

УДК 629.735

**МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ДЛЯ АВТОМАТИЗИРОВАННОГО
ПРОЕКТИРОВАНИЯ И ВЫБОРА ДОПОЛНИТЕЛЬНЫХ
АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ КРЫЛА
МАГИСТРАЛЬНОГО ВОЗДУШНОГО СУДНА**

Горбунов А.А., Припадчев А.Д.

ФГБОУ ВПО «Оренбургский государственный университет», Оренбург, e-mail: post@mail.osu.ru

В представленной статье сформулирован и обоснован метод автоматизированного проектирования дополнительных аэродинамических поверхностей (ДАП) крыла с использованием разработанной математической модели, доведенной до уровня пакета прикладных программ, по критерию производственных расходов для магистральных воздушных судов (ВС), обеспечивающих максимальную аэродинамическую эффективность для конкретного типа ВС. Разработанная математическая модель отличается от существующих учетом взаимосвязей между характеристиками ВС, выявленными по результатам исследования и оказывающими наибольшее влияние на эффективность ВС с ДАП крыла, к которым относим: конструктивно-геометрические; аэродинамические; энергетические; технологические; массовые; прочностные; режимные характеристики. Предлагаемая методика позволяет реализовать метод по автоматизированному проектированию и определению требуемого типа ДАП для конкретного магистрального ВС и дать экономическое обоснование полученного решения.

Ключевые слова: воздушное судно, САПР, дополнительные аэродинамические поверхности (ДАП), математическая модель

**MATHEMATICAL MODEL FOR CAD DESIGNING AND CHOICE ADDITIONAL
AERODYNAMIC WING SURFACES FOR MAIN AIRCRAFT**

Gorbunov A.A., Pripadchev A.D.

*Federal government budgetary educational institution of higher education «Orenburg State University»
Orenburg, e-mail: post@mail.osu.ru*

In presented article formulated and justified method aided design additional aerodynamic wing surfaces using the developed software and mathematical model brought to the level application package by production costs for main aircraft, for maximum aerodynamic efficiency, for the specific type of main aircraft. Mathematical model is different from the existing view of the interactions between the characteristics of the sun, identified by the survey and have the greatest impact on the effectiveness of additional aerodynamic wing surfaces, include: structural and geometric, aerodynamic, energy, technology, mass, strength, performance characteristics. The proposed method allows solving problem of determining the type and designing of required additional aerodynamic surface for, a specific main aircraft and giving economic interpretation solution.

Keywords: main aircraft, CAD, additional aerodynamic surfaces, mathematical model

На производство 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. Эффективность проектируемых ВС является наиболее важной характеристикой в современных условиях [4]. Поэтому применение технологий систем автоматизированного проектирования (САПР) при проектировании ВС имеет особое значение, определяющее их конкурентоспособность еще на стадии проектирования, что в значительной степени отражается на конкурентоспособности и востребованности на рынке ВС. Одним из вариантов решения поставленной задачи могут быть дополнительные аэродинамические поверхности (ДАП) крыла [1].

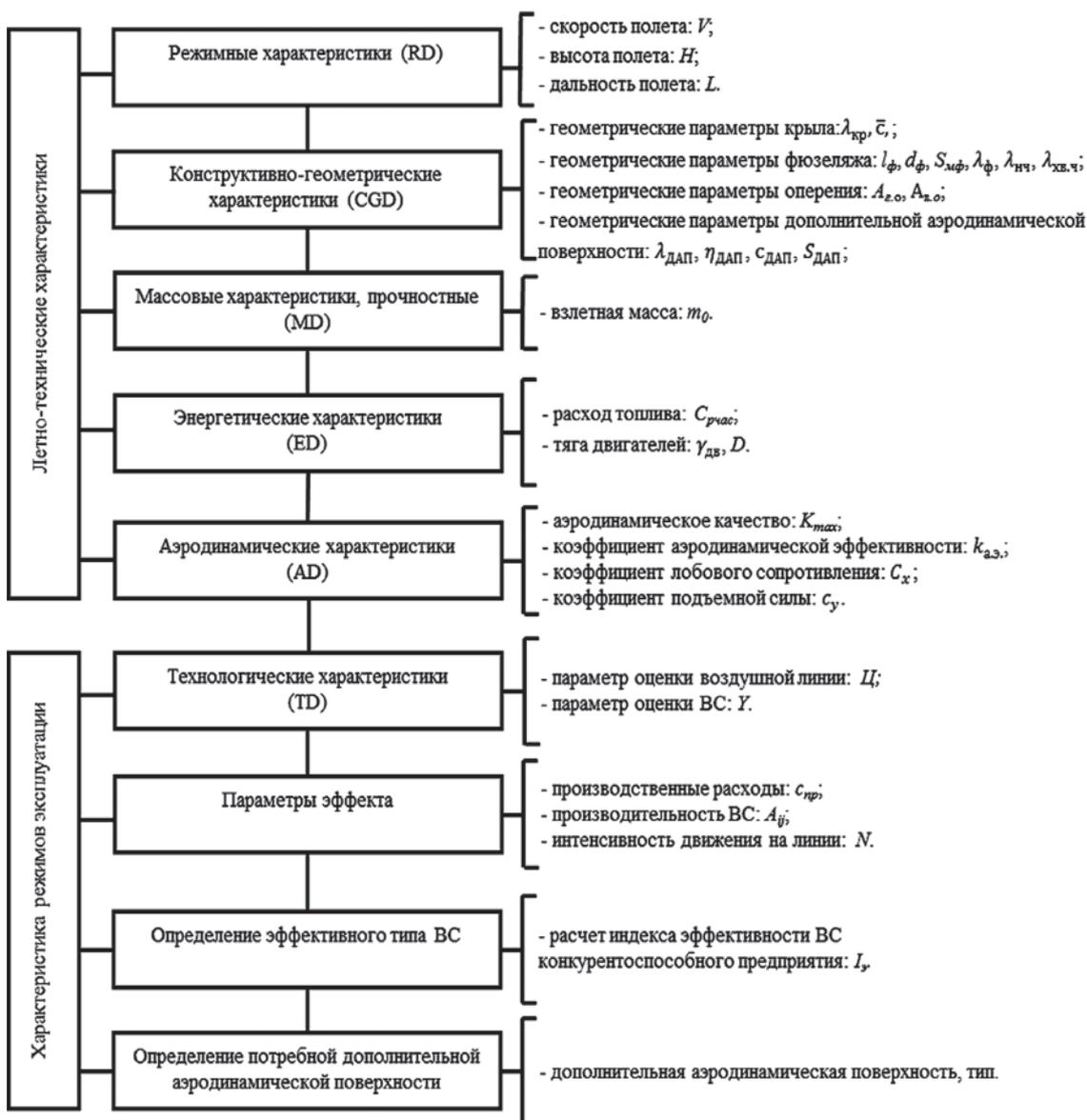
Проектирование ДАП целесообразно проводить с использованием современных компьютерных технологий, а также методов системного анализа и синтеза процесса автоматизированного проектирования, свидетельства о государственной регистрации программ для ЭВМ № 2012616409, 2012616878, 2013613814, 2013613910, 1013616240, 2013616242, позволяющих сократить сроки разработки и ввода в эксплуатацию. В настоящее время известно множество конструкций ДАП крыла различных типов, устанавливаемых 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 ДАП крыла, реализацию которой целесообразно проводить с использованием математической модели, позволяющей решить конкретную задачу по проектированию

ДАП крыла для магистрального ВС, а также провести выбор необходимого типа ДАП для определенного ВС [3].

Структура математической модели процесса проектирования и выбора ДАП для магистрального ВС в рамках пассажирских перевозок состоит из отдельного множества характеристик (рисунок).



Состав характеристик, учитываемых в математической модели

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

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

где c_{ij}, c_{ij} – производственные расходы на i -м маршруте j -го типа; X_{ij}, X_{ij} – величина исследования.

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

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

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; $A_{гоj}$ – статический момент горизонтального оперения; $A_{воj}$ – статический момент вертикального опере-

ния; $\lambda_{ДАП}$ – удлинение ДАП; $\eta_{ДАП}$ – сужение ДАП; $\bar{c}_{ДАП}$ – относительная толщина ДАП; $\bar{S}_{ДАП}$ – относительная площадь ДАП; 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; $\gamma_{двj}$ – удельный вес двигателей.

Переменными служат технологические характеристики

$$\{1,8 \cdot 10^6 \leq \Pi_{ij} \leq 3,7 \cdot 10^6; \quad 0 \leq c_{прj} \leq 1,77 \cdot 10^8; \quad 2169,3 \leq Y_j \leq 15277,8\}, \quad (3)$$

где Π_{ij} – параметр оценки воздушной линии в относительных единицах; Y_j – параметр оценки ВС в относительных единицах; $c_{прj}$ – производственные расходы на i -м маршруте j -го 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 ДАП крыла для магистрального ВС. Индекс эффективности

ВС является линейной функцией шести характеристик

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

где RD – режимные характеристики

$$RD = k_{веси} \cdot \bar{M} + k_{веси} \cdot \bar{H}; \quad (5)$$

здесь $k_{веси}$ – весовой коэффициент, закрепленный за i -м параметром; \bar{M} – скорость полета в относительных единицах; \bar{H} – высота полета в относительных единицах.

CGD – конструктивно-геометрические характеристики

$$CGD = k_{веси} \cdot \bar{l}_{кр} + k_{веси} \cdot \bar{l}_{ф} + k_{веси} \cdot \bar{d}_{ф} + k_{веси} \cdot \bar{\lambda}_{ф} + k_{веси} \cdot \bar{\lambda}_{нч} + k_{веси} \cdot \bar{l}_{ДАП} + k_{веси} \cdot \bar{\lambda}_{ДАП} + k_{веси} \cdot \bar{\eta}_{ДАП}, \quad (6)$$

где $\bar{l}_{кр}$ – длина крыла в относительных единицах; $\bar{l}_{ф}$ – длина фюзеляжа в относительных единицах; $\bar{d}_{ф}$ – диаметр фюзеляжа в относительных единицах; $\bar{\lambda}_{ф}$ – удлинение фюзеляжа в относительных единицах; $\bar{\lambda}_{нч}$ – уд-

линение носовой части в относительных единицах; $\bar{l}_{ДАП}$ – удлинение носовой части в относительных единицах; $\bar{\lambda}_{ДАП}$ – удлинение носовой части в относительных единицах; $\bar{\eta}_{ДАП}$ – удлинение носовой части в относительных единицах.

MD – массовые характеристики и прочностные

$$MD = k_{\text{веси}} \cdot \overline{m_0} + k_{\text{веси}} \cdot \overline{m_{\text{пн}}}, \quad (7)$$

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

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

TD – технологические характеристики

$$TD = k_{\text{веси}} \cdot \overline{a_{\text{пр}}} + k_{\text{веси}} \cdot \overline{\Pi} + k_{\text{веси}} \cdot \overline{Y}, \quad (9)$$

где $\overline{a_{\text{пр}}}$ – производственные расходы в относительных единицах; $\overline{\Pi}$ – параметр оценки воздушной линии в относительных единицах; \overline{Y} – параметр оценки ВС в относительных единицах.

AD – аэродинамические характеристики

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

где $\overline{k_{\text{а.э}}}$ – коэффициент аэродинамической эффективности в относительных единицах [1]; $\overline{K_{\text{max}}}$ – максимальное аэродинамическое качество в относительных единицах; $\overline{c_{\text{xi}}}$ – индуктивное сопротивление ВС с ДАП 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 масштабиро-

где $\overline{m_0}$ – нормальная взлетная масса ВС в относительных единицах; $\overline{m_{\text{пн}}}$ – масса полезной нагрузки ВС в относительных единицах.

ED – энергетические характеристики

вания. 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

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

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 РХ, КГХ, МХ, ЭХ, ТХ, АХ – с множеством параметров эффекта выделенных для данного процесса через внутреннюю характеристику ВС, \mathcal{E}_1 – экономическую эффективность.

1) производственные расходы – $a_{\text{пр}ij}$;

2) производительность ВС – A_{ij} ;

3) интенсивность движения на линии – N .

Производственные расходы на один рейс на i -м маршруте ВС j -го типа вычисляют по формуле

$$a_{\text{пр}ij} = a_{ij} + a_{\text{кап.вл}j}, \quad (12)$$

где a_{ij} – себестоимость перевозок, руб.

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

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

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

Производительность на i -м маршруте ВС j -го типа с ДАП m вычисляют по формуле

$$A_{ij} = m_{\text{ком}j} / t_{ij}, \quad (14)$$

где $m_{\text{ком}j}$ – коммерческая нагрузка, соответствующая данной дальности полета; t_{ij} – время полета, ч.

Интенсивность движения на линии в процентах вычисляют по формуле

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

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 ДАП. В результате получаем индекс эффективности для каждого типа ВС на заданном маршруте с определенной ДАП, полученные результаты позволяют провести выбор потребного типа ДАП 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 между характеристиками ВС, выявленными по результатам исследования и оказывающими наибольшее влияние на эффективность ВС с ДАП 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 ДАП для конкретного типа магистрального ВС.

Работа выполнена в рамках соглашения № 14.132.21.1585 от 01. 10. 2012 Федеральной целевой программы «Научные и научно-педагогические кадры инновационной России» по направлению «Конструирование летательных аппаратов», по проблеме «Разработка и конструирование дополнительных аэродинамических поверхностей крыла летательного аппарата нового поколения».

Список литературы

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. Норенков И.П. Основы автоматизированного проектирования: учебник для вузов. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2002. – 336 с. ISBN 5-7038-2090-1.

4. Припадчев А.Д. Определение оптимального парка воздушных судов: монография. – М.: Академия Естествознания, 2009. – 246 с.

5. 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. – 616 с.

References

1. Ajerokosmicheskoe obozrenie: analitika, kommentarii, obzory / ООО «Izdatel'skaja gruppa «Bedretdinov i Ko». M.: Izdatel'skaja gruppa «Bedretdinov i Ko». 2008. no. 5. pp. 54–57. – ISSN 1726–8516.

2. Gorbunov A.A. Fizicheskaja model' dopolnitel'nyh ajerodinamicheskikh poverhnostej kryla magistral'nogo vozdušnogo sudna / A.A. Gorbunov, A.D. Pripadchev // Sovremennye problemy nauki i obrazovanija. 2012. no. 6. pp. 1–7.

3. Norenko I.P. aided design basics: ucheb. dlya schools. 2nd ed., Revised. and add. – Moscow: Bauman. N.E Bauman, 2002. 336. ISBN 5-7038-2090-1.

4. Pripadchev A.D. Determination of optimal fleet. Monograph. Moscow: The Akademija Estestvoznaniija Sciences, 2009. 246.

5. 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. 616 p.

Рецензенты:

Межуева Л.В., д.т.н., профессор, начальник патентного отдела, ФГБОУ ВПО «Оренбургский государственный университет», г. Оренбург;

Султанов Н.З., д.т.н., профессор, заведующий кафедрой систем автоматизации производства, ФГБОУ ВПО «Оренбургский государственный университет», г. Оренбург.

Работа поступила в редакцию 10.09.2013.