

ОБ ОДНОМ ПОДХОДЕ К АВТОМАТИЗИРОВАННОМУ ФОРМИРОВАНИЮ ОБЛИКА САМОЛЕТА СХЕМЫ «ЛЕТАЮЩЕЕ КРЫЛО»

Николай Анатольевич ЕРЕМИН родился в 1979 г. в городе Москве. Аспирант МАИ. Основные научные интересы — в области теории и методов проектирования самолетов. E-mail: en1812@yandex.ru

Nikolay A. EREMIN, was born in 1979, in Moscow. He is a Postgraduate Student at the MAI. He is major research interest lie in the field of aircraft design theory and methods. E-mail: en1812@yandex.ru

Николай Константинович ЛИСЕЙЦЕВ родился в 1936 г. в Краснодарском крае. Профессор МАИ. Доктор технических наук, профессор. Основные научные интересы — в области теории и методов проектирования самолетов. Автор более 150 научных работ. E-mail: avia101@mai.ru

Nikolay K. LISEITSEV, D. Sci., was born in 1936, in the Krasnodar territory. He is a Professor at the MAI. His major research interest lie in the field of aircraft design theory and methods. He has published more than 150 technical papers. E-mail: avia101@mai.ru

Излагаются методические подходы к процессу автоматизированного формирования облика самолета с учетом особенностей, накладываемых применением аэродинамической схемы «летающее крыло». В предлагаемой методике процесс формирования облика осуществляется на основе сравнительного анализа альтернативных вариантов самолета, полученных путем реконфигурации параметрической модели базовой компоновочной схемы.

New approach to automation of layout design flying wing configuration of airplane is discussed. The process is realized on the base of comparative analysis of alternative airplane configurations. The configurations are results of reconfigurations of the base layout scheme.

Ключевые слова: летающее крыло, проектирование, автоматизация, формирование облика, проектные параметры, компоновочная схема, реконфигурация, параметризованная модель.

Key words: flying wing, design, automation, layout design, design parameters, layout scheme, reconfiguration, parametric model.

Одним из перспективных направлений развития ударных авиационных комплексов является разработка боевых самолетов аэродинамической схемы «летающее крыло», которая обрела актуальность в связи с широким внедрением технологий снижения заметности «Stealth». Отсутствие оперения и обособленного фюзеляжа обуславливают реализацию минимальной эффективной поверхности рассеяния, а достижения в области автоматичес-

кого управления позволяют решать задачи обеспечения устойчивости полета «летающего крыла», которые ранее были сдерживающим фактором на пути развития самолетов такой схемы. Примером успешного применения схемы «летающее крыло» для ударного самолета можно считать бомбардировщик В-2 разработки корпорации «Northrop Grumman». В настоящее время ведущими зарубежными самолетостроительными корпорациями раз-

рабатывается целый ряд проектов перспективных ударных самолетов с применением аэродинамической схемы «летающее крыло» (рис. 1), среди которых программы создания бомбардировщика NGB (Next Generation Bomber) и боевого беспилотного самолетаUCAV (Unhibited Combat Air Vehicle).

Вместе с тем, формирование облика самолетов схемы «летающее крыло» имеет связанные с отсутствием фюзеляжа специфические особенности, затрудняющие поиск рациональной компоновочной схемы. Это наряду с недостаточным вниманием, уделявшимся ранее вопросам проектирования таких самолетов, делает актуальными исследования, направленные на поиск методических подходов к определению рациональных параметров самолетов данной схемы.

Как известно, при формировании облика нового самолета определение его основных параметров на-

чинается с нахождения параметров «завязки» проекта — удельной нагрузки на крыло p_{s0} и тяговооруженности P_{m0} , которые наряду с показателями технического уровня (аэродинамические характеристики — АДХ, относительный запас топлива \bar{m}_T , высотно-скоростные $\bar{P}(H, M)$ и расходные $c_p(H, M, \bar{P})$ характеристики силовой установки) определяют уровень тактико-технических характеристик (ТТХ) самолета [4].

На рис. 2 в графической форме показана типовая зависимость потребной тяговооруженности самолета от удельной нагрузки на крыло для обеспечения потребных тактико-технических характеристик при заданных характеристиках двигателя и АДХ:

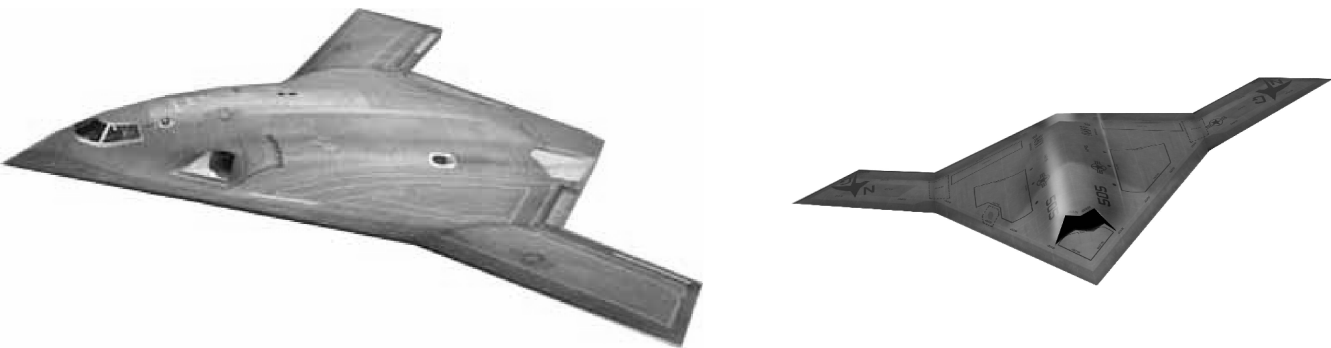


Рис. 1. Перспективные боевые самолеты, выполняемые по схеме «летающее крыло»: а — проект бомбардировщика программы NGB; б — беспилотный самолет программыUCAV

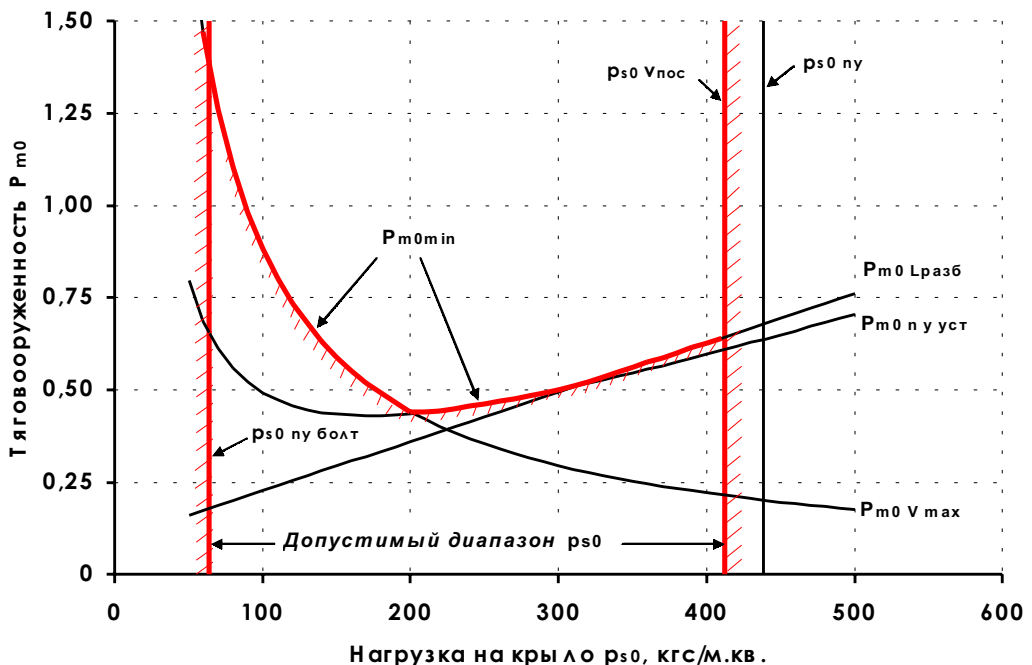


Рис. 2. Зависимость потребной тяговооруженности самолета от удельной нагрузки на крыло

$p_{s0 \text{ ну болт}}$ — минимально допустимое значение нагрузки на крыло из условия непревышения значений максимальной эксплуатационной перегрузки и максимально допустимого коэффициента подъемной силы при полете в неспокойной атмосфере;

$p_{s0 \text{ V}_{\text{пос}}}$ — максимально допустимое значение нагрузки на крыло из условия непревышения значения максимально допустимого коэффициента подъемной силы при заходе на посадку с заданной посадочной скоростью;

$p_{s0 \text{ ну}}$ — максимально допустимое значение нагрузки на крыло из условия непревышения значения максимально допустимого коэффициента подъемной силы при маневрировании с заданной перегрузкой на заданных высоте и скорости;

$P_{m0 \text{ ну уст}}$ — тяговооруженность из условия обеспечения заданной установившейся перегрузки на заданных высоте и скорости;

$P_{m0 \text{ V}_{\text{max}}}$ — тяговооруженность из условия обеспечения заданной максимальной скорости полета на заданной высоте;

$P_{m0 \text{ L}_{\text{разб}}}$ — тяговооруженность из условия обеспечения заданной длины разбега;

$P_{m0 \text{ min}}$ — минимальная потребная тяговооруженность для выполнения требований к ТТХ.

При проектировании самолетов с обособленным фюзеляжем при заданных двигателе, оборудовании и целевой нагрузке согласование параметров P_{m0} и p_{s0} , при определенных в первом приближении параметрах фюзеляжа, производится в основном за счет варьирования параметров аэродинамической компоновки крыла (удлинение, сужение, количе-

ство переломов и углы стреловидности по передней и задней кромкам крыла, типы профилей и пр.), а также его механизации. При изменении параметров аэродинамической компоновки крыла и применении различной по эффективности механизации меняются АДХ самолета и соответственно вид кривых $P_{m0} = f(p_{s0})$ и диапазона допустимых значений нагрузки на крыло $[p_{s0}]$, приведенных на рис. 2. При этом возможна определенная свобода в выборе площади крыла, которая определяется значением p_{s0} и значением взлетной массы, которая, при заданном двигателе, зависит от потребной тяговооруженности.

Самолеты схемы «летающее крыло», у которых отсутствует фюзеляж и крыло является единственным компоновочным полем, имеют следующие специфические особенности, затрудняющие согласование параметров P_{m0} и p_{s0} при заданном двигателе:

1. Минимальное значение площади крыла при заданных габаритах и схеме размещения компоновочных в нем элементов, а также принятых параметрах аэродинамической компоновки и КСС крыла определяется необходимостью размещения в нем (крыле) всех компоновочных агрегатов, и, таким образом, значение площади крыла уже не может быть «свободным звеном», как у самолета с обособленным фюзеляжем.

2. В силу ограничения для «летающих крыльев» значения площади крыла снизу, нагрузку на крыло можно варьировать только за счет изменения взлетной массы, что далеко не всегда является эффективной мерой. Так, на рис. 3 штрих-пунктир-

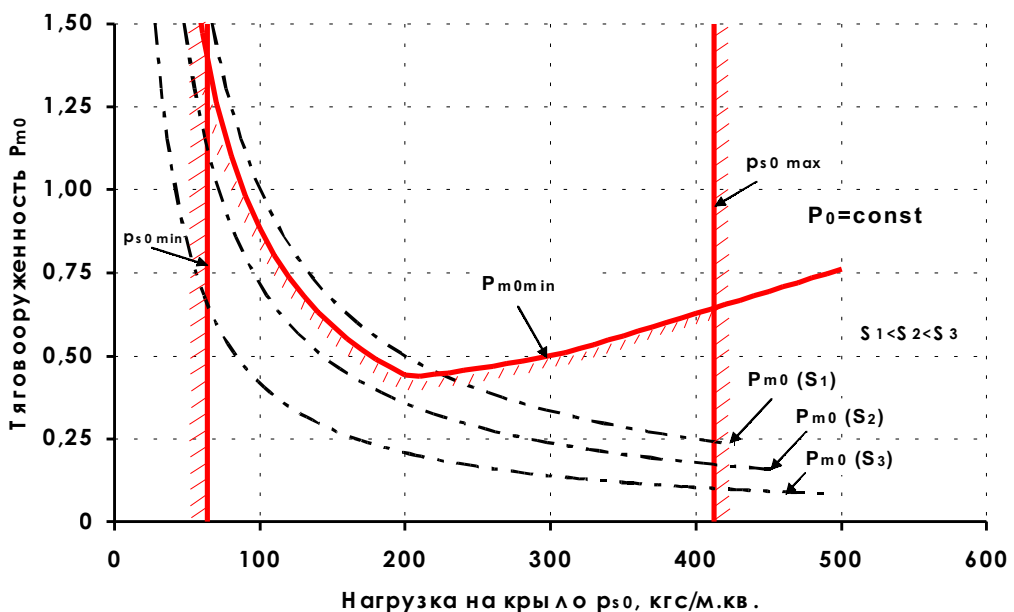


Рис. 3. Взаимосвязь значений тяговооруженности и нагрузки на крыло при заданном двигателе для самолетов схемы «летающее крыло»

ными линиями показаны зависимости «нагрузка на крыло — тяговооруженность» для различных заданных значений площади крыла (S_1, S_2, S_3), полученные при фиксированной тяге двигателя P_0 путем варьирования взлетной массы. Эти зависимости наложены на ограничения по нагрузке на крыло и минимальному значению тяговооруженности, которые приведены на рис. 2.

Из рис. 2 можно видеть, что при заданных АДХ и характеристиках двигателя существует некоторое значение площади крыла, свыше которого невозможно обеспечить выполнение требований к летно-техническим характеристикам самолета ни при какой взлетной массе.

3. Невозможно существенно влиять на потребные значения тяговооруженности и располагаемый диапазон значений нагрузки на крыло путем применения механизации крыла, поскольку для схемы «летающее крыло» затруднительно применение эффективной механизации по причине отсутствия горизонтального оперения и невозможности компенсировать элевонами большой дополнительный момент тангажа, возникающий вследствие выпуска мощной механизации.

4. Для уменьшения площади крыла самолета схемы «летающее крыло» при неизменной номенклатуре и схеме размещения компоновываемых грузов необходимо изменение параметров аэродинамической компоновки крыла (например, введение дополнительных переломов стреловидности кромок). Однако при изменении аэродинамической компоновки, помимо изменения площади крыла, меняются АДХ самолета, относительная масса конструкции планера, а также допустимый по устойчивости диапазон центровок и, следовательно, располагаемые компоновочные объемы топлива и, как следствие, относительный запас топлива \bar{m}_T .

Таким образом, для самолета схемы «летающее крыло» невозможно определить, какая аэродинамическая компоновка крыла будет оптимальна для обеспечения заданного технического задания без разработки компоновочных схем и оценки ТТХ альтернативных вариантов, имеющих различные параметры аэродинамической компоновки крыла.

Учитывая указанные особенности, присущие самолетам схемы «летающее крыло», для поиска рационального облика самолета такой схемы предложена следующая схема действий.

Изначально задается множество аэродинамических компоновок крыла {АК} путем перебора различных сочетаний параметров аэродинамической компоновки (различные углы стреловидности по передним и задним кромкам, различное число перело-

мов по кромкам крыла, различные относительные толщины профилей и пр.).

На основе каждой аэродинамической компоновки из множества {АК} формируется компоновочная схема (КС), удовлетворяющая принимаемым ограничениям (по обеспечению устойчивости, базируванию, подвески грузов, заметности и пр.) и таким образом получается множество альтернативных компоновочных схем {КС}.

У каждой сформированной компоновочной схемы будут определенные значения аэродинамических характеристик, площади крыла и располагаемых, по условию обеспечения центровки, объемов под размещение топлива. Как показано выше, при заданном двигателе со стендовой тягой P_0 и фиксированной площади крыла S могут быть получены только определенные сочетания $P_{m_0} - p_{s_0}$, определяемые взлетной массой самолета m_0 : $P_{m_0} = P_0/m_0$; $p_{s_0} = m_0/S$. Поскольку заранее неизвестно, какое сочетание $P_{m_0} - p_{s_0}$ будет оптимально для данной компоновочной схемы, то необходимо рассматривать множество значений взлетной массы m_0 из условия обеспечения ряда значений тяговооруженности. При этом в качестве ограничения на значения m_0 выступает диапазон допустимых значений нагрузки на крыло, определяемый АДХ, требованиями к ТТХ, а также относительными массами топлива \bar{m}_T и целевой нагрузки $\bar{m}_{ц.н}$ [1].

Относительная масса целевой нагрузки определяется принятым значением взлетной массы и заданным значением массы целевой нагрузки.

Для определения относительной массы топлива необходимо, помимо взлетной массы, знать массу снаряженного самолета, включающую массы пустого самолета, экипажа и снаряжения, поскольку при фиксированном значении взлетной массы масса топлива определяется как разница между взлетной массой и массами снаряженного самолета и целевой нагрузки.

Масса пустого самолета, помимо взлетной массы, зависит еще и от значения максимальной эксплуатационной перегрузки $n_{y_{max}}^3$, влияющей на массу конструкции планера. При этом, если проектируется новый малоизученный класс самолетов, может быть затруднительным изначально задать рациональное значение максимальной эксплуатационной перегрузки. Если заложить слишком высокое значение $n_{y_{max}}^3$, то конструкция будет перетяжелена по прочности, а заданная перегрузка при этом не будет реализована ввиду недостаточной тяговооруженности. Если же принять недостаточное

значение, то располагаемые по тяговооруженности и АДХ маневренные характеристики самолета не будут реализованы из-за ограничений по прочности, диктуемым значением максимальной эксплуатационной перегрузки. Поэтому при проектировании самолета малоизученного класса необходимо задавать также множество значений максимальной эксплуатационной перегрузки $\{n_{y\max}^{\circ}\}$.

Путем перебора сочетаний элементов множеств $\{KC\}$; $\{P_{m0}\}$ и $\{n_{y\max}^{\circ}\}$ получается множество альтернативных вариантов облика самолетов $\{O\}$:

$$O_{i,j,k} = f(KC_i, P_{m0j}, n_{y\max k}^{\circ}).$$

При этом нагрузка на крыло является производной величиной, поскольку площадь крыла, как показано выше, является функцией параметров аэродинамической компоновки крыла.

Таким образом, при проектировании самолета схемы «летающее крыло» обеспечивается возможность, как и в случае с самолетом с обособленным фюзеляжем, рассмотрения альтернативных вариантов облика в широком диапазоне аэродинамических характеристик, а также значений нагрузки на крыло и тяговооруженности, с целью поиска варианта, наилучшим образом удовлетворяющего требованиям технического задания. Сравнение рассчитанных значений ТТХ сформированных вариантов облика между собой по заданному критерию позволяет производить обоснованный выбор рациональных параметров для разрабатываемого самолета.

Для реализации предложенного подхода к поиску рационального варианта облика самолета, требующего синтеза множества альтернативных вариантов компоновочных схем с последующим анализом (включающим расчеты аэродинамических, массовых и летно-технических характеристик), еще большего количества вариантов облика самолета, сформированных на основе каждой компоновочной схемы, необходимо максимально формализовать составляющие этого процесса.

Однако не все составляющие процесса формирования облика могут быть полностью описаны в алгоритмической форме и, следовательно, формализованы. В наименьшей степени поддаются формализации процедуры синтеза вариантов компоновочной схемы самолета. Это обуславливается тем, что при формировании компоновочной схемы правила принятия решений используемая информация, соотношение целей и путей их достижения формулируются нечетко, а весь процесс синтеза носит эвристический характер [2, 3].

Вместе с тем, проблему автоматизации синтеза можно упростить, если сузить поле поиска возможных решений путем рассмотрения вариаций некоторым образом определенного базового облика. В качестве такового может выступать как прототип проектируемого самолета или семейство прототипов, от которых заимствованы технические решения, так и некоторый первоначальный замысел относительно облика, предложенный к проработке главным конструктором. Такой подход отражает реальную практику проектирования самолетов, при этом формализация подобных работ вызовет гораздо меньше трудностей, чем полная формализация «с нуля», поскольку в этом случае необходимо формализовать лишь процесс реконфигурации выбранного варианта — базовой конфигурации самолета.

Под базовой конфигурацией в данном случае понимается компоновочная схема самолета, часть параметров которой заданы однозначно (зафиксированы), а остальные могут варьироваться в некоторых пределах. Различные сочетания варьируемых и фиксируемых параметров определяют различные варианты компоновочных схем самолетов.

На рис. 4 показана упрощенная иллюстрация предлагаемого подхода, где в качестве заданных выступают параметры, определяющие габариты и взаимное размещение двигателя, грузов и шасси; в качестве варьируемых параметров — углы стреловидности по передней и задней кромкам крыла, а в качестве производных параметров — площадь крыла, удлинение, объем топлива и пр.

Практически базовая конфигурация реализуется в виде параметризованной трехмерной модели самолета, для разработки которой с успехом могут быть использованы САД-системы (САТИА, Unigraphics и пр.), освоенные современными проектными организациями. Применение возможностей таких систем позволяет создавать трехмерные модели, все параметры которых жестко связаны друг с другом по задаваемым разработчиком модели законам, так что при изменении одного параметра вся модель автоматически перестраивается. С помощью стандартных встроенных в САД-системы модулей по построенным моделям можно получать различные геометрические, в том числе объемные характеристики, необходимые для расчетов аэродинамических, массово-центровочных и летно-технических характеристик формируемых компоновочных схем. На рис. 5 показан пример разработанной в САД-системе параметризованной модели, для которой в качестве базовой конфигурации был выбран беспилотный самолет схемы «летающее крыло» Х-45С разработки корпорации «Boeing».

**Взаимное размещение
компоуемых агрегатов**

**Параметры аэродинамической
компоновки**

**Производные
параметры**

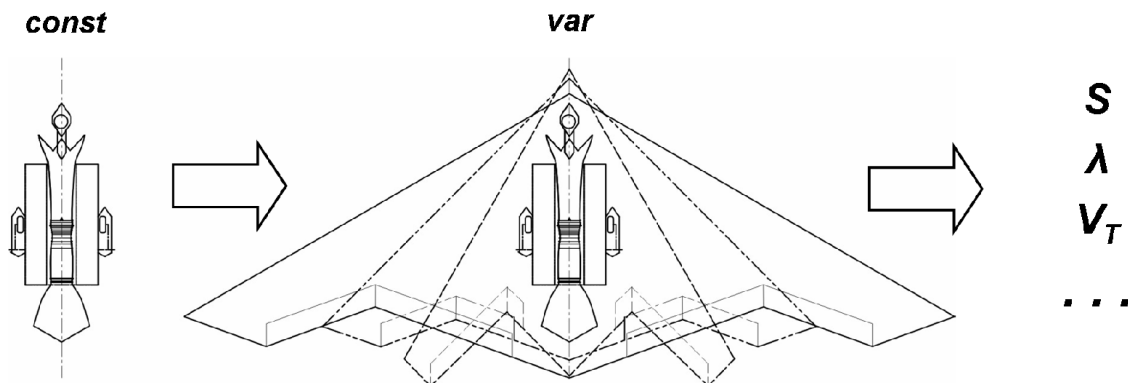


Рис. 4. Принцип синтеза альтернативных вариантов компоновочных схем на основе базовой конфигурации

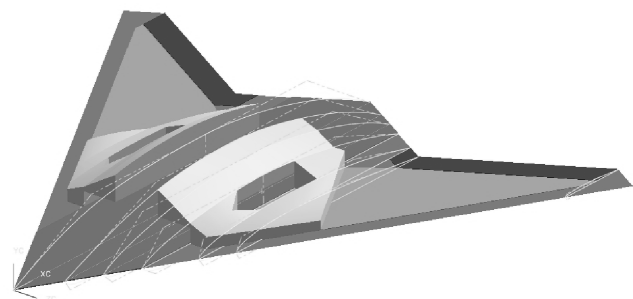


Рис. 5. Параметризованная модель компоновочной схемы самолета

При описанном выше подходе процесс генерации и идентификации компоновочных схем может быть автоматизирован. Автоматизация же процедур анализа характеристик сформированных альтернативных вариантов, а также отбора наиболее предпочтительных из их числа, хотя и относится к числу нетривиальных проблем, вполне разрешима.

Именно эти предпосылки были положены в основу разработанной методики автоматизированного формирования облика самолета схемы «летающее крыло».

Практическая реализация методики показала, что при рассмотрении 20 вариантов компоновочных схем на основе одной базовой конфигурации при варьировании для каждого варианта пяти значений тяговооруженности и пяти значений максимальной

эксплуатационной перегрузки общее время получения результатов (тактико-технических характеристик 500 вариантов обликов) занимает порядка 1,5—3,0 ч при ранее разработанной параметризованной модели.

Применение методики позволяет за счет возможности рассмотрения в приемлемые сроки большого количества предварительных компоновочных схем поднять качество предлагаемых для дальнейшей детальной проработки вариантов самолета.

Библиографический список

1. Егер С.М., Лисейцев Н.К., Самойлович О.С. Основы автоматизированного проектирования самолетов. — М.: Машиностроение, 1986.
2. Погосян М.А., Лисейцев Н.К., Рябов В.А. Развитие научных основ проектирования самолетов и задачи подготовки кадров // Вестник МАИ. 2005. Т.12. №2. С. 5-9.
3. Гуляев В.В., Демченко О.Ф., Долженков Н.Н. и др. Математическое моделирование при формировании облика летательного аппарата. — М.: Машиностроение, 2005.
4. Энциклопедия: Машиностроение. Т. 4-21. Кн. 2. «Проектирование, конструкции и системы самолетов и вертолетов» / Под ред. В.Г. Дмитриева. — М.: Машиностроение, 2004.

Московский авиационный институт
Статья поступила в редакцию 20.11.2009