

УДК 629.735

Горбунов Александр Алексеевич

ФГБОУ ВПО «Оренбургский государственный университет»

Россия, Оренбург¹

Преподаватель кафедры летательных аппаратов Аэрокосмического института ОГУ

E-Mail: gorbynovaleks@mail.ru

Припадчев Алексей Дмитриевич

ФГБОУ ВПО «Оренбургский государственный университет»

Россия, Оренбург

Заведующий кафедрой летательных аппаратов Аэрокосмического института ОГУ

Доктор технических наук, доцент

E-Mail: apripadchev@mail.ru

Математическая модель применяемая в автоматизированном проектировании дополнительных аэродинамических поверхностей крыла воздушного судна

Аннотация: В представленной статье сформулирован и обоснован метод автоматизированного проектирования дополнительных аэродинамических поверхностей крыла магистрального воздушного судна с использованием математической модели. Метод основан на разработанном алгоритме с применением линейного программирования. Процесс решения задачи линейного программирования носит итерационный характер, то есть однотипные вычислительные процедуры повторяются в определенной последовательности до тех пор, пока не будет получено оптимальное решение. Разработанная математическая модель отличается от существующих учетом взаимосвязей характеристик воздушного судна, выявленными по результатам исследования и оказывающими наибольшее влияние на эффективность воздушного судна с дополнительными аэродинамическими поверхностями крыла, к которым относим: конструктивно-геометрические, аэродинамические, энергетические, технологические, массовые, прочностные и режимные характеристики. Разработанная математическая модель доведена до уровня пакета прикладных программ. Зависимости, полученные на основе математической модели, использованы при автоматизации проектирования дополнительных аэродинамических поверхностей крыла. Предлагаемая методика позволяет определить потребный тип дополнительной аэродинамической поверхности крыла для конкретного типа магистрального воздушного судна, дать экономическую интерпретацию полученного решения. Разработанные с использованием математической модели, дополнительные аэродинамические поверхности крыла защищены патентами российской федерации, а разработанные программные средства свидетельствами о регистрации.

Ключевые слова: Воздушное судно; автоматизированное проектирование; дополнительные аэродинамические поверхности; математическая модель; линейное программирование; коэффициент аэродинамической эффективности; область допустимых решений; индекс эффективности; линейное масштабирование; программное средство.

Идентификационный номер статьи в журнале 26TVN214

¹ Россия, г. Оренбург, проспект Победы, д.13, 460018

На развитие современных воздушных судов (ВС) в настоящее время влияет ряд факторов, обусловленных потребностями как крупных авиакомпаний, так и нужд государства. Эти потребности, в конечном счете, отражаются в техническом задании на разработку новых ВС. И наиболее важные характеристики, которыми должны обладать современные ВС, отражены в федеральной целевой программе о «Развитии гражданской авиационной техники России на 2002 – 2010 годы и на период до 2015 года». Исходя из цели программы, создаётся необходимость в создании конкурентоспособных образцов авиационной техники и решении таких задач, как снижение аэродинамического сопротивления на крейсерских режимах полета от 10 до 20 %, снижение удельного расхода топлива, уменьшение потребной взлётной дистанции с полной коммерческой загрузкой, повышение безопасности полета путем создания высокоавтоматизированных систем управления, повышение точности и надежности в управлении ВС [3, 10]. Достижения требуемых летно-технических характеристик ВС, невозможно без постоянного совершенствования процесса проектирования. В настоящее время для повышения эффективности процесса проектирования ВС и его составляющих частей применяются технологии систем автоматизированного проектирования (САПР). При этом роль САПР состоит в обеспечении совершенствования процесса проектирования, создания необходимого быстродействия в вычислительных процессах и повышения качества проектирования. Оценка эффективности проектируемого технического изделия определяется его технической эффективностью [6, 7]. Одним из критериев оценки технической эффективности ВС является критерий аэродинамической эффективности ВС. Повышение аэродинамической эффективности ВС возможно путем установки на него дополнительных аэродинамических поверхностей крыла [1, 2].

Проектирование дополнительных аэродинамических поверхностей крыла целесообразно проводить с использованием современных компьютерных технологий, а так же методов системного анализа и синтеза процесса автоматизированного проектирования, свидетельства о государственной регистрации программ для ЭВМ № 2012616409, 2012616878, 2013613814, 2013613910, 1013616240, 2013616242, позволяющих сократить сроки разработки и ввода в эксплуатацию дополнительных аэродинамических поверхностей крыла. В настоящее время известно множество конструкций дополнительных аэродинамических поверхностей крыла различных типов, устанавливаемые на магистральные ВС, различающихся геометрическими и аэродинамическими характеристиками, что требует применения средств вычислительной техники для синтеза и принятия необходимого проектного решения с учетом конструктивно-геометрических, энергетических, аэродинамических, режимных, массовых, прочностных и технологических характеристик, реализуемых системой САПР [2].

В связи с вышесказанным, необходимо решить задачу автоматизированного проектирования дополнительных аэродинамических поверхностей крыла, реализацию которой целесообразно проводить с использованием математической модели, позволяющей решить конкретную задачу по проектированию дополнительной аэродинамической поверхности крыла для магистрального ВС, а так же провести выбор необходимого типа дополнительной аэродинамической поверхности для определенного ВС [6, 8].

Структура математической модели процесса проектирования дополнительной аэродинамической поверхности крыла для магистрального ВС в рамках пассажирских перевозок состоит из расчетного множества характеристик, рисунок 1.

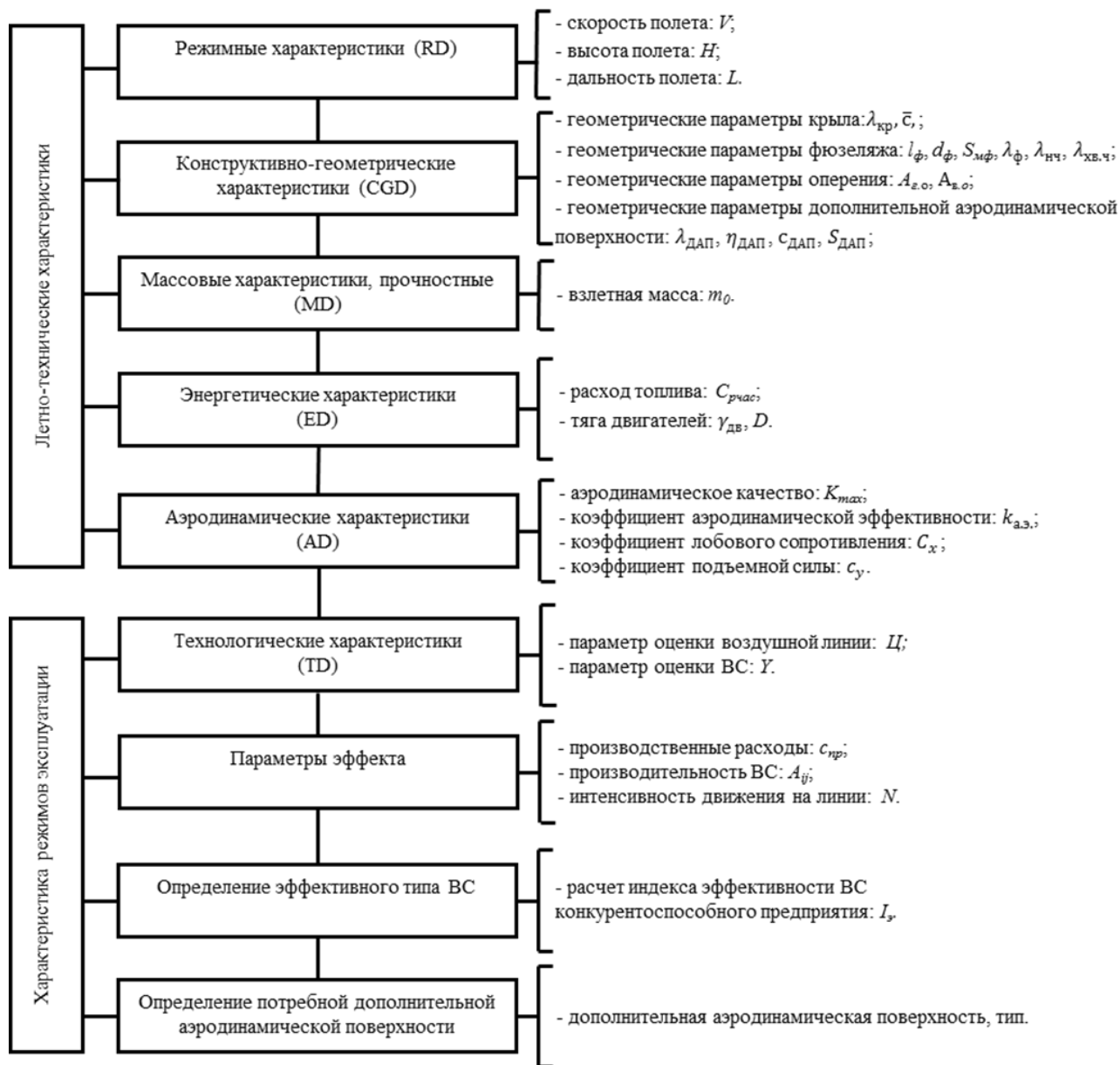


Рис. 1. Состав характеристик учитываемых в математической модели

В основу целевой функции взята общая сумма расходов на все рейсы всех маршрутов, при сохранении (увеличении) показателя дохода [4]

$$z = \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m c_{npj} \cdot I_э \rightarrow \min, \quad (1)$$

где c_{ij} — производственные расходы на i -ом маршруте j -ого типа; $I_э$ — индекс эффективности.

В качестве ограничений выступают конструктивно-геометрические, массовые и прочностные, режимные, энергетические и аэродинамические характеристики

$$\text{Ограничения} = \left. \begin{array}{l} 0,71 \leq V_{ij} \leq 0,9; 9,5 \leq H_{ij} \leq 14; 1430 \leq L_{ij} \leq 15000. \\ 1,7 \leq \lambda_{крj} \leq 4,5; 0,2 \leq \bar{c}_j \leq 0,75; 37,1 \leq l_{фj} \leq 58,8; \\ 2,9 \leq d_{фj} \leq 5,64; 3,5 \leq S_{мфj} \leq 14,13; 6 \leq \lambda_{фj} \leq 12,8; \\ 1,2 \leq \lambda_{нчj} \leq 2,5; 2 \leq \lambda_{хв.чj} \leq 4; 0,4 \leq A_{зoj} \leq 0,55; \\ 0,04 \leq A_{воj} \leq 0,12; 1,8 \leq \lambda_{ДАП} \leq 4,8; 1,2 \leq \eta_{ДАП} \leq 2,6; \\ 0,07 \leq \bar{c}_{ДАП} \leq 0,2; 0,02 \leq \overline{S}_{ДАП} \leq 0,08. \\ 20,6 \leq m_{0ij} \leq 560. \\ 8,5 \leq k_{а.э.} \leq 20; 10 \leq K_{max} \leq 25; 0,12 \leq c_{xi} \leq 0,5. \\ 2,2 \leq C_{часj} \leq 8; 0,1 \leq \gamma_{оvj} \leq 0,19; 963 \leq D_j \leq 1900. \end{array} \right\}, \quad (2)$$

где V_{ij} — скорость полета, км/ч; H_{ij} — высота полета, км; L_{ij} — дальность полета, км; $\lambda_{крj}$ — удлинение крыла; \bar{c}_j — относительная толщина крыла; $l_{фj}$ — длина фюзеляжа, м; $d_{фj}$ — диаметр фюзеляжа, м; $S_{мфj}$ — площадь миделевого сечения фюзеляжа, м²; $\lambda_{фj}$ — удлинение фюзеляжа; $\lambda_{нчj}$ — удлинение носовой части фюзеляжа; $\lambda_{хв.чj}$ — удлинение хвостовой части фюзеляжа; $A_{зoj}$ — статический момент горизонтального оперения; $A_{воj}$ — статический момент вертикального оперения; $\lambda_{ДАП}$ — удлинение дополнительной аэродинамической поверхности; $\eta_{ДАП}$ — сужение дополнительной аэродинамической поверхности; $\bar{c}_{ДАП}$ — относительная толщина дополнительной аэродинамической поверхности; $\overline{S}_{ДАП}$ — относительная площадь дополнительной аэродинамической поверхности; m_{0ij} — масса ВС, т; $k_{а.э.}$ — коэффициент аэродинамической эффективности; K_{max} — максимальное аэродинамическое качество; c_{xi} — индуктивное сопротивление; $C_{часj}$ — часовой расход топлива, т/час; $\gamma_{оvj}$ — удельный вес двигателей.

Переменными служат технологические характеристики

$$\text{Переменные} = \left. \begin{array}{l} 1,8 \cdot 10^6 \leq \zeta_{ij} \leq 3,7 \cdot 10^6; \\ 0 \leq c_{npj} \leq 1,77 \cdot 10^8; \\ 2169,3 \leq Y_j \leq 15277,8. \end{array} \right\}, \quad (3)$$

где ζ_{ij} — параметр оценки воздушной линии в относительных единицах; Y_j — параметр оценки ВС в относительных единицах; c_{npj} — производственные расходы на i -ом маршруте j -ого типа.

Показателем эффективности ВС является индекс эффективности ВС. Индекс эффективности ВС представляется необходимым с технологической точки зрения, как удобная величина при ее использовании в процессе проектирования дополнительной

аэродинамической поверхности крыла для магистрального ВС. Индекс эффективности ВС является линейной функцией шести характеристик

$$I_{\mathcal{E}} = RD + CGD + MD + ED + TD + AD, \quad (4)$$

где RD — режимные характеристики

$$RD = k_{vesi} \cdot \overline{M} + k_{vesi} \cdot \overline{H}, \quad (5)$$

где k_{vesi} — весовой коэффициент, закрепленный за i -тым параметром; \overline{M} — скорость полета в относительных единицах; \overline{H} — высота полета в относительных единицах.

CGD — конструктивно–геометрические характеристики

$$CGD = k_{vesi} \cdot \overline{l_{кр}} + k_{vesi} \cdot \overline{l_{\phi}} + k_{vesi} \cdot \overline{d_{\phi}} + k_{vesi} \cdot \overline{\lambda_{\phi}} + k_{vesi} \cdot \overline{\lambda_{нч}} + \\ + k_{vesi} \cdot \overline{l_{ДАП}} + k_{vesi} \cdot \overline{\lambda_{ДАП}} + k_{vesi} \cdot \overline{\eta_{ДАП}}, \quad (6)$$

где $\overline{l_{кр}}$ — длина крыла в относительных единицах; $\overline{l_{\phi}}$ — длина фюзеляжа в относительных единицах; $\overline{d_{\phi}}$ — диаметр фюзеляжа в относительных единицах; $\overline{\lambda_{\phi}}$ — удлинение фюзеляжа в относительных единицах; $\overline{\lambda_{нч}}$ — удлинение носовой части в относительных единицах; $\overline{l_{ДАП}}$ — удлинение носовой части в относительных единицах; $\overline{\lambda_{ДАП}}$ — удлинение носовой части в относительных единицах; $\overline{\eta_{ДАП}}$ — удлинение носовой части в относительных единицах.

MD — массовые характеристики и прочностные

$$MD = k_{vesi} \cdot \overline{m_0} + k_{vesi} \cdot \overline{m_{нн}}, \quad (7)$$

где $\overline{m_0}$ — нормальная взлетная масса ВС в относительных единицах; $\overline{m_{нн}}$ — масса полезной нагрузки ВС в относительных единицах.

ED — энергетические характеристики

$$ED = k_{vesi} \cdot \overline{C_{час}} + k_{vesi} \cdot \overline{m} + k_{vesi} \cdot \overline{\gamma_{дв}} + k_{vesi} \cdot \overline{D}, \quad (8)$$

где $\overline{C_{час}}$ — часовой расход топлива в относительных единицах; \overline{m} — степень двухконтурности двигателя в относительных единицах; $\overline{\gamma_{дв}}$ — удельный вес двигателя в относительных единицах; \overline{D} — максимальный диаметр двигателя в относительных единицах.

TD — технологические характеристики

$$TD = k_{vesi} \cdot \overline{a_{np}} + k_{vesi} \cdot \overline{\Pi} + k_{vesi} \cdot \overline{Y}, \quad (9)$$

где $\overline{a_{np}}$ — производственные расходы в относительных единицах; \overline{C} — параметр оценки воздушной линии в относительных единицах; \overline{Y} — параметр оценки ВС в относительных единицах.

AD — аэродинамические характеристики

$$AD = k_{vesi} \cdot \overline{k_{a.э.}} + k_{vesi} \cdot \overline{K_{max}} + k_{vesi} \cdot \overline{c_{xi}}, \quad (10)$$

где $\overline{k_{a.э.}}$ — коэффициент аэродинамической эффективности в относительных единицах [5, 1]; $\overline{K_{max}}$ — максимальное аэродинамическое качество в относительных единицах; $\overline{c_{xi}}$ — индуктивное сопротивление ВС с дополнительной аэродинамической поверхностью в относительных единицах.

Все составляющие индекса имеют равные веса, т.к. в противном случае необходимо было бы использовать экспертные оценки. Все параметры прямо связаны с показателем эффективности ВС, в то время как некоторые показатели индекса имеют отрицательную связь с эффективностью ВС.

Для формирования индекса эффективности ВС необходимо привести его к некоторому сопоставимому виду. С этой целью используем метод линейного масштабирования. Его суть состоит в том, чтобы отобразить значение каждого параметра от 0 до 1, сохраняя все пропорции между отдельными значениями. Таким образом, сохраняются все структурные характеристики исходного параметра.

Масштабированное значение вычисляют по формуле

$$x_i^M = (x_i - x_{min}) / (x_{max} - x_{min}), \quad (11)$$

где x_i — наблюдаемая величина; x_{min} — минимальное значение рассматриваемого параметра; x_{max} — максимальное значение рассматриваемого параметра.

В том случае, когда непосредственно измеряемый параметр отрицательно связан с эффективностью ВС, применяется обратное линейное масштабирование.

Математическая модель параметрического синтеза устанавливает взаимосвязи множеств PX , KGX , MX , $ЭX$, $ТX$, $АX$ — с множеством параметров эффекта выделенных для данного процесса через внутреннюю характеристику ВС, $Э_l$ — экономическую эффективность [8, 9].

- 1) производственные расходы — a_{npij} ;
- 2) производительность ВС — A_{ij} ;
- 3) интенсивность движения на линии — N .

Производственные расходы на один рейс на i -ом маршруте ВС j -ого типа, вычисляют по формуле

$$a_{npij} = a_{ij} + a_{кан.влj}, \quad (12)$$

где a_{ij} — себестоимость перевозок, р.

Удельный расход топлива, килограмм топлива на один ньютон тяги в час, вычисляют по формуле

$$C_{Ркрейс} = 0,95 \left((0,82 / (1 + 0,525 \sqrt[3]{m})) + M(0,494 - 0,0145H) \right), \quad (13)$$

где m — степень двухконтурности двигателя; M — число маха; H — высота полета, км.

Производительность на i -ом маршруте ВС j -ого типа с дополнительной аэродинамической поверхностью m , вычисляют по формуле

$$A_{ij} = m_{комj} / t_{ij}, \quad (14)$$

где $m_{комj}$ — коммерческая нагрузка, соответствующая данной дальности полета; t_{ij} — время полета, ч.

Интенсивность движения на линии, в процентах, вычисляют по формуле

$$N = 100 \left(1 - (1/c_{\Delta}) \sqrt{(1/n - 1) \sum_{i=1}^n (c - c_i)^2} \right), \quad (15)$$

где n — количество отобранных ВС; c_i — количество контрольных ВС в i -серии, %; c_{Δ} — среднеарифметическое значение контрольного компонента ВС.

Аналогичный расчет повторяем для каждого типа ВС на заданном маршруте, с различными типами дополнительных аэродинамических поверхностей. В результате получаем индекс эффективности для каждого типа ВС на заданном маршруте с определенной дополнительной аэродинамической поверхностью, полученные результаты позволяют провести выбор потребного типа дополнительной аэродинамической поверхности для конкретного ВС.

Результаты исследования внедрены на предприятиях ГА РФ и в научно-производственных объединениях, а именно: в ЗАО «КАПО ТУПОЛЕВ», ФГУП «Оренбургские авиалинии», ЗАО «МЕЖОТРАСЛЕВОЙ ИННОВАЦИОННЫЙ ЦЕНТР КАИ ИНЖИНИРИНГ».

Все вышеизложенное позволяет выделить следующие отличительные особенности рассмотренного метода:

1. Разработанная математическая модель отличается от существующих учетом взаимосвязей характеристик ВС, выявленными по результатам исследования и оказывающими наибольшее влияние на эффективность ВС с дополнительной аэродинамической поверхностью крыла, к которым относим: конструктивно-геометрические; аэродинамические; энергетические; технологические; массовые; прочностные; режимные характеристики.

2. Предлагаемая методика с использованием разработанного программного пакета позволяет определить потребный тип дополнительной аэродинамической поверхности крыла для конкретного типа магистрального ВС.

ЛИТЕРАТУРА

1. Аэрокосмическое обозрение: аналитика, комментарии, обзоры. / ООО «Издательская группа «Бедретдинов и Ко». – М.: Издательская группа «Бедретдинов и Ко». – 2008. – №5. – С. 54-57. – ISSN 1726-8516.
2. Горбунов, А. А. Физическая модель дополнительных аэродинамических поверхностей крыла магистрального воздушного судна / А. А. Горбунов, А. Д. Припадчев // Современные проблемы науки и образования. – 2012. - № 6. – С. 1-7.
3. Гражданская Авиация: ежемесячный профессиональный авиационный журнал / ООО «Редакция журнала «Гражданская авиация». – М.: Издательский дом «Гражданская авиация». – ISSN 0017–3906. – 2009. – № 1-4, 7.
4. Кнут, Д. Искусство программирования: в 4т. – Т.1. Основные алгоритмы / Д. Кнут. – 3-е изд. – М. «Вильямс», 2006. 728с.
5. Краснов Н.Ф. Аэродинамика. Основы теории. Аэродинамика профиля и крыла: учебник для вузов. М.: Эдиториал УРСС, 2010. Ч. 1. 496 с.
6. Норенков, И. П. Основы автоматизированного проектирования: учеб. для вузов / И. П. Норенков.- 2-е изд., перераб. и доп. - М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2002. - 336 с. ISBN 5-7038-2090-1.
7. Онтология проектирования / ООО «Предприятие «Новая техника». – Самара: Издательство «Новая техника», 2012. – № 4. – ISSN 2223-9537.
8. Припадчев, А.Д. Определение оптимального парка воздушных судов. Монография / А.Д. Припадчев. – М.: Академия Естествознания, 2009. – 246 с.
9. Проектирование самолетов: Учебник для вузов / П79 С.М. Егер, В.Ф. Мишин, Н.К. Лисейцев и др. Под ред. С.М. Егера. – 3-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 2007. – 616с.
10. Федеральная целевая программа «Развитие гражданской авиационной техники России на 2002-2012 годы и на период до 2015 года». – СПС «Консультант +».

Рецензент: Межуева Лариса Владимировна, начальник патентного отдела ОГУ, доктор технических наук, профессор, федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего профессионального образования «Оренбургский государственный университет».

Aleksandr Gorbunov
«Orenburg State University»
Russia, Orenburg
E-Mail: gorbynovaleks@mail.ru

Aleksej Pripadchev
«Orenburg State University»
Russia, Orenburg
E-Mail: apripadchev@mail.ru

Mathematical model use in computer aided designing additional aerodynamic wing surfaces for main aircraft

Abstract: The method of automatized designing additional aerodynamic wing surfaces for main aircraft with mathematical model was formulated and justified in the article. The method is based on developed algorithm using linear programming. The task solution process of linear programming has the iterative process, i.e. the calculation procedures of the same type and repeated in specific sequence before the optimal solution will not get. The developed mathematical model differs from the existing into account interlink ages between the characteristics of the main aircraft, revealed based on the results of research and have the greatest impact on the efficiency of the main aircraft with additional aerodynamic surfaces of the wing, include: structural-geometric, aerodynamic, energy, technology, mass, strength and performance characteristics. Developed mathematical model brought to a level of the application package. Dependences obtained based on mathematical model used in automatized design additional aerodynamic wing surfaces. This methods allows to identity the need tape of additional aerodynamic surfaces wing for the main aircraft of the same type to get the economic interpretation of obtained solution. Developed with mathematical model additional aerodynamic wing surfaces protected by patents of Russian Federation, and the developed software tools certificates of registration.

Keywords: Main aircraft; computer aided design; additional aerodynamic surfaces; mathematical model; linear programming; coefficient of aerodynamic efficiency; the range of permissible decisions; efficiency index; the linear scaling; software tool.

Identification number of article 26TVN214

REFERENCES

1. Ajerokosmicheskoe obozrenie: analitika, kommentarii, obzory. / ООО «Izdatel'skaja grupa «Bedretdinov i Ko». – M.: Izdatel'skaja grupa «Bedretdinov i Ko». – 2008. – №5. – S. 54-57. – ISSN 1726-8516.
2. Gorbunov, A. A. Fizicheskaja model' dopolnitel'nyh ajerodinamicheskikh poverhnostej kryla magistral'nogo vozdushnogo sudna / A. A. Gorbunov, A. D. Pripadchev // Sovremennye problemy nauki i obrazovanija. – 2012. - № 6. – S. 1-7.
3. Grazhdanskaja Aviacija: ezhejesjachnyj professional'nyj aviacionnyj zhurnal / ООО «Redakcija zhurnala «Grazhdanskaja aviacija». – M.: Izdatel'skij dom «Grazhdanskaja aviacija». – ISSN 0017–3906. – 2009. – № 1-4, 7.
4. Knut, D. Iskusstvo programmirovanija: v 4t. – T.1. Osnovnye algoritmy / D. Knut. – 3-e izd. – M. «Vil'jams», 2006. 728s.
5. Krasnov N.F. Ajerodinamika. Osnovy teorii. Ajerodinamika profilja i kryla: uchebnik dlja vtuzov. M.: Jeditorial URSS, 2010. Ch. 1. 496 s.
6. Norenko, I.P. – aided design basics: ucheb. dlja schools / IP Norenko. – 2nd ed., Revised. and add. – Moscow: Bauman. N.E Bauman, 2002. – 336. ISBN 5-7038-2090-1.
7. Ontologija proektirovanija / ООО «Predprijatje «Novaja tehnika». – Samara: Izdatel'stvo «Novaja tehnika», 2012. – № 4. – ISSN 2223-9537.
8. Pripadchev, AD Determination of optimal fleet. Monograph / AD Pripadchev. - Moscow: The Akademija Estestvoznaniija Sciences, 2009. - 246.
9. Proektirovanie samoletov: Uchebnik dlja vuzov / P79 S.M. Eger, V.F. Mishin, N.K. Lisejcev i dr. Pod red. S.M. Egera. – 3-e izd., pererab. i dop. – M.: Mashinostroenie, 2007. – 616s.
10. Federal'naja celevaja programma «Razvitie grazhdanskoj aviacionnoj tehniki Rossii na 2002-2012 gody i na period do 2015 goda». – SPS «Konsul'tant +».