 61-76. DOI: 10.34759/vst-2022-2-61-76

Введение

Условия эксплуатации региональных самолетов имеют ряд отличий от условий эксплуатации средне- и дальнемагистральных авиалайнеров. Главное отличие — короткое время крейсерского полета и, как следствие, отсутствие жестких ограничений на аэродинамические обводы, которые являются определяющими для средне- и дальнемагистральных самолетов, так как вытекают из требования максимума аэродинамического качества на крейсерском режиме полета. Однако отсутствие жестких требований к аэродинамической форме делает задачу проектирования самолетов малой авиации более трудоёмкой по сравнению с задачей проектирования средне- и дальнемагистральных самолетов из-за невозможности разделения процедуры проектирования на части, т. е. на этап формирования параметров внешней геометрии и этап поиска рациональной КСС при «замороженных» значениях параметров внешней геометрии [1, 2]. Данная задача схожа с задачей проектирования конструкций для нетрадиционных компоновочных схем, когда по причине отсутствия надёжных и стабильных решений для рациональных значений аэродинамических параметров необходимо одновременно рассматривать параметры внешней геометрии совместно с другими проектными переменными [3, 4]. Таким образом, для рассмотренных выше типов летательных аппаратов традиционная (последовательная) проектировочная процедура, основанная на декомпозиции всего проектировочного процесса, неэффективна, и проектировщикам приходится искать иные способы снижения трудоёмкости [5, 6].

Существует ряд аппаратных способов и мероприятий для снижения трудоёмкости и сокращения времени вычислений, включая: автоматизацию расчётных процедур, стандартизацию исходной и выходной информации, использование мощных вычислительных центров и т.д. Однако вышеперечисленные мероприятия не учитывают скрытый (часто значительный) потенциал снижения трудоёмкости, заключающийся в особенностях конкретных проектировочных задач.

В работах [7, 8] приведены примеры декомпозиции расчётных моделей планера, позволяющие существенно сократить трудоёмкость проектировочного процесса. В работах [9, 10] рассмотрен другой принцип декомпозиции процедуры анализа прочности, когда используются различные типы расчётных моделей: численные МКЭ-модели и аналитические, пластинно-балочные модели. В базовой версии проектировочного алгоритма FLA (four level algorithm), который был разработан и валидирован в ЦАГИ для анализа прочности и проведения проектировочных исследований конструкций планера гражданских самолетов с нетрадиционными компоновочными схемами [11, 12], реализованы указанные выше методы снижения трудоёмкости вычислений. FLA обладает также рядом особенностей, позволяющих дополнительно снизить трудоёмкость вычислительного процесса:

1. Глобальная четырёхуровневая параметризация конструкции планера.
2. Использование четырёх вложенных МКЭ-моделей конструкции планера с различной степенью дискретности.
3. Автоматизация процедуры задания исходных данных и анализа результатов.
4. Параллельное автоматическое построение вспомогательных МКЭ- и аналитических прочностных моделей на основе единых исходных данных.
5. Использование типового формата исходных и выходных данных.

Базовый вариант FLA показал высокую эффективность при исследовании прочности конструкций планера самолетов с нетрадиционными компоновочными схемами в рамках ряда отечественных и зарубежных проектов [13, 14].

В данной работе были проведены параметрические исследования прочности и весовых характеристик гипотетического регионального самолёта (далее самолёт Reg15) с крылом большого удлинения в рамках подкосной и бесподкосной КСС (рис. 1).

Комплексному исследованию крыльев большого удлинения как с подкосной, так и беспод-

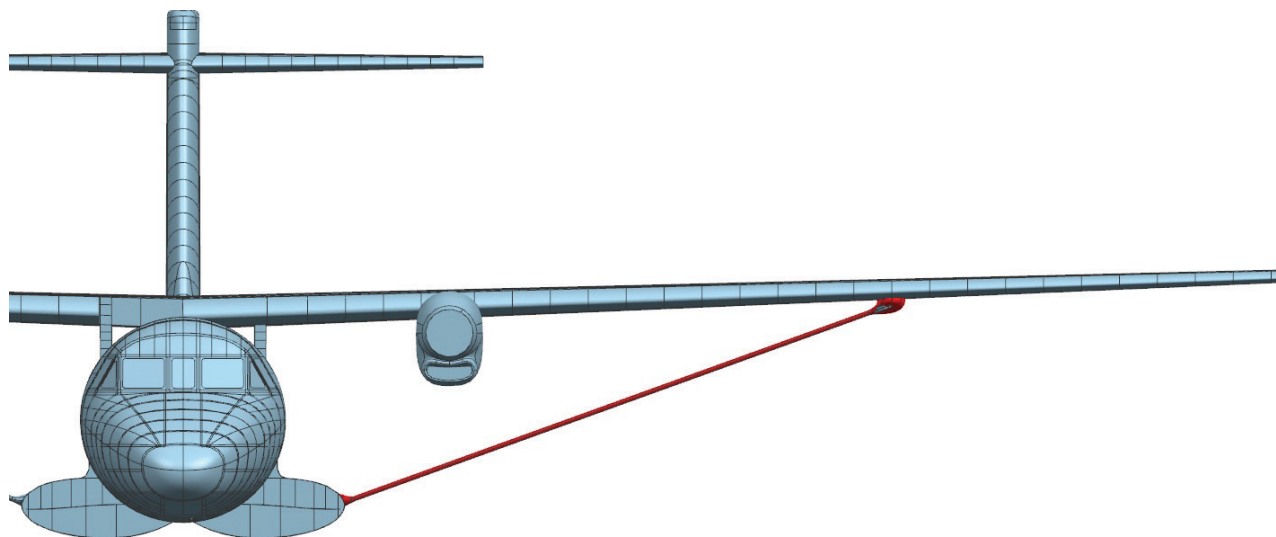


Рис. 1. Общий вид гипотетического регионального самолёта Reg15 с подкосным крылом

косной КСС посвящён ряд работ по определению прочностных, жесткостных, весовых и аэроупругих характеристик конструкций планера с использованием алгоритмов на основе балочных и пластинных аналогий [15, 16]. В настоящей статье исследование по определению прочностных, жесткостных и весовых характеристик проведено на основе параметрических аэродинамических нагрузочных дискретных моделей и параметрических прочностных МКЭ-моделей для самолётов с небольшой взлётной массой (до 15 т) и прямым крылом.

По своим характеристикам исследуемый в настоящей статье гипотетический самолёт Reg15 близок к реальному самолёту L610 и имеет характерную для региональных самолётов компоновочную схему с верхнерасположенным прямым крылом. В работе были использованы открытые материалы, полученные российской стороной (ЦАГИ) в рамках международного проекта ASTRA. Российская часть проекта была профинансирована Министерством образования и науки.

Параметрические исследования прочностных и весовых характеристик самолёта Reg15 осуществлялись на основе модифицированной версии FLA. Цель проводимых исследований состояла как в поиске рациональных значений конструкционных параметров крыла, так и в дополнительной валидации новой версии алгоритма FLA. Новая версия FLA отличается от базовой наличием нового аэродинамического модуля, который позволяет реализовать эффективную (по временным затратам) процедуру вычисления расчётных случаев нагружения за счёт разделения альтернативных аэродинамических случаев нагружения на

ряд групп и их анализа с различной степенью точности (трудоемкости). Снижение трудоемкости и временных затрат достигается благодаря использованию в модуле параметрических нагрузочных моделей и параметрических МКЭ-моделей конструкции с переменной размерностью.

Новая версия FLA для снижения трудоемкости и увеличения производительности вычислений реализует три принципа декомпозиции: четырёхуровневую декомпозицию конструкции; декомпозицию задач анализа прочности; декомпозицию альтернативных случаев нагружения в рамках процедуры поиска критических случаев нагружения. Это даёт возможность значительно сократить (не менее чем в 10 раз) трудоемкость и время вычислительного процесса по сравнению с базовым вариантом FLA не имеющим встроенной параметрической нагрузочной модели.

Новая версия FLA предназначена для анализа прочности и проектировочных исследований, когда разработчикам приходится иметь дело с большим количеством компоновочных и конструктивно-силовых схем, приводящих к необходимости рассматривать большое число как альтернативных вариантов КСС, так и альтернативных случаев нагружения, обусловленных изменением аэродинамических обводов, а также изменением жесткостных характеристик планера.

1. Основные этапы комплексного анализа прочности конструкции в рамках FLA на примере регионального самолёта

Проверка ограничений по прочности представляет собой одну из важных и наиболее трудоёмких процедур при проектировании конст-

рукции планера. Алгоритм FLA даёт возможность существенно сократить время и трудоёмкость выполнения данной процедуры благодаря одновременному использованию нескольких принципов декомпозиции.

На рис. 2 на примере крыла гипотетического регионального самолёта показана блок-схема типовой четырёхуровневой декомпозиции конструкции, положенная в основу алгоритма FLA для комплексного анализа прочности. Данная схема позволяет эффективно реализовать ещё один

принцип декомпозиции — декомпозицию задач прочности, состоящую в том, что на каждом уровне представления (детализации) конструкции решаются определённые задачи прочности. Четыре типа МКЭ-моделей используются для реализации двух указанных выше принципов: КЭМ 1, КЭМ 2, КЭМ 3, КЭМ 4 (КЭМ — конечно-элементная модель).

Посредством КЭМ1 решаются задачи прочности на уровне всего планера, такие, как оценка жёсткости всей конструкции планера, определе-

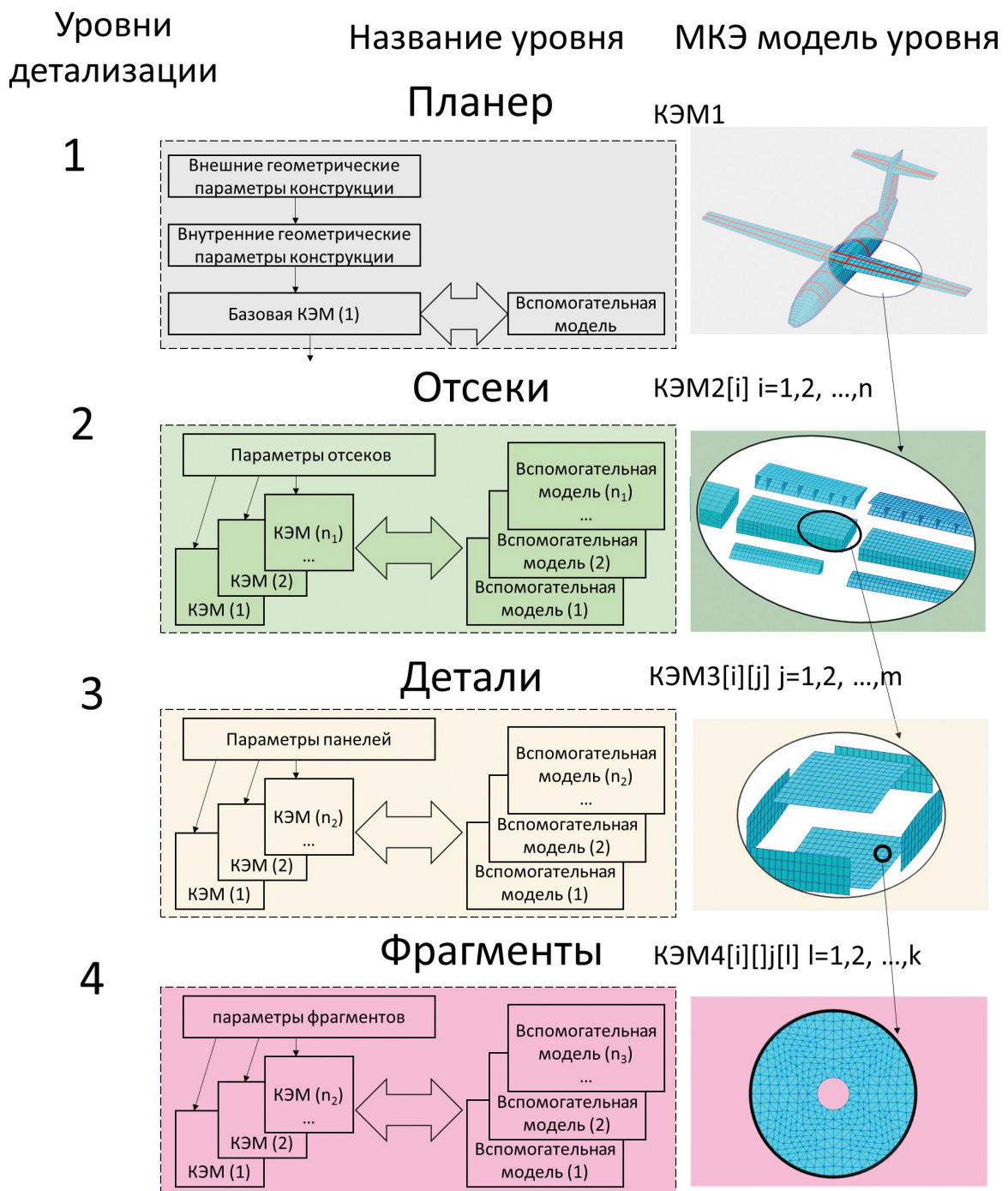


Рис. 2. Блок-схема четырёхуровневой декомпозиции конструкции планера

ние расчётных случаев нагружения, аэроупругость и т.д. Посредством КЭМ2 решаются задачи связанные с потерей устойчивости и закритическим поведением (post-buckling) основных отсеков или групп отсеков планера. Посредством КЭМ3 решаются задачи анализа общего напряжённо-деформированного состояния (НДС) конструкции, а также общей и местной устойчивости панелей планера. КЭМ4 используется для решения задач местного НДС, например для анализа концентраций напряжений в критических зонах.

Представленные на рис. 2 (справа) параметрические четырёхуровневые МКЭ-модели конструкции планера строятся по типовой схеме на основе значений базовых параметров, сформированных в специализированной базе данных. К базовым параметрам относятся:

- количество отсеков планера, количество структурных элементов (стенок, лонжеронов, нервюр, панелей) в каждом отсеке, количество критических фрагментов в каждом структурном элементе;
- значения параметров, определяющих геометрию планера, включая геометрию отсеков, структурных элементов и критических зон в структурных элементах;
- значения параметров, определяющих тип конструкции и конструкционный материал отсеков, деталей и критических зон;
- значения параметров, определяющих размерность модели и её нагружение.

Прочностные параметрические четырёхуровневые МКЭ-модели планера строятся по принципу вложенности, т. е. все узлы модели КЭМ1 содержатся в модели КЭМ2, а все узлы модели КЭМ2 содержатся в модели КЭМ3 и т.д. Это свойство позволяет обеспечить корректную передачу информации с более низкого уровня на более высокий, что даёт возможность решать задачи прочности по частям, используя корректные граничные условия, полученные с более низкого уровня.

Например, начиная с уровня КЭМ2 для отдельных отсеков /групп отсеков может быть корректно решён ряд прочностных задач при использовании значений усилий, деформаций, перемещений в узлах, расположенных на границах отсека, полученных из модели КЭМ1. В рамках FLA размерность модели КЭМ1 выбирается минимально возможной для обеспечения необходимой точности расчётов. Эта процедура легко реализуема благодаря тому, что размерность четырёхуровневой МКЭ-модели также является варьируемым параметром. В рамках четырёхуровневого алгоритма на каждом уровне детализации совместно с МКЭ-моделями строятся упрощённые аналитические модели, которые осуществляют параллельный анализ прочности, жёсткости и массы.

2. Выбор расчётных случаев нагружения конструкции регионального самолёта в рамках модифицированного FLA

Следует отметить, что в рамках базовой версии FLA значения параметров внешнего аэродинамического нагружения рассматривались как исходные данные и импортировались извне. При анализе прочности традиционных конструкций с низким уровнем упругих деформаций необходимость импорта не является критическим фактором повышения трудоёмкости проводимых вычислений. В некоторых работах показано несущественное влияние упругости традиционных конструкций на перераспределение нагрузок [17]. Однако для ряда конструкций упругое перераспределение нагрузок может быть критическим [18] и учитывать упругость необходимо уже на начальных этапах проектирования [19, 20]. В этом случае процедура импорта нагрузок может стать итерационной и, как следствие, трудозатратной. Что касается нетрадиционных конструкций со сложным взаимодействием их с аэродинамическим потоком, то для них число итераций становится уже критическим.

Такая же проблема возникает при проектировании конструкций крыла, имеющего большие упругие деформации, когда под действием внешних нагрузок аэродинамические поверхности крыльев существенно отличаются от стапельных и приходится пересчитывать саму матрицу аэродинамического влияния.

В данной работе при анализе прочностных и весовых характеристик самолёта Reg15 был использован модифицированный вариант FLA, в котором в дополнение к двум описанным в разделе 1 принципам декомпозиции применяется ещё один, связанный с процедурой выбора расчётных полётных случаев нагружения. Для реализации данного принципа декомпозиции в модифицированной версии FLA был создан и валидирован новый аэродинамический модуль, позволяющий оперативно и надёжно осуществлять поиск критических случаев нагружения для крыльев с большим влиянием упругости на аэродинамические нагрузки. Данный модуль прошёл ус-

пешную валидацию в рамках работы [21] и включён в новую версию FLA. Модуль позволяет на основе полной автоматизации процедуры построения параметрической аэродинамической модели изменять её размерность в рамках итерационной процедуры расчёта аэродинамических нагрузок. Такое свойство дискретной аэродинамической модели в сочетании с аналогичным свойством прочностной МКЭ-модели позволяет значительно повысить быстродействие процедуры поиска расчётных случаев нагружения при большом количестве альтернативных случаев нагружения.

Способность обеих моделей автоматически изменять размерность в рамках процедуры поиска критических случаев нагружения позволяет обеспечить разделение допустимых полётных случаев нагружения на группы по степени их критичности и дает возможность реализовать многоэтапную процедуру поиска, когда на первом этапе для анализа всех альтернативных случаев нагружения используются прочностные и аэродинамические модели с низкой размерностью, тогда как на последующих этапах для анализа выбранных на первом этапе критических случаев нагружения используются модели с увеличенной размерностью.

Такой алгоритм позволяет для каждого альтернативного варианта конструкции (при одновременном варьировании компоновочной и конструктивно-силовых схем) достаточно оперативно проводить анализ всей области допустимых режимов полёта.

Обычно при анализе прочности конструкций на начальных этапах проектирования анализируется ограниченное количество случаев нагружения при выборе расчётных [22, 23].

В данной работе для поиска расчётных случаев нагружения использовалась простейшая двухитерационная процедура, в рамках описанного выше принципа декомпозиции. Блок-схема данной процедуры приведена на рис. 3. На первом шаге определяется область допустимых режимов полёта (ОДРП). Построение области допустимых режимов полётов производится в автоматизированном режиме на основе лётно-технических характеристик самолёта. На данном шаге также определяется количество альтернативных случаев нагружения, которое пропорционально дискретности ОДРП и характеризуется параметрами $\Delta M, \Delta H, \Delta G$:

$$\Delta M = (M_{\max} - M_{\min}) / N; \quad (1)$$

$$\Delta H = (H_{\max} - H_{\min}) / M; \quad (2)$$

$$\Delta G = (G_{\max} - G_{\min}) / L, \quad (3)$$

где N, M, L — численные параметры, определяющие количество дискретных областей в ОДРП.

В каждой дискретной области рассчитываются аэродинамические нагрузки при симметричных манёврах самолёта с максимальной и минимальной перегрузкой, а также при порывах спокойного воздуха. В настоящей работе рассматривались только симметричные случаи нагружения. На втором шаге процедуры определяются рациональные значения размерности для параметрических прочностных МКЭ и аэродинамических дискретных моделей. На этом шаге в ходе итерационной процедуры, посредством связи из прочностной МКЭ- и дискретной аэродинамической модели, производится оценка критичности всех альтернативных случаев нагружения, сформированных на шаге 1, и определяются наиболее критичные из них. Степень критичности случаев нагружения определяется по критерию минимума запасов прочности и устойчивости основных конструктивных элементов планера. На третьем шаге процедуры в пространстве ОДРП формируются критические зоны, которые необходимо исследовать на более детальном уровне. Для каждой из критических зон определяются параметры дискретизации: N_i, M_i, L_i , где i — номер критической зоны ОДРП, и количество альтернативных критических случаев нагружения. На четвёртом шаге определяются размерности уточнённых расчётных моделей и расчётные случаи нагружения из числа альтернативных критических случаев нагружения. На заключительном шаге процедуры формируется таблица расчётных случаев нагружения.

3. Результаты параметрических расчётов конструкции крыла регионального самолёта

Основные лётно-технические характеристики (ЛТХ) базового варианта самолёта Reg15 перечислены в табл. 1. В рамках параметрических исследований был рассмотрен ряд альтернативных вариантов компоновки этого самолёта, отличающихся от базового удлинением крыла, строительной высотой крыла, круткой крыла, а также наличием и конфигурацией подкоса крыла. Площадь крыла в рамках параметрических исследований оставалась константной.

Схема технологического деления конструкции планера базовой компоновочной схемы самолёта Reg15, которая стала основой для моде-

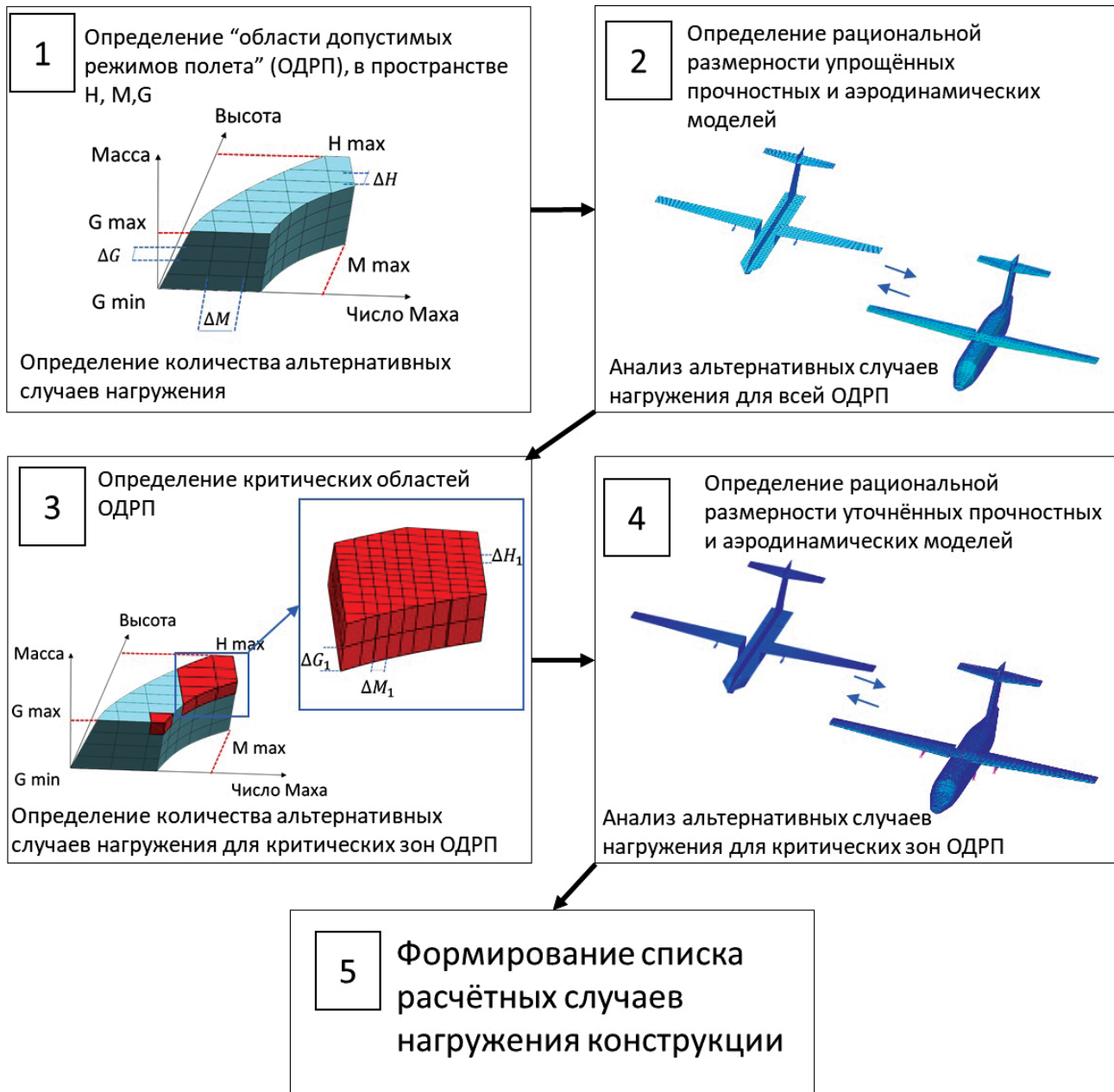


Рис. 3. Блок-схема процедуры поиска критических случаев нагружения

ли КЭМ2, приведена на рис. 4,а, где показаны схемы детализации на уровне 2 (уровень отсеков). Аналогично на рис. 4,б показана схема детализации на уровне 3 (деталей). Модели четвёртого уровня в данной работе не формировались

Типовая схема параметризации панелей отсека кессона крыла в рамках многоуровневого подхода приведена на рис. 5. На основе данной схемы параметризации панелей формируются прочностные модели крыла второго и третьего уровней.

При анализе критических случаев нагружения базового варианта самолёта Reg15 пространство $\{H-M-G\}$, было разбито на 226 областей. Значения

$\{H-M-G\}$ в центре каждой области соответствовали параметрам альтернативного обобщённого случая нагружения. Обобщённый случай нагружения состоял из трех случаев нагружения (полёт с максимальной и минимальной маневренной перегрузкой, порыв). Таким образом, анализ аэродинамических нагрузок проводился для 1130 альтернативных случаев нагружения. Минимальные значения параметров размерностей прочностной и аэродинамической моделей определялись требуемой погрешностью проводимых вычислений, величина которой не превышала 10%. Количество узлов МКЭ-модели составило 15190 для прочностной и 2140 для аэродина-

Таблица 1

Основные ЛТХ базовой конфигурации ЛА

Характеристика	Значение
Потолок, м	10250
Максимальная приборная скорость, км/ч	500
Максимальное число Маха	0.445
Максимальный скоростной напор, кгс/м ²	1120
Высота начала крейсерского полета, м	7200
Крейсерская скорость, км/ч	400
Крейсерское число Маха	0.36
Максимальная взлетная масса, кг	15000
Максимальная посадочная масса, кг	13775
Масса полезной нагрузки, кг	2750
Масса топлива (при максимальной нагрузке), кг	2750
Минимальная полетная масса, кг	12025
Предельно-передняя центровка, % САХ	7.93
Предельно-задняя центровка, % САХ	8.155
Размах крыла, м	26.1
Площадь крыла, м ²	58
Длина фюзеляжа, м	19.9

мической модели. На рис. 6 в качестве примера приведены результаты поиска критических случаев нагружения для базовой компоновочной схемы самолёта Reg15.

Основные параметры полученных критических случаев нагружения для гипотетического регионального самолёта представлены в табл. 2.

Таблица 2

Расчётные случаи нагружения конструкции планера базового варианта Reg15

№ точки	Число Маха	Высота полёта, м	Полётная масса, кг
14	0.445	2277.78	12025
226	0.445	10250	14500
47	0.445	10250	12025
4	0.39338	0	12025
196	0.445	2277.78	14500
219	0.445	7972.22	14500

В рамках параметрических исследований прочности каждый альтернативный вариант конструкции планера рассматривался с помощью одной и той же автоматизированной процедуры расчета. Процедура включала поиск критических случаев нагружения, расчет аэродинамических и инерционных нагрузок, проектировочный расчёт конструкции с предварительной оценкой массы. Каждый вариант конструкции был оптимизирован с учётом ряда ограничений, таких как запас по напряжениям/деформациям, запасы по общей и местной устойчивости, ограничения по перемещениям. В рамках параметрических исследований прочности Reg15 в качестве конструкционного материала были приняты типовые алюминиевые сплавы, используемые в конструкциях современных гражданских самолётов, при этом для различных конструктивных элементов приняты различные прочностные ограничения.

Параметрические исследования выполнены с вариацией удлинения крыла гипотетического самолёта местных воздушных линий (МВЛ) в диапазоне значений от $\lambda_{\min} = 8$ до $\lambda_{\max} = 16$, при

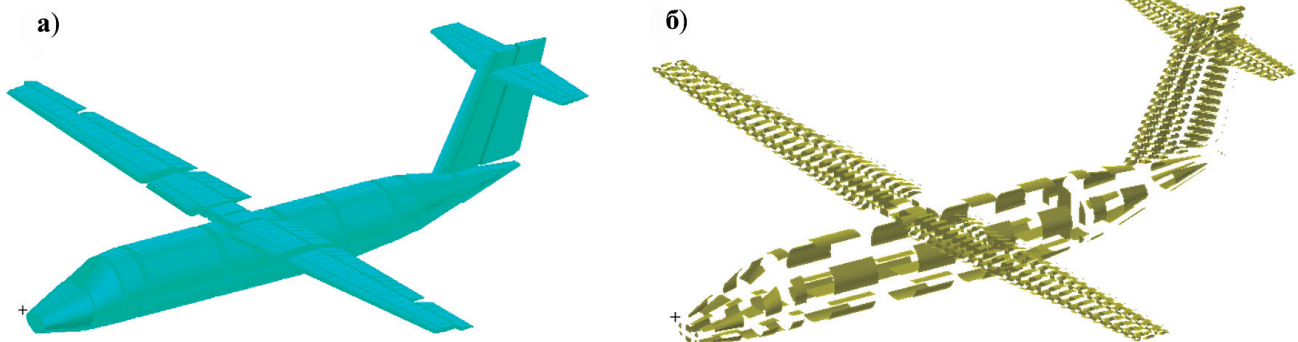


Рис. 4. Основные отсеки (а) и основные панели (детали) (б) базовой конфигурации ЛА

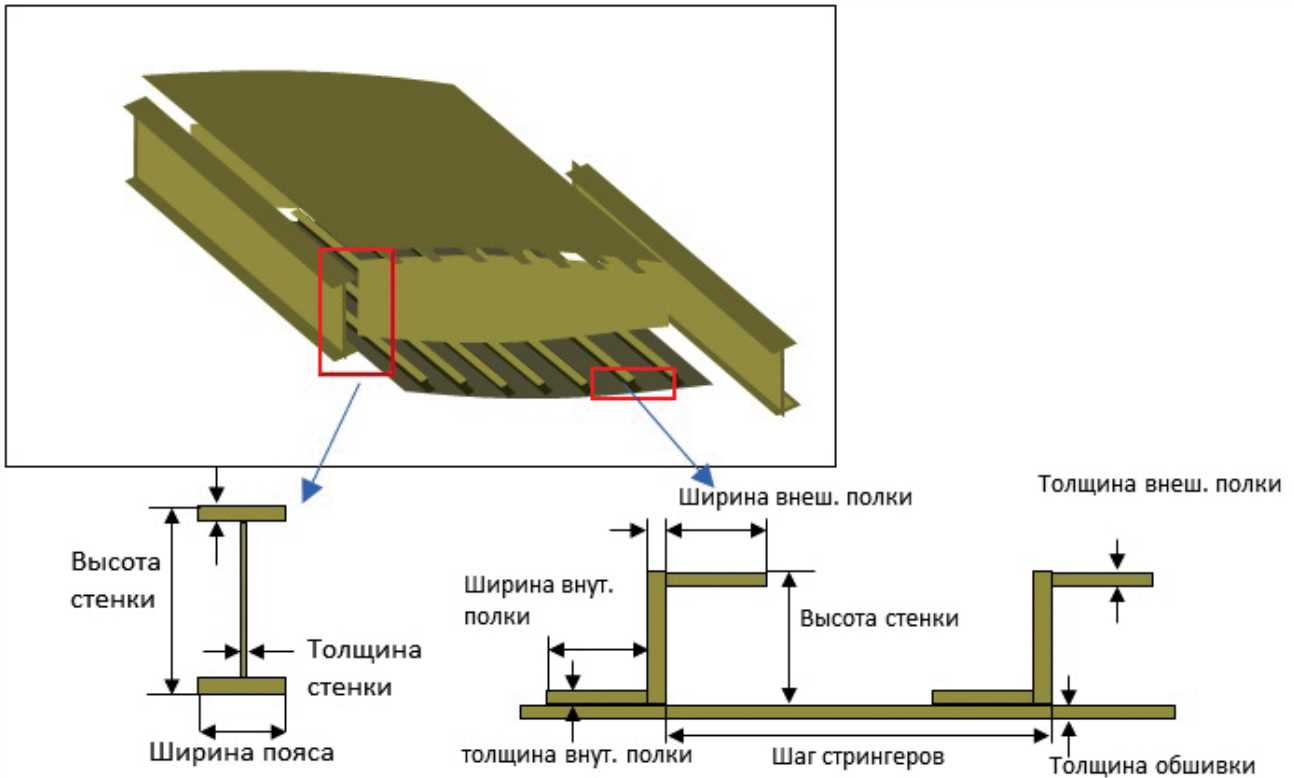


Рис. 5. Параметры типовых панелей планера

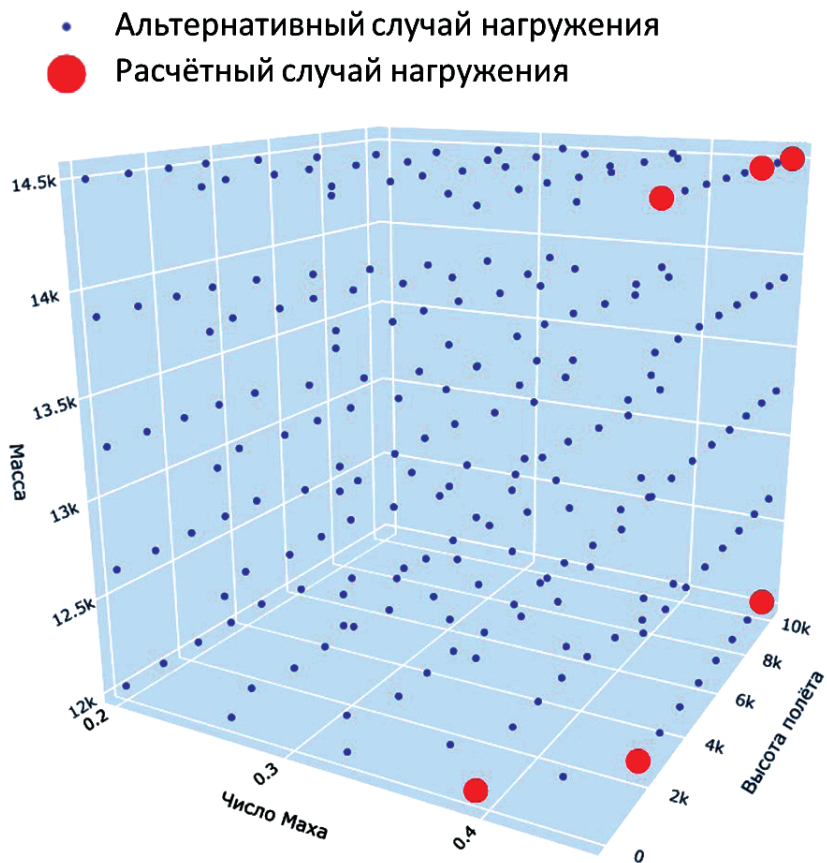


Рис. 6. Распределение расчётных случаев в диапазоне допустимых режимов полёта Reg15

этом другие геометрические параметры компоновочной схемы, а также лётно-технические характеристики оставались неизменными (рис. 7). В рамках вариации удлинения крыла площадь крыла оставалась неизменной (пропорционально размаху крыла уменьшались хорды и строительные высоты крыла).

В рамках вариации удлинения крыла также были рассмотрены нетрадиционные КСС крыла с подкосом (узел крепления подкоса к крылу расположен на 55% от полуразмаха). На графиках приведена зависимость массы конструкции планера, оптимизированной по прочности, от удлинения для двух вариантов КСС крыла (рис. 8).

Как видно из графиков, использование подкоса крыла позволяет существенно повысить весовую эффективность конструкции крыла большого удлинения. Аналогичные результаты были получены в работах [22, 23] для другого класса самолётов (среднемагистральный пассажирский самолёт).

В рамках валидации методики также варьировалась относительная толщина профиля крыла базовой конфигурации самолёта МВЛ (рис. 9). Строительная высота крыла варьировалась в диапазоне от 70 до 140% строительной высоты базовой конфигурации.



Рис. 7. Нагрузочные и прочностные модели Reg15 для различных значений параметра λ

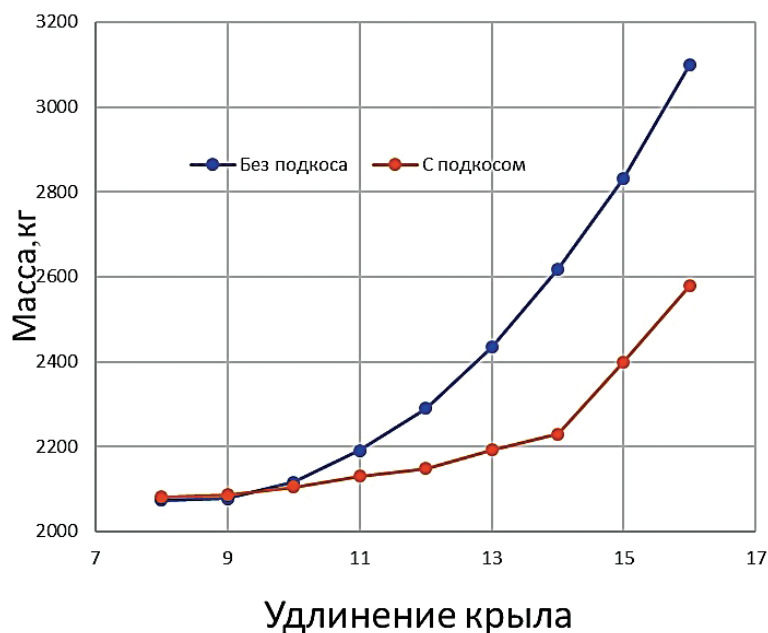


Рис. 8. Зависимость массы КЭМ от удлинения крыла Reg15

Относительная толщина профиля крыла, %

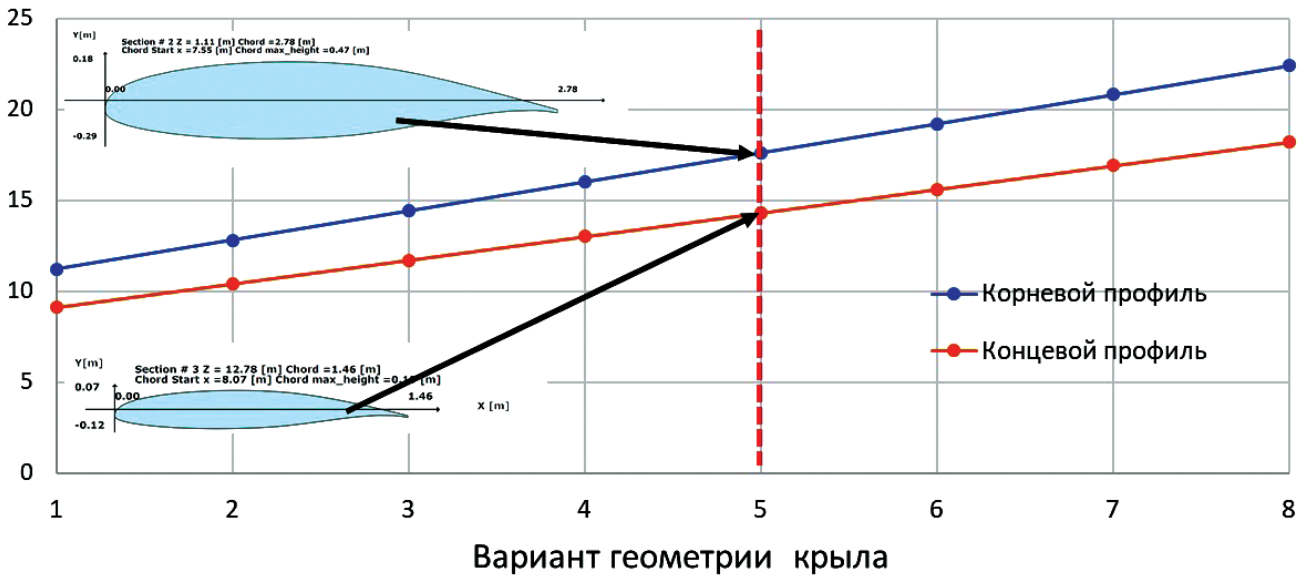


Рис. 9. Вариация относительной толщины профилей крыла самолёта МВЛ

На рис. 10,а представлена зависимость изгибающего момента от размаха крыла для наиболее критичных случаев нагружения. Как видно из графика, влияние жёсткости конструкции на уровень нагружения несущественно. Масса конструкции планера (рис. 10,б) самолёта МВЛ снижается с увеличением строительной высоты крыла.

В работе также проведены исследования зависимости изгибающего момента и массы от значения ступенчатой крутки концевой сечения крыла в диапазоне от $\alpha_l = -5^\circ$ до $\alpha_l = 5^\circ$, при этом ступенчатая крутка корневого сечения крыла не варьировалась. На рис. 11,а представлена зависимость изгибающего момента для вариантов с различной концевой ступенчатой круткой. На рис. 11,б представлена зависимость массы МКЭ

модели планера от значения ступенчатой крутки концевой сечения.

Зависимость отношения массы крыла с подкосом к массе крыла без подкоса (каждого варианта) от параметра $\bar{z}_{пк}$ (относительной координаты узла стыка крыла с подкосом) представлены на рис. 12.

Из графика на рис. 12 видно, что наиболее рациональные по массе значения параметра $\bar{z}_{пк}$ составляют 50—65% от полуразмаха крыла.

Расчётные исследования показали, что роль подкоса в снижении массы крыла растёт с ростом удлинения. Для базового варианта крыла с $\lambda_0 = 11.7$ снижение массы крыла составляет 12,3%, тогда как для альтернативных вариантов с большим удлинением $\lambda_1 = 15$, $\lambda_2 = 20$ снижение

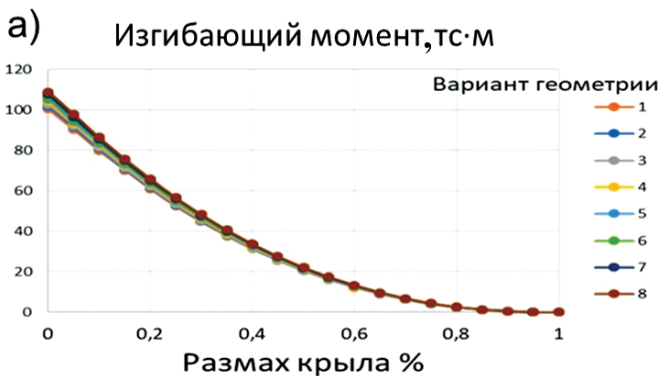


Рис. 10. Зависимость значений изгибающих моментов по размаху крыла для критических случаев нагружения (а); масса МКЭ модели планера для различных вариантов внешней геометрии (б)

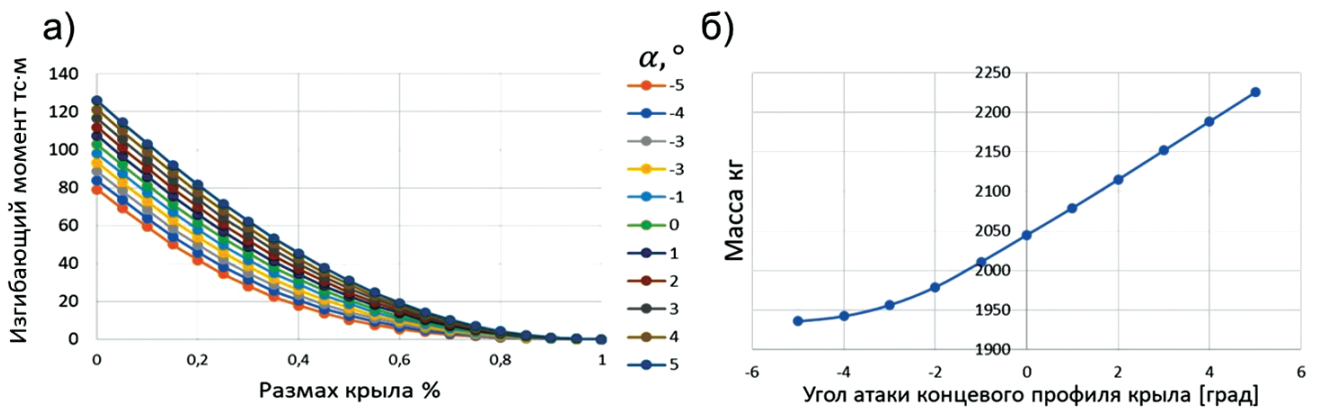


Рис. 11. Изгибающие моменты и массы крыла самолёта МВЛ

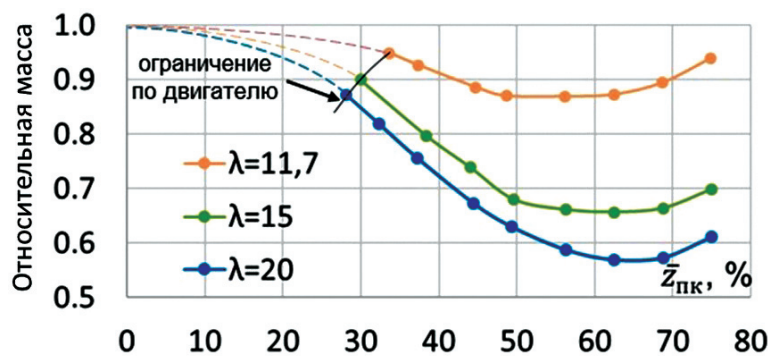


Рис. 12. Зависимость относительной массы крыла с подкосом от точки крепления \bar{z}_{pk}

массы крыла соответственно становится равным 31 и 37%, в то время как масса подкосных и бесподкосных вариантов растёт с увеличением удлинения.

В табл. 3 приведены значения относительной массы крыла с подкосом и без подкоса для трёх вариантов удлинения крыла. Массы всех шести альтернативных вариантов приведены к массе базового варианта с удлинением $\lambda = 11.7$ без подкоса.

Таблица 3

Относительные значения массы крыла с подкосом и без подкоса

Вариант	Удлинение	m/m_0 без подкоса, %	m/m_0 с подкосом, %
Базовый	11.7	100	87,7
1	15	134	93,3
2	20	183	116,5

Выводы

Представлен модифицированный вариант четырёхуровневого алгоритма комплексного анализа прочности конструкций гражданских самолётов, адаптированный для проведения автоматизированной вариации параметров внешней геометрии. Для реализации FLA разработан новый модуль построения параметрических аэродинамических нагрузочных моделей, который позволяет корректно решить данную задачу с минимальными временными затратами в рамках проектирования конструкции планера с неустановившимися значениями параметров внешней геометрии.

Снижение трудоёмкости вычислительных процедур анализа прочностных и весовых характеристик Reg15 не менее чем в 10 раз было обеспечено за счёт одновременного использования трёх принципов декомпозиции: декомпозиция конструкции; декомпозиция задач прочности; декомпозиция полётных случаев нагружения.

В работе получены зависимости массы конструкции крыла от удлинения, а также координаты точки крепления подкоса к крылу (составившие 50–65% от полуразмаха крыла, в зависимости от удлинения). Для рассматриваемого гипотетического регионального самолёта подтверждена лучшая весовая эффективность конструкции крыла на основе КСС с подкосом по сравнению с бесподкосной КСС. Для варианта крыла с $\lambda_0 = 11.7$ снижение массы крыла составило 12,3%, тогда как для альтернативных вариантов с большим удлинением $\lambda_1 = 15$, $\lambda_2 = 20$ снижение массы крыла составило соответственно 31 и 37%.

Результаты проведённых параметрических исследований подтвердили эффективность использования модифицированного четырёхуровневого алгоритма для решения проектировочных задач прочности:

— самолётов с нетрадиционными компоновочными схемами;

— самолётов малой авиации, для которых значительно влияние учета упругих деформаций при определении внешних аэродинамических нагрузок.

Список источников

1. *Elham A., La Rocca G., van Tooren M.J.L.* Development and implementation of an advanced, design-sensitive method for wing weight estimation // *Aerospace Science and Technology*. 2013. Vol. 29. No. 1, pp. 100–113. DOI: 10.1016/j.ast.2013.01.012, 2013
2. *Schuhmacher G., Murra I., Wang L. et al.* Multidisciplinary Design Optimization of a Regional Aircraft Wing Box // 9th AIAA/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization (04–06 September 2002; Atlanta, Georgia). DOI: 10.2514/6.2002-5406
3. *Werner-Westphal C., Heinze W., Horst P.* Structural sizing for an unconventional, environment-friendly aircraft configuration within integrated conceptual design // *Aerospace Science and Technology*. 2008. Vol. 12. No. 2, pp. 184–194. DOI: 10.1016/j.ast.2007.05.006
4. *Cavagna L., Ricci S., Travaglini L.* NeoCASS: An integrated tool for structural sizing, aeroelastic analysis and MDO at conceptual design level // *Progress in Aerospace Sciences*. 2011. Vol. 47. No. 8, pp. 621–635. DOI: 10.1016/j.paerosci.2011.08.006
5. *Ковалевский А.К., Липин Е.К.* Применение автоматизированного параметрического анализа для выбора рациональных конструктивно-силовых схем крыла // *Ученые записки ЦАГИ*. 1989. Т. 20. № 3. С. 91–100.
6. *Кудряшов А.Б., Липин Е.К., Шаныгин А.Н., Шевченко Ю.А.* Применение системы MAPC в проектировочных расчетах авиационных конструкций // *Ученые записки ЦАГИ*. 1988. Т. 19. № 4. С. 71–80.
7. *Röhl P.J., Mavris D.N., Schrage D.P.* A Multilevel Decomposition Procedure for the Preliminary Wing Design of High-Speed Civil Transport Aircraft // 1st Industry/Acedemy Symposium on High Speed Civil Transport Vehicles (4–6 December 1994; Greensboro, NC). URI: <http://hdl.handle.net/1853/6370>
8. *La Rocca G., van Tooren M.J.L.* Knowledge-Based Engineering Approach to Support Aircraft Multidisciplinary Design and Optimization // *Journal of Aircraft*. 2009. Vol. 46. No. 6, pp. 1875–1885. DOI: 10.2514/1.39028
9. *Dorbath F.* A Flexible Wing Modeling and Physical Mass Estimation System for Early Aircraft Design Stages // Müllheim (Baden). 2014. DOI: 10.15480/882.1159
10. *Dorbath F., Gaida U.* Large Civil Jet Transport (MTOM > 40t) — Statistical Mass Estimation // *Luftfahrttechnisches Handbuch*, 2011. URL: <https://elib.dlr.de/81599/>
11. *Shanygin A., Fomin V., Zamula G.* Multilevel approach for strength and weight analyses of composite airframe structures // 27th International Congress of the Aeronautical Sciences – ICAS’2010 (19–24 September 2010; Nice, France). URL: http://www.icas.org/icas_archive/icas2010/papers/380.pdf
12. *Dubovikov E.A.* Novel approach and algorithm for searching rational nonconventional airframe concepts of new generation aircrafts // 28th International Congress of the Aeronautical Sciences - ICAS’2012 (23–28 September 2012; Brisbane, Australia). URL: https://www.icas.org/icas_archive/icas2012/papers/445.pdf
13. Final Report Summary - ALASCA (Advanced Lattice Structures for Composite Airframes). URL: http://cordis.europa.eu/result/rcn/149775_en.html
14. Final Report Summary - POLARBEAR (Production and Analysis Evolution For Lattice Related Barrel Elements Under Operations With Advanced Robustness). URL: <https://cordis.europa.eu/result/rcn/197045/en>
15. *Безуевский А.В., Ишмуратов Ф.З.* Влияние квазистатических деформаций на характеристики аэроупругости самолета с крылом большого удлинения // *Вестник Московского авиационного института*. 2017. Т. 24. № 4. С. 14–25.
16. *Чубань В.Д., Снисаренко Т.В., Чубань А.В.* IMAD. Интерактивное многодисциплинарное проектирование летательных аппаратов. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ RU2020662368. Бюл. №10, 13.10.2020.
17. *Барановски С.В., Михайловский К.В.* Влияние учета деформации крыла при определении аэродинамических нагрузок на начальных этапах проектирования // *Вестник Российского университета дружбы народов*. Серия: Инженерные исследования.

2020. Т. 21. № 3. С. 166-174. DOI: 10.22363/2312-8143-2020-21-3-166-174
18. Гарифуллин М.Ф., Орлова О.А. Учет влияния упругой крутки при обработке результатов испытаний дренированной модели крыла большого удлинения в АДТ // Ученые записки ЦАГИ. 2018. Т. 49. № 5. С. 76-85.
 19. Бирюк В.И., Фролов В.М. О рациональной конструктивно-силовой компоновке крыла с учетом некоторых аэродинамических требований // Ученые записки ЦАГИ. 1976. Т. 7. № 6. С. 134-138.
 20. Литвинов В.М., Литвинов Е.В. Методика расчета массы крыла самолета с учетом ограничений по аэроупругости // Ученые записки ЦАГИ. 2006. Т. 37. № 3. С. 63-83.
 21. Vedernikov D.V., Shanygin A.N., Mirgorodsky Y.S., Levchenkov M.D. Strength Analysis of Alternative Airframe Layouts of Regional Aircraft on the Basis of Automated Parametrical Models // *Aerospace*. 2021. Vol. 8. No. 3, p. 80. DOI: 10.3390/aerospace8030080
 22. Дубовиков Е.А. Влияние упругих характеристик композитного крыла на вес конструкции // Труды МФТИ. 2012. Т. 4. № 2-14. С. 154-163.
 23. Ашихмин А.Н., Мирхазов Р.Р., Файзуллин А.М., Хамзин А.Г. Конструирование слоистого композиционного материала, обеспечивающего прочность конструкции при заданных случаях нагружения // Казанский физико-технический институт имени Е.К. Завойского. Ежегодник. 2016. Т. 2015. С. 123-125.
 24. Безуевский А.В., Ишмуратов Ф.З. Аэропрочностные исследования крыла большого удлинения с подкосом // Труды МАИ. 2018. № 103. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=100649>
 25. Безуевский А.В., Ишмуратов Ф.З. Исследования весовой эффективности и характеристик аэроупругости самолета с крылом большого удлинения с подкосом // Прочность конструкций летательных аппаратов: Сборник статей научно-технической конференции (8—9 декабря 2016; ЦАГИ, Жуковский). М.: Издательский отдел ЦАГИ, 2017. С. 287-288.

References

1. Elham A., La Rocca G., van Tooren M.J.L. Development and implementation of an advanced, design-sensitive method for wing weight estimation. *Aerospace Science and Technology*, 2013, vol. 29, no. 1, pp. 100-113. DOI: 10.1016/j.ast.2013.01.012, 2013
2. Schuhmacher G., Murra I., Wang L. et al. Multidisciplinary Design Optimization of a Regional Aircraft Wing Box. *9th AIAA/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization (04–06 September 2002; Atlanta, Georgia)*. DOI: 10.2514/6.2002-5406
3. Werner-Westphal C., Heinze W., Horst P. Structural sizing for an unconventional, environment-friendly aircraft configuration within integrated conceptual design. *Aerospace Science and Technology*, 2008, vol. 12, no. 2, pp. 184–194. DOI: 10.1016/j.ast.2007.05.006
4. Cavagna L., Ricci S., Travaglini L. NeoCASS: An integrated tool for structural sizing, aeroelastic analysis and MDO at conceptual design level. *Progress in Aerospace Sciences*, 2011, vol. 47, no. 8, pp. 621–635. DOI: 10.1016/j.paerosci.2011.08.006
5. Kovalevskii A.K., Lipin E.K. *Uchenye zapiski TsAGI*, 1989, vol. 20, no. 3, pp. 91-100.
6. Kudryashov A.B., Lipin E.K., Shanygin A.N., Shevchenko Yu.A. *Uchenye zapiski TsAGI*. 1988, vol. 19, no. 4, pp. 71-80.
7. Röhl P.J., Mavris D.N., Schrage D.P. A Multilevel Decomposition Procedure for the Preliminary Wing Design of High-Speed Civil Transport Aircraft. *1st Industry/Acedemy Symposium on High Speed Civil Transport Vehicles (4–6 December 1994; Greensboro, NC)*. URI: <http://hdl.handle.net/1853/6370>
8. La Rocca G., van Tooren M.J.L. Knowledge-Based Engineering Approach to Support Aircraft Multidisciplinary Design and Optimization. *Journal of Aircraft*, 2009, vol. 46, no. 6, pp. 1875-1885. DOI: 10.2514/1.39028
9. Dorbath F. A Flexible Wing Modeling and Physical Mass Estimation System for Early Aircraft Design Stages. *Müllheim (Baden)*, 2014. DOI: 10.15480/882.1159
10. Dorbath F., Gaida U. Large Civil Jet Transport (MTOM > 40t) — Statistical Mass Estimation. *Lufffahrttechnisches Handbuch*, 2011. URL: <https://elib.dlr.de/81599/>
11. Shanygin A., Fomin V., Zamula G. Multilevel approach for strength and weight analyses of composite airframe structures. *27th International Congress of the Aeronautical Sciences – ICAS'2010 (19–24 September 2010; Nice, France)*. URL: http://www.icas.org/icas_archive/icas2010/papers/380.pdf
12. Dubovikov E.A. Novel approach and algorithm for searching rational nonconventional airframe concepts of new generation aircrafts. *28th International Congress of the Aeronautical Sciences - ICAS'2012 (23–28 September 2012; Brisbane, Australia)*. URL: https://www.icas.org/icas_archive/icas2012/papers/445.pdf
13. *Final Report Summary - ALASCA (Advanced Lattice Structures for Composite Airframes)*. URL: http://cordis.europa.eu/result/rcn/149775_en.html
14. *Final Report Summary - POLARBEAR (Production and Analysis Evolution For Lattice Related Barrel Elements Under Operations With Advanced Robustness)*. URL: <https://cordis.europa.eu/result/rcn/197045/en>
15. Bezuevskii A.V., Ishmuratov F.Z. Quasi-static deformations effect on aeroelasticity characteristics of an aircraft with high aspect ratio wing. *Aerospace MAI Journal*, 2017, vol. 24, no. 4, pp. 14-25.

16. Chuban' V.D., Snisarenko T.V., Chuban' A.V. *Svidetel'stvo o gosudarstvennoi registratsii programmy dlya EVM "IMAD. Interaktivnoe mnogodistsiplinarnoe proektirovanie letatel'nykh apparatov"*. No. RU2020662368, 13.10.2020 (Certificate of state registration of computer programs "IMAD. Interactive multidisciplinary aircraft design", no. RU2020662368, 13.10.2020).
17. Baranovski S.V., Mikhailovskii K.V. *Vestnik Rossiiskogo universiteta druzhby narodov. Seriya: Inzhenernye issledovaniya*, 2020, vol. 21, no. 3, pp. 166-174. DOI: 10.22363/2312-8143-2020-21-3-166-174
18. Garifullin M.F., Orlova O.A. *Uchenye zapiski TsAGI*, 2018, vol. 49, no. 5, pp. 76-85.
19. Biryuk V.I., Frolov V.M. *Uchenye zapiski TsAGI*, 1976, vol. 7, no. 6, pp. 134-138.
20. Litvinov V.M., Litvinov E.V. *Uchenye zapiski TsAGI*, 2006, vol. 37, no. 3, pp. 63-83.
21. Vedernikov D.V., Shanygin A.N., Mirgorodsky Y.S., Levchenkov M.D. Strength Analysis of Alternative Airframe Layouts of Regional Aircraft on the Basis of Automated Parametrical Models. *Aerospace*, 2021, vol. 8, no. 3, p. 80. DOI: 10.3390/aerospace8030080
22. Dubovikov E.A. *Trudy MFTI*, 2012, vol. 4, no. 2-14, pp. 154-163.
23. Ashikhmin A.N., Mirkhazov R.R., Faizullin A.M., Khamzin A.G. *Kazanskii fiziko-tekhnicheskii institut imeni E.K Zavoiskogo. Ezhegodnik*, 2016, vol. 2015, pp. 123-125.
24. Bezuevskii A.V., Ishmuratov F.Z. *Trudy MAI*, 2018, no. 103. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=100649>
25. Bezuevskii A.V., Ishmuratov F.Z. *Materialy Nauchno-tekhnicheskoi konferentsii "Prochnost' konstruksii letatel'nykh apparatov"* (8-9 December 2016; TsAGI, Zhukovskii). Moscow, Izdatel'skii otdel TsAGI, 2017, pp. 287-288.

Статья поступила в редакцию 09.02.2022; одобрена после рецензирования 22.02.2022; принята к публикации 01.03.2022.

The article was submitted on 09.02.2022; approved after reviewing on 22.02.2022; accepted for publication on 01.03.2022.