

УДК 629.735:533.69

## ПРИМЕНЕНИЕ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ПРИ АВТОМАТИЗАЦИИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ДОПОЛНИТЕЛЬНЫХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ КРЫЛА

© 2013 А.А. Горбунов, А.Д. Припадчев, В.В. Елагин

Оренбургский государственный университет

Поступила в редакцию 26.09.2013

В представленной статье сформулирован и обоснован метод автоматизированного проектирования дополнительных аэродинамических поверхностей крыла с использованием разработанной математической модели, доведенной до уровня пакета программ, по критерию производственных расходов для магистральных воздушных судов, обеспечивающих максимальную аэродинамическую эффективность для конкретного типа воздушного судна. Предлагаемая методика позволяет реализовать метод по автоматизированному проектированию и определению потребного типа дополнительной аэродинамической поверхности для конкретного магистрального воздушного судна, и дать экономическое обоснование полученного решения.

Ключевые слова: воздушное судно, САПР, дополнительные аэродинамические поверхности, математическая модель.

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 крыла [1].

Проектирование дополнительных аэродинамических поверхностей 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, позволяющих сократить сроки разработки и ввода в эксплуатацию. Множество вариантов аэродинамических и геометрических форм дополнительных аэродинамических поверхностей крыла обусловлено их назначением, применительно к конкретному типу ВС, 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 [3].

Структура математической модели процесса проектирования и выбора дополнительных аэродинамических поверхностей для магистрального ВС в рамках пассажирских перевозок состоит из отдельного множества характеристик:

- модель режимных характеристик (РХ);
- модель конструктивно-геометрических характеристик (КГХ);
- модель массовых и прочностных характеристик (МХ);

*Горбунов Александр Алексеевич, аспирант Аэрокосмического института. E-mail: gorbynovaleks@mail.ru*

*Припадчев Алексей Дмитриевич, доктор технических наук, доцент кафедры летательных аппаратов.*

*E-mail: apripadchev@mail.ru*

*Елагин Валерий Владимирович, кандидат технических наук, доцент кафедры технологии машиностроения, металллообрабатывающих станков и комплексов.*

*E-mail: vvelagin53@gmail.com*

- модель энергетических характеристик (ЭХ);
- модель технологических характеристик (ТХ);
- модель аэродинамических характеристик (АХ).

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

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

где  $c_{ij}$  – производственные расходы на  $i$ -ом маршруте  $j$ -ого типа;  $X_{ij}$  – величина исследования.

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

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

где  $V_{ij}$  – скорость полета, км/ч;  $H_{ij}$  – высота полета, км;  $L_{ij}$  – дальность полета, км;  $\lambda_{крj}$  – удлинение крыла;  $c_j$  – относительная толщина крыла;  $l_{фj}$  – длина фюзеляжа, м;  $d_{фj}$  – диаметр фюзеляжа, м;  $S_{мфj}$  – площадь миделевого сечения фюзеляжа, м<sup>2</sup>;  $\lambda_{фj}$  – удлинение фюзеляжа;  $\lambda_{нчj}$  – удлинение носовой части фюзеляжа;  $\lambda_{хв.чj}$  – удлинение хвостовой части фюзеляжа;  $A_{зоj}$  – 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;  $\bar{S}_{ДАП}$  – 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;  $\gamma_{двj}$  – удельный вес двигателей.

Переменными служат технологические характеристики

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

где  $\bar{C}_{ij}$  – 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 пяти характеристик

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

где  $RD$  – режимные характеристики

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

где  $k_{веси}$  – весовой коэффициент, закрепленный за  $i$ -тым 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;  $\bar{\lambda}_{нч}$  – удлинение 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

$$MD = k_{веси} \cdot \bar{m}_0 + k_{веси} \cdot \bar{m}_{nn}, \quad (7)$$

где  $\bar{m}_0$  – нормальная взлетная масса ВС в относительных единицах;  $\bar{m}_{nn}$  – масса полезной нагрузки ВС в относительных единицах.

$ED$  – энергетические характеристики

$$ED = k_{веси} \cdot \bar{C}_{час} + k_{веси} \cdot \bar{m} + k_{веси} \cdot \bar{\gamma}_{дв} + k_{веси} \cdot \bar{D}, \quad (8)$$

где  $\bar{C}_{час}$  – часовой расход топлива в относительных единицах;  $\bar{m}$  – степень двухконтурности двигателя в относительных единицах;  $\bar{\gamma}_{дв}$  – удельный вес двигателя в относительных единицах;  $\bar{D}$  – максимальный диаметр двигателя в относительных единицах.

$TD$  – технологические характеристики

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

где  $a_{np}$  – производственные расходы в относительных единицах;  $Ц$  – параметр оценки воздушной линии в относительных единицах;  $Y$  – параметр оценки ВС в относительных единицах.

$AD$  – аэродинамические характеристики

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

где  $k_{a.э.}$  – коэффициент аэродинамической эффективности в относительных единицах;  $K_{max}$  – максимальное аэродинамическое качество в относительных единицах;  $c_{xi}$  – индуктивное сопротивление ВС с дополнительными аэродинамическими поверхностями 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  $PX, KГХ, МХ, ЭХ, ТХ, АХ$  – с множеством параметров эффекта выделенных для данного процесса через внутреннюю характеристику ВС  $Э_1$  – экономическую эффективность.

- 1) производственные расходы –  $a_{npj}$ ;
- 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

$$a_{npj} = a_{ij} + a_{кан.впj}, \quad (12)$$

где  $a_{ij}$  – себестоимость перевозок, р.

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

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

где  $m$  – степень двухконтурности двигателя;  $M$  – число  $M$  полета;  $H$  – 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, %;  $c_{\Delta}$  – 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 между характеристиками ВС, выявленными по результатам исследования и оказывающими наибольшее влияние на эффективность ВС с дополнительными аэродинамическими поверхностями крыла, к которым относим: конструктивно-геометрические; аэродинамические; энергетические; технологические; массовые; прочностные; режимные характеристики.

2. Предлагаемая методика с использованием разработанного программного пакета позволя-

ет определить потребный тип дополнительной аэродинамической поверхности 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. *Горбунов А. А., Припадчев А. Д.* Физическая модель дополнительных аэродинамических поверхностей крыла магистрального воздушного судна // Современные проблемы науки и образования. 2012. № 6. С. 1-7.
2. *Норенков И. П.* Основы автоматизированного проектирования: учеб. для вузов. 2-е изд., перераб. и доп. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2002. 336 С.
3. *Припадчев А.Д.* Определение оптимального парка воздушных судов. Монография. М.: Академия Естествознания, 2009. 246 с.
4. Проектирование самолетов: Учебник для вузов / *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.

## USE MATHEMATICAL MODEL FOR CAD DESIGNING ADDITIONAL AERODYNAMIC WING SURFACES

© 2013 A.A. Gorbunov, A.D. Pripadchev, V.V. Elagin

Orenburg State University

In presented article formulated and justified method aided design 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. 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.

Key words: main aircraft, CAD, additional aerodynamic surfaces, mathematical model.

---

*Alexandr Gorbunov, Graduate Student at the Aerospace Institute. E-mail: gorbunovaleks@mail.ru*

*Alexey Pripadchev, Doctor of Technics, Associate Professor at the Aircraft Department. E-mail: apripadchev@mail.ru*

*Valery Elagin, Associate Professor at the Mechanical Engineering, Machine Tools and Systems Department . E-mail: vvelagin53@gmail.com*