

Метод формирования геометрических параметров несущих поверхностей самолетов транспортной категории на основе частных критериев и интегральных показателей их эффективности

Предложен метод, основанный на использовании частных критериев и интегральных показателей эффективности самолетов транспортной категории в решении обратных задач выбора геометрических параметров совокупности их несущих поверхностей на этапе предварительного проектирования. Данный метод обеспечивает максимальное аэродинамическое качество, требуемые показатели эксплуатационной эффективности и неизменность выбранных параметров на последующих этапах создания самолета.

Ключевые слова: несущие поверхности самолета, геометрические параметры, аэродинамическая и эксплуатационная эффективности.

Введение

Создание самолета транспортной категории, признанного временем, является весьма трудоемкой задачей. И это не удивительно, если учесть, что к самолетам такого типа предъявляют повышенные требования в отношении их экономичности, долговечности, надежности, удобства в эксплуатации и т.п.

Геометрические параметры крыла и оперения (рис. 1) находятся в самом начале проектирования самолета [1, 2]: внешняя геометрия → действующие нагрузки → внутренняя геометрия → масса самолета → ресурс → интегральные показатели эффективности самолета (с последующим повторением этих расчетов). Весьма важно в начале первого приближения получить значения $S_{кр}$, λ , χ , η , $S_{го}$, $S_{во}$, $L_{го}$, $L_{во}$, которые были бы близки к их значениям, принимаемым в окончательном облике самолета и отвечали бы условию его успешной эксплуатации в течение жизненного цикла.

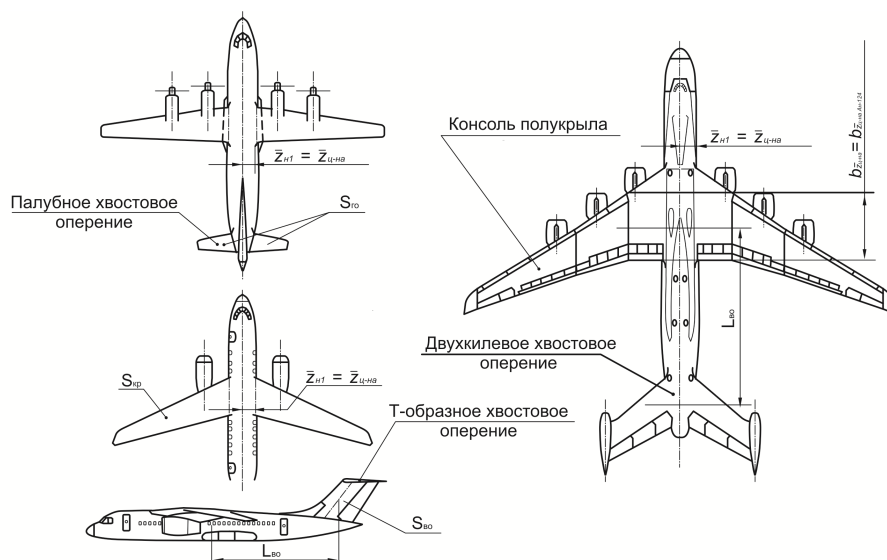


Рис. 1. Формы и взаимное расположение несущих поверхностей дозвуковых самолетов транспортной категории

Важную роль в прямых задачах формирования геометрических параметров несущих поверхностей (рис. 2) [2] играют два фактора – мировая статистика по самолетам-аналогам, прошедшим этап эксплуатации, и собственные данные фирмы – разработчика по предыдущим её самолетам. Но даже при наличии такой информации в существующей схеме неизбежен многоэтапный итерационный процесс: статистическая предварительная геометрия → поверочные аэродинамические расчеты → уточненная геометрия несущих поверхностей → повторные поверочные расчеты → новая компоновка несущих поверхностей.

Такой путь формирования геометрических параметров крыла и оперения не только является весьма затратным по времени и средствам, но и не гарантирует от ошибок при принятии решения в окончательном варианте.

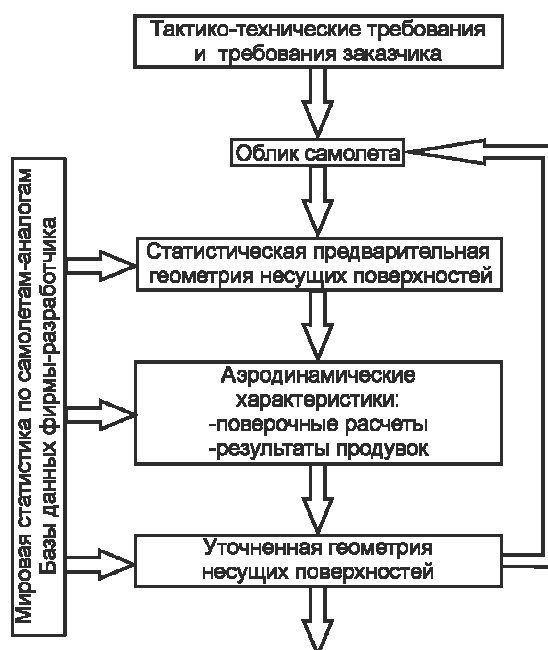


Рис. 2. Схема решения прямых задач формирования геометрических параметров несущих поверхностей при проектировании самолетов

Постановка задач исследований

Во избежание системных ошибок и существенного уменьшения затрат по времени и средствам предлагается метод формирования на этапе предварительного проектирования совокупности геометрических параметров несущих поверхностей (крыло + горизонтальное оперение и киль) путем решения обратных задач по частным аэродинамическим критериям их эффективности с учетом взаимозависимости частных критериев с интегральными показателями конкурентоспособности самолета.

Метод решения поставленной задачи

Схема реализации нового метода показана на рис. 3. Научная сущность которого заключается в решении обратных задач отыскания искомых геометрических параметров крыла: η , η_i , \bar{Z}_H , \bar{S}_H , $\varepsilon^\circ(z_i)$ и оперения: $S_{го}$, $S_{во}$, $L_{го}$, $L_{во}$ по частным критериям аэродинамического совершенства ($K_{фм}$, B_M , $S_{хв. о min}$) совокупности несущих поверхностей «крыло + оперение» с учетом особенностей их взаимной компоновки.

Следует подчеркнуть, что предлагаемый метод синтеза геометрических параметров несущих поверхностей по частным критериям их эффективности и с учетом интегральных показателей конкурентной способности самолета не заменяет, а лишь дополняет существующий генеральный путь оптимизации путем определения рациональных параметров уже на этапе предварительного проектирования [1, 5].

Особенностью совокупности несущих поверхностей «крыло + хвостовое оперение» является то обстоятельство, что требования их компоновки в реальных конструкциях приводят к появлению в крыле ряда дополнительных факторов (понятия эффективного удлинения крыла $\lambda_{эф}$, дополнительных площадей наплыва ΔS_n , увязки координат излома z_n с координатой центроплана $z_{ц-на}$ и т.п.), которые оказывают существенное влияние на частные критерии эффективности изолированного крыла [3, 4], а значит, возникает необходимость их модификации с учетом компоновочных особенностей всей системы несущих поверхностей:

$$K_{фм}(\eta_i, \bar{S}_{ni}, \bar{z}_n, \lambda_{эф}, \Delta \bar{S}_n, \bar{z}_d, \bar{z}_{ц-на}) = K_{фэ}, \quad (1)$$

$$B_M(\eta_c, K_\varepsilon, \bar{\varepsilon}(z), \lambda_{эф}, \Delta \bar{S}_n) = B_{min}, \quad (2)$$

где η_c – общее сужение крыла самолета;

η_i – сужения трапеций, образующих составное крыло;

\bar{z}_n – относительная координата излома крыла по его размаху;

\bar{z}_d – относительная координата расположения двигателя на крыле;

$\bar{z}_{ц-на}$ – максимальная относительная величина центроплана составного крыла;

$\lambda_{эф}$ – эффективное удлинение крыла;

$\Delta \bar{S}_{ni}$ – относительная величина дополнительного наплыва на крыле;

K_ε – угол общей крутки крыла;

$\bar{\varepsilon}(z)$ – относительный угол крутки местных хорд по размаху крыла.

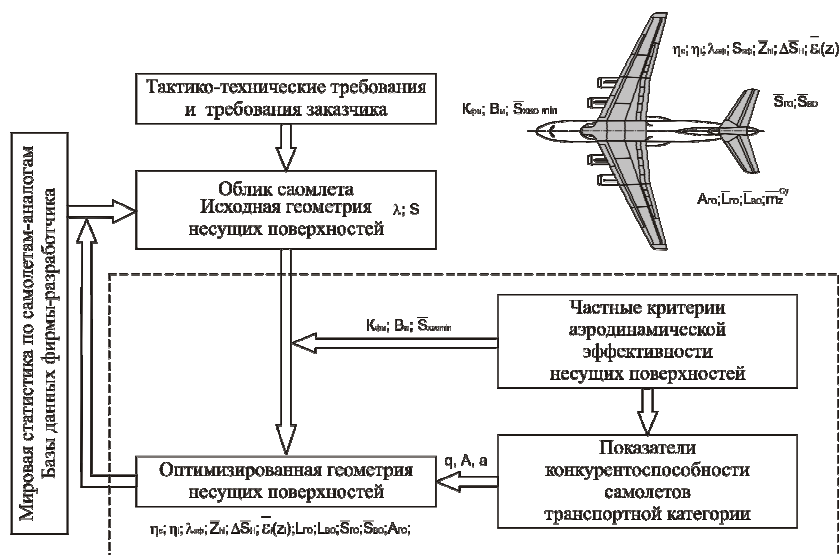


Рис. 3. Метод решения обратных задач формирования геометрии несущих поверхностей самолетов транспортной категории на этапе предварительного проектирования по частным критериям ($K_{фм}$, B_M , $\bar{S}_{XB0 min}$) и интегральным показателям (q , A , a) их эффективности

Кроме того, при рассмотрении всей совокупности несущих поверхностей (крыло + оперение) следует учесть их взаимовлияние друг на друга (выражения (1) и (2)), а также взаимозависимость параметров крыла и хвостового оперения, которое принято оценивать соотношением [2]

$$\bar{S}_{xв.о} = \bar{S}_{го} + \bar{S}_{во} = A_{го} \frac{b_{сax}}{L_{го}} + B_{во} \frac{l}{L_{во}}, \quad (3)$$

где $\bar{S}_{xв.о}$ – относительная площадь хвостового оперения;

$\bar{S}_{го}, \bar{S}_{во}$ – относительные площади горизонтального и вертикального оперений;

$A_{го}, B_{во}$ – коэффициенты статических моментов;

$L_{го}, L_{во}$ – плечи горизонтального и вертикального оперений;

$b_{сax}, l$ – средняя аэродинамическая хорда и размах крыла самолета.

Предполагаемый метод базируется на совместном решении уравнений (1), (2) и (3). Логика их взаимосвязи базируется на том основании, что геометрические параметры несущих поверхностей оказывают решающее влияние на их аэродинамическое качество, которое, в свою очередь, предопределяет такие параметры конкурентоспособности самолета, как максимальная дальность полета, топливная эффективность и некоторые стоимостные характеристики (рис. 4).

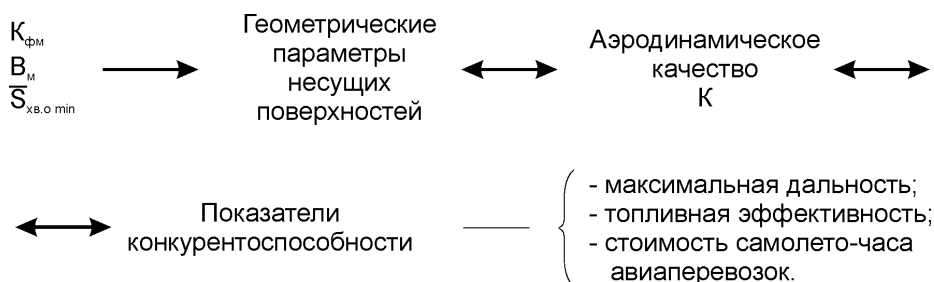


Рис. 4. Схема связи частных критериев эффективности несущих поверхностей с интегральными показателями конкурентоспособности самолета

Приведенная схема и система уравнений (1), (2), (3) предопределяют роль частных критериев $K_{фм}$, B_m и $\bar{S}_{xв.о}$ в решении обратной задачи формирования геометрических параметров совокупности несущих поверхностей на этапе предварительного проектирования самолета.

С учетом такой логики и схемы, показанной на рис. 5, представляется возможным интегральный критерий топливной эффективности выразить не только через общие параметры самолета ($m_0, C_{p\text{ крейс}}, V_{\text{крейс}}, n_{\text{пасс}}$), но и с помощью геометрических параметров несущих поверхностей ($S_{эф}, \eta_m, \eta_i, \lambda_{эф}, \bar{S}_H, \bar{Z}_{HM}, \bar{\epsilon}(z_i)$), т.е. представить в виде зависимости

$$q_{\text{топ}} = f(m_0, C_{p\text{ крейс}}, V_{\text{крейс}}, n_{\text{пасс}}, C_y, S_{эф}, \lambda_{эф}, \eta_m, \bar{S}_H, \bar{Z}_{HM}, \bar{\epsilon}(z_i)). \quad (4)$$

Как видим, в новой постановке показатель топливной эффективности трактуется зависимым не только от общих параметров самолета, таких, как его масса m_0 , удельный расход топлива двигателями $C_{p\text{ крейс}}$, крейсерской скорости полета $V_{\text{крейс}}$, числа пассажиров $n_{\text{пас}}$, и коэффициента подъемной силы C_y , но и от геометрических параметров крыла по виду в плане: эффективной

площади $S_{эф}$ и эффективного удлинения $\lambda_{эф}$ крыла, его суммарного сужения η_m , относительной площади наплывов \bar{S}_H , числа трапеций и координат излома \bar{z}_{HM} , образующих план крыла, а также углов геометрической крутки местных хорд, определяемых по частным критериям эффективности $K_{фм}$, B_m и $\bar{S}_{хв.о min}$ системы несущих поверхностей самолета.

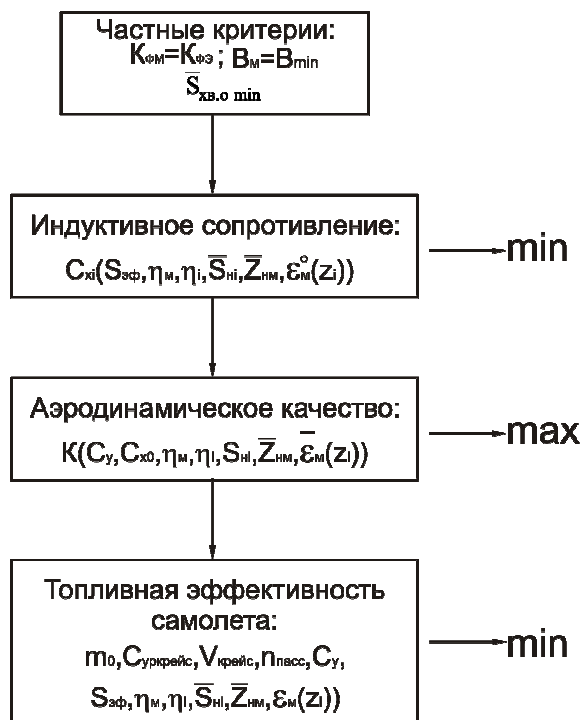


Рис. 5. Схема обеспечения оптимальной топливной эффективности самолета на основе выбора геометрических параметров несущих поверхностей по частным критериям их эффективности

Такая связь в полной мере отражает влияние совокупности геометрических параметров несущих поверхностей (по виду в плане) на один из важнейших показателей конкурентоспособности самолета – топливную эффективность.

Аналогичным образом устанавливают взаимозависимость и других интегральных показателей с частными критериями аэродинамической эффективности несущих поверхностей самолетов транспортной категории.

Этапы реализации предложенного метода показаны на рис. 6.

В качестве исходных фиксированных параметров принимают расчетную величину площади крыла и его геометрическое удлинение, определяемые на предыдущем этапе исходя из назначения самолета и общих требований, предъявляемых к нему.

Последующее формирование геометрических параметров совокупности несущих поверхностей состоит из пяти этапов, составляющих научную сущность и последовательность формирования всех остальных геометрических параметров крыла и главных геометрических параметров хвостового оперения в системе несущих поверхностей $S_{эф}$, $\lambda_{эф}$, η_m , \bar{S}_H , \bar{z}_{HM} , $\bar{z}_{ц-на}$, $\bar{\epsilon}^\circ(z_{Hl})$, $\bar{S}_{хв.о min}$, $L_{го}$ и $L_{во}$,

минуя этап оценки весовых и летно-технических параметров проектируемого самолета.

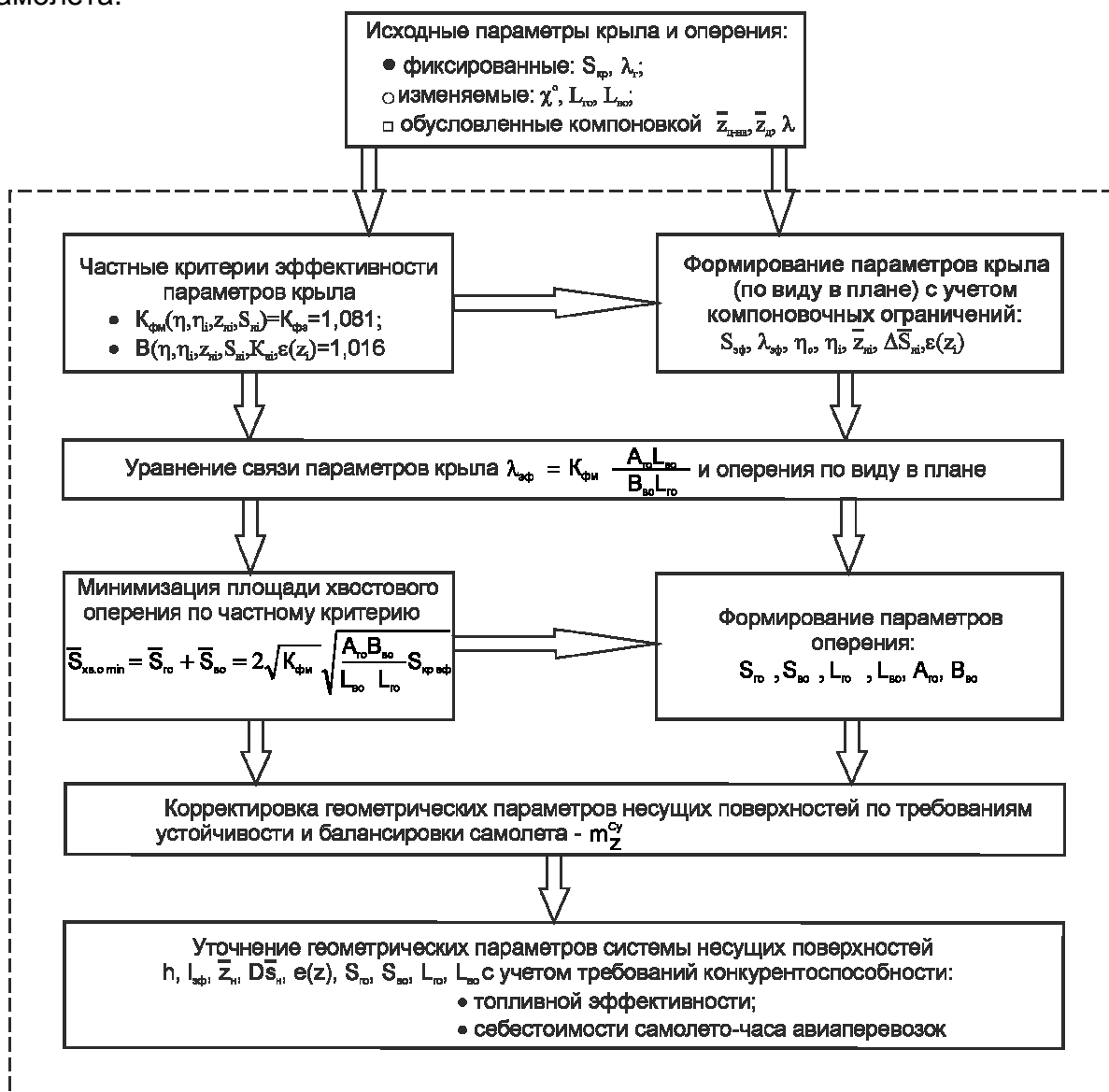


Рис. 6. Этапы синтеза геометрических параметров системы несущих поверхностей на основе частных критериев и интегральных показателей их эффективности

Принципиальная отличительная особенность такого метода заключается в том, что задача формирования геометрических параметров совокупности частных критериев и показателей конкурентоспособности самолета ранее не ставилась.

Выводы

Для этапа предварительного проектирования предложен метод использования частных критериев аэродинамической эффективности и интегральных показателей конкурентоспособности в решении обратных задач выбора геометрических параметров совокупности несущих поверхностей самолетов транспортной категории, обеспечивающий максимальное аэродинамическое качество, требуемые эксплуатационные показатели и

неизменность выбранных параметров на последующих этапах создания самолета.

Для полной реализации нового метода необходимо:

– модифицировать методику определения частных критериев аэродинамической эффективности $K_{фм}$ и B_m изолированного крыла с учетом компоновочных ограничений, возникающих при стыковке крыла с фюзеляжем и возможном размещении на крыле двигателей;

– разработать систему критериев выбора геометрических параметров совокупности несущих поверхностей (крыло + хвостовое оперение) с учетом особенностей взаимной компоновки этих агрегатов;

– установить взаимозависимость критериев аэродинамической эффективности системы несущих поверхностей с интегральными показателями конкурентоспособности самолета, такими, как топливная эффективность и себестоимость самолето-часа авиаперевозок.

Решение таких задач позволит в полной мере реализовать главную цель нового метода – формировать геометрические параметры системы несущих поверхностей самолета на этапе предварительного проектирования, отвечающих за требуемые показатели конкурентоспособности самолета транспортной категории в процессе его эксплуатации.

Список литературы

1. Основы общего проектирования самолетов с газотурбинными двигателями [Текст] /П.В. Балабуев, С.А. Бычков, А.Г. Гребеников, В.И. Рябков. – Х. ХАИ: 2003. – 389 с.
2. Кюхеман, Д. Аэродинамическое проектирование самолетов [Текст]/ Д. Кюхеман. – М.: Машиностроение, 1983. – 367 с.
3. Утенкова, В.В. Метод оптимизации геометрии крыла самолета в плане по частным критериям [Текст] /В.В. Утенкова, В.И. Новиков, В.И. Рябков // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии – Х.: НАКУ “ХАИ”. – 2005. – Вып. 27. – С. 116–124.
4. Тиняков, Д.В. Влияние компоновочных ограничений на частные критерии эффективности трапециевидных крыльев самолетов транспортной категории [Текст] /Д.В. Тиняков // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов – Х.: НАКУ “ХАИ”. – 2011. – Вып. . – С. .
5. Карафоли, Е. Аэродинамика крыла самолета [Текст]/Е. Карафоли. – М.: АН СССР, 1956. – 479 с.
6. Егер, С.М. Проектирование самолетов [Текст]/ С.М. Егер, В.Ф. Мишин, Н.К. Лисейцев. – М.: Машиностроение, 1983. – 616 с.

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.Н. Кобрин,
Национальный аэрокосмический университет
им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков

Поступила в редакцию 10.11.11

Метод формування геометричних параметрів несучих поверхонь літаків транспортної категорії на основі частинних критеріїв та інтегральних показників їхньої ефективності

Запропоновано метод, оснований на використанні частинних критеріїв та інтегральних показників ефективності літаків транспортної категорії у вирішенні обернених задач вибору геометричних параметрів сукупності їхніх несучих поверхонь на етапі попереднього проектування. Цей метод забезпечує максимальну аеродинамічну якість, необхідні показники експлуатаційної ефективності й незмінність обраних параметрів на наступних етапах створення літака.

Ключові слова: несучі поверхні літака, геометричні параметри, аеродинамічна й експлуатаційна ефективності.

The method of forming the geometrical parameters of lifting surfaces of aircraft transport category based on particular criteria and integral indicators of their effectiveness

It is proposed the method grounded on use of partial criterion and integral efficiency indexes of a transport category airplanes in the decision of inverse problems of a geometrical parameters choice of their lifting surfaces system at the stage of preliminary design. This method ensures the maximum aerodynamic quality, demanded indexes of service efficiency and an invariance of the selected parameters on a subsequent stages of creation of the plane.

Keywords: lifting surfaces of the airplane, geometrical parameters, aerodynamic and service efficiency.