

УДК 629.735.33.025.7

doi: 10.32620/aktt.2020.5.03

А. В. ЛОСЬ

Государственное предприятие «Антонов»

МОДЕЛИРОВАНИЕ ИЗМЕНЕНИЙ В ГЕОМЕТРИИ КРЫЛА ПРИ ИХ СОГЛАСОВАНИИ С ПАРАМЕТРАМИ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

Разработка модификаций самолетов превратилась в основное направление развития самолетов транспортной категории, в том числе и военно-транспортных (ВТС). При этом существует несколько направлений решения таких задач:

- оставить неизменными площадь и другие геометрические параметры крыла, а задачу решать путем существенных изменений в силовой установке;
- изменить площадь крыла и его аэродинамическую компоновку при неизменных параметрах силовой установки.

Оба эти пути имеют свои преимущества, но при их реализации возникает ряд таких проблемных вопросов:

- чрезмерный рост стартовой массы модификации;
- ухудшение её взлетно-посадочных характеристик;
- ухудшение топливной эффективности и других технико-экономических показателей, что приводит к снижению конкурентоспособности модификации.

Наиболее эффективным становится новый самолет, когда согласование названных изменений осуществляется уже на этапе предварительного проектирования модификации.

Сформирована система согласования таких изменений при обязательном росте грузоподъемности, дальности действия и повышении топливной эффективности проектируемой модификации. Отличительная особенность предложенной системы заключается в том, что модификационные изменения в геометрии крыла обеспечивают снижение величины его индуктивного сопротивления при заданной подъемной силе.

Предложена модель влияния проектно-конструкторских изменений в геометрии крыла, таких как сужение и углы геометрической кривки местных хорд по размаху, выраженные через коэффициенты эллиптичности трапецевидного крыла, на изменение поляры крыла и на его аэродинамическое качество.

Разработана пошаговая оценка зависимости аэродинамического качества от необходимых значений коэффициентов C_y и $\bar{C}_y$, величины которых обусловлены условиями согласования модификационных изменений в крыле и тяговых характеристик силовой установки. При этом установлена область $K(C_y)$, в которой возможна реализация требуемого повышения грузоподъемности модификации.

Полученные результаты, связанные с моделированием изменений в геометрии крыла, являются неотъемлемой частью схемы согласования глубоких модификационных изменений в крыле и в силовой установке, необходимых при создании модификаций с повышенной производительностью.

Ключевые слова: модификации самолетов; модели согласования изменений в геометрии крыла с параметрами силовой установки.

Введение

Процесс создания модификаций самолетов транспортной категории получил широкое распространение во всех авиастроительных фирмах мира как наиболее эффективный путь их развития [1].

Одной из основных причин создания модификаций самолетов транспортной категории и ВТС является требование повышения их грузоподъемности и дальности действия, т. е. производительности [2].

При значительных изменениях этих параметров не обойтись без глубоких модификационных изме-

нений в крыле и в силовой установке базовой модели, на основе которой модификации и создаются.

В таких условиях появляется несколько направлений решения этой проблемы:

- оставить неизменными площадь и другие геометрические параметры крыла, а задачу решать путем существенных изменений в силовой установке;
- изменить площадь крыла и его аэродинамическую компоновку при неизменных параметрах силовой установки.

Оба эти пути имеют свои преимущества, но при их реализации возникает ряд таких проблемных вопросов:

- чрезмерный рост стартовой массы модификации;
- ухудшение её взлетно-посадочных характеристик;
- ухудшение топливной эффективности и других технико-экономических показателей, что приводит к снижению конкурентоспособности модификации.

Наиболее эффективным становится новый самолет, когда согласование названных изменений осуществляется одновременно и уже на этапе предварительного проектирования модификации [3].

Структурная схема согласования геометрической перекомпоновки крыла и изменений в силовой установке модификации самолета

В данной статье рассмотрен процесс реализации модификационных изменений и в геометрии крыла, и в силовой установке, осуществляемых одновременно.

Такой подход известен и в теории, и в практике [1, 2].

Отличительной особенностью данной работы является не изменение площади крыла, а его геометрическая перекомпоновка по виду в плане, направленная на повышение аэродинамического качества путем приближения трапецевидного крыла к эллиптической форме, что обеспечит минимальную величину индуктивного сопротивления [4]

не только самого крыла, но и всей системы несущих поверхностей модификации. А это, в свою очередь, влечет за собой необходимость геометрической перекомпоновки хвостового оперения, уменьшения координат расположения его агрегатов и удлинения фюзеляжа.

Такая геометрическая модификационная модель крыла, агрегатов хвостового оперения и укороченного фюзеляжа, обладая уменьшенным сопротивлением, требует и уменьшенных располагаемых тяг (мощностей), чем только при изменении площади крыла. Эти обстоятельства и приводят к необходимости согласования процессов геометрической перекомпоновки крыла и параметров силовой установки (рис. 1), что позволит снизить дополнительные затраты массы на создание модификации с повышенной грузоподъемностью и дальностью действия.

В основу предложенной структуры заложены:

- требуемый рост грузоподъемности и дальности действия модификации как основного условия её создания;
- согласование изменений в геометрии крыла с располагаемой тягой (мощностью) силовой установки при реализации требуемого роста грузоподъемности;
- формирование требуемой тяговооруженности модификации с увеличенной грузоподъемностью и с учетом нормированных условий полета и режимов работы силовой установки;



Рис. 1. Схема согласования изменений в геометрии крыла и в силовой установке на этапе предварительного проектирования модификаций

– оценка удельной топливной эффективности по удельному росту грузоподъемности и удельной дальности действия с учетом удельного расхода топлива двигателя (для этапа предварительного проектирования);

– их взаимозависимость и последовательность реализации.

Часть методов и моделей этой структуры предполагает их создание применительно к модификационным изменениям в геометрии крыла ради снижения его индуктивного сопротивления, т. е. повышения аэродинамического качества.

Моделирование влияния модификационных изменений в геометрии крыла на аэродинамическое качество

На режимах безотрывного дозвукового обтекания самолета и при отсутствии геометрической кривки аэродинамических профилей вдоль размаха крыла аналитическая зависимость поляры самолета имеет вид

$$C_x = C_{x_0} + C_{x_i} = C_{x_0} + DC_y^2. \quad (1)$$

При геометрически закрученном вдоль размаха крыле поляра имеет другой вид [5]:

$$C_{x_{\varepsilon}} = C_{x_0} + C_{x_{i,\varepsilon}} = C_{x_0} + DC_{y_{\varepsilon}}^2 - AC_{y_{\varepsilon}}, \quad (2)$$

где C_{x_0} – коэффициент лобового сопротивления. Зависит от профильного сопротивления, от сил трения и давления, возникающих при обтекании самолета при нулевой подъемной силе: $C_y = 0$ и $C_{x_0} = C_{x_{i,0}}$;

C_{x_i} – коэффициент индуктивного сопротивления, связанный с подъемной силой крыла;

A – коэффициент поляры, который зависит от закона геометрической кривки аэродинамических профилей вдоль размаха крыла, $A = A_6$;

$D = D_6 = \frac{B}{\pi\lambda}$ – коэффициент отвала поляры, ха-

рактеризующий аэродинамическое качество и зависящий в основном от формы крыла в плане;

$B = B_6$ – коэффициент роста индуктивного сопротивления крыла с подсосывающей силой.

Полное лобовое сопротивление самолета изменяется по числу Маха (M) как по своей суммарной величине, так и по соотношению между составляющими отдельных видов сопротивлений.

Лобовое сопротивление рассматриваемой модификации относительно базовой модели имеет следующее аналитическое выражение:

– при $A = 0$:

$$\frac{C_x}{C_{x,6}} = \bar{C}_x = \frac{C_{x_0} + DC_y^2}{C_{x_0} + D \cdot C_{y,6}^2}. \quad (3)$$

При полном соответствии внешней конфигурации рассматриваемого самолета базовому максимальные аэродинамические качества равны:

$$K_{\max} = K_{\max,6} = \frac{1}{2\sqrt{D \cdot C_{x_0,6}}}. \quad (4)$$

Преобразовав зависимость (4), получим

$$C_{x_0,6} = C_{x_0} = \frac{1}{4D \cdot K_{\max}^2}.$$

Зависимость (3) представим в виде уравнения

$$K = \frac{C_y}{C_{x_0} + D \cdot C_y^2}, \quad (5)$$

раскрыв которое с использованием (4) получим квадратное уравнение относительно C_y :

$$C_y^2 - \frac{1}{B \cdot K} C_y + \frac{1}{4D^2 K_{\max}^2} = 0, \quad (6)$$

а его относительная величина определяется соотношением

$$\bar{C}_y = \frac{1 \pm \sqrt{1 - \left(\frac{K}{K_{\max}}\right)^2}}{2D \cdot K \cdot C_{y,6}}; \quad (7)$$

– при $A \neq 0$:

$$\frac{C_x}{C_{x,6}} = \bar{C}_x = \frac{C_{x_0} + D \cdot C_y^2 - A \cdot C_y}{C_{x_0} + D \cdot C_{y,6}^2 - A \cdot C_{y,6}}. \quad (8)$$

Зависимость (6) представим в виде выражения

$$C_y^2 = \frac{1 + A \cdot K}{D \cdot K} C_y + \frac{1 + 4A \cdot K_{\max}^2}{4D^2 \cdot K_{\max}^2}, \quad (9)$$

а относительную величину C_y – в виде зависимости

$$\bar{C}_y = \frac{(1 + A \cdot K) \pm \sqrt{(1 + A \cdot K)^2 - (1 + 4A \cdot K_{\max}^2) \left(\frac{K}{K_{\max}}\right)^2}}{D \cdot K \cdot C_{y,6}} \quad (10)$$

При этом значения K и $K_{\max}$ оцениваем по выражениям:

$$K = \frac{C_y}{C_{x_0} + D \cdot C_y^2 - A \cdot C_{y,6}}; \quad (11)$$

$$K_{\max} = \frac{1}{2 \cdot \sqrt{D \cdot C_{x_0} - A}}, \quad (12)$$

а значение C_{x_0} – по выражению

$$C_{x_0} = \frac{1 + 4A \cdot K_{\max}^2}{4D \cdot K_{\max}^2}. \quad (13)$$

При модификационных изменениях во внешней геометрии крыла предложено [4] снижать величину коэффициента роста индуктивного сопротивления (B_c) путем использования коэффициентов эллиптичности трапецевидного крыла ($K_{тр}^2$), значения которого зависят от геометрической формы крыла по виду в плане, т. е. от его сужения η , а также от геометрической закрученности местных хорд по его размаху $\bar{\epsilon}_i$.

При этом схема оценки аэродинамического качества, входящего в выражения (11) и (12), представляется последовательностью через классическое определение поляры (рис. 2).

При такой схеме оценки аэродинамического качества и его максимальной величины представляется возможным оценить влияние таких геометрических изменений в крыле, как сужение (η) и углы геометрической крутки местных хорд по его размаху ($\bar{\epsilon}_i$) на аэродинамическое качество (K) при необходимом (для согласования с силовой установкой) изменении коэффициентов C_y и $\bar{C}_y$ (рис. 3).

Таким образом, для частичной реализации схемы согласования (см. рис. 1) получена модель (см. рис. 2), позволяющая сформировать потребные значения C_y и $\bar{C}_y$, обусловленные геометрической перекомпоновкой крыла и необходимыми тяговыми характеристиками силовой установки.

Выводы

При создании более производительных модификаций самолетов транспортной категории (в том числе и военно-транспортных) возникает необходимость одновременной реализации глубоких измене-

ний в геометрии крыла и в силовой установке, что требует их согласования уже на этапе предварительного проектирования.

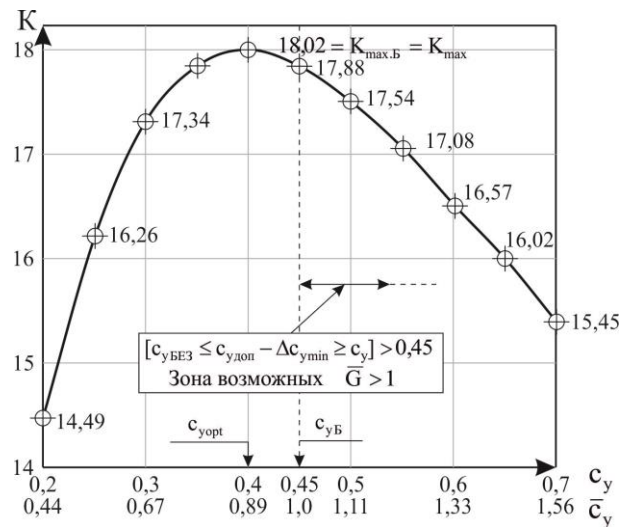


Рис. 3. Изменение аэродинамического качества при необходимых для согласования значениях C_y и $\bar{C}_y$; S – область возможных повышений грузоподъемности модификации при стартовой массе $\bar{m}_0 > 1,0$

В статье сформирована схема согласования таких изменений при непременном росте грузоподъемности, дальности действия и повышении топливной эффективности проектируемой модификации. Отличительная особенность предложенной схемы заключается в том, что модификационные изменения в геометрии крыла обеспечивают снижение величины его индуктивного сопротивления при заданной подъемной силе.

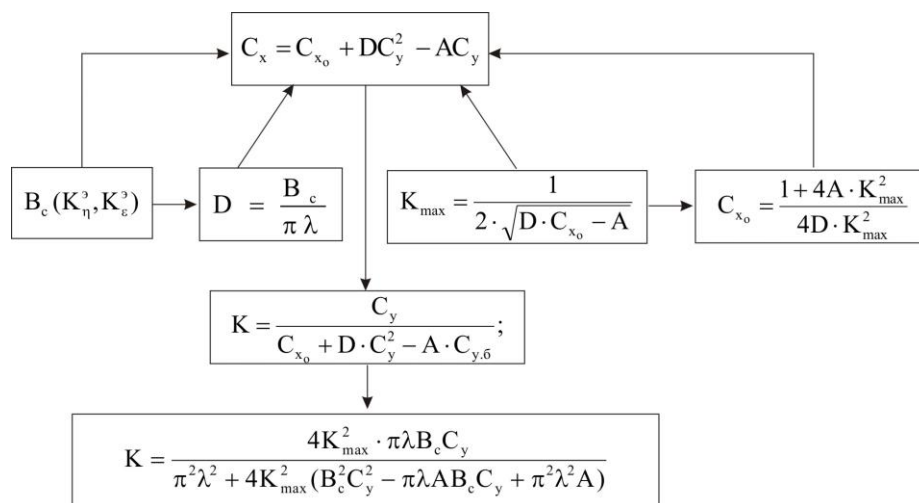


Рис. 2. Модель оценки аэродинамического качества при геометрической перекомпоновке крыла

Предложена модель влияния проектно-конструкторских изменений в геометрии крыла, таких, как сужение и углы геометрической кривки местных хорд по размаху, выраженные через коэффициенты эллиптичности трапецевидного крыла, на изменение поляры крыла и на его аэродинамическое качество.

Разработана пошаговая оценка зависимости аэродинамического качества от необходимых значений коэффициентов C_y и $\bar{C}_y$, величины которых обусловлены условиями согласования модификационных изменений в крыле и тяговых характеристик силовой установки. При этом установлена область $K(C_y)$, в которой возможна реализация требуемого повышения грузоподъемности модификации.

Полученные результаты, связанные с моделированием изменений в геометрии крыла, являются неотъемлемой частью схемы согласования глубоких модификационных изменений в крыле и в силовой установке, необходимых при создании модификаций с повышенной производительностью.

Література

1. Шейнин, В. М. Роль модификаций в развитии авиационной техники [Текст] / В. М. Шейнин, В. М. Макаров. – М. : Наука, 1983. – 226 с.
2. Балабуев, П. В. Основы общего проектирования самолетов с газотурбинными двигателями [Текст] / П. В. Балабуев, С. А. Бычков, А. Г. Гребенников. – Х. : ХАИ, 2003. – Ч. 2 – 389 с.
3. Югов, О. К. Согласование характеристик самолета и двигателя [Текст] / О. К. Югов, О. Д. Селиванов. – М. : Машиностроение. – 1975. – 204 с.; 2-е изд., 1980. – 200 с.

4. Лось, А. В. Влияние коэффициента эллиптичности трапецевидного крыла на изменение его индуктивного сопротивления [Текст] / А. В. Лось // Вопросы проектирования и производства летательных аппаратов : тез. доп. XXIV міжнародний конгрес двигунобудівників. наук. конф. 2019 р. – Харьков, 2019. – С. 20.

5. Кюхеман, Д. Аэродинамическое проектирование самолетов [Текст] / Д. Кюхеман. – М. : Машиностроение, 1983. – 367 с.

References

1. Shejnin, V. M., Makarov, V. M. Rol' modifikacij v razvitii aviacionnoj tehniki [The role of modifications in the development of aviation technology]. Moscow, Nauka Publ., 1983. 226 p.
2. Balabuev, P. V., Bychkov, S. A., Grebenikov, A. G. Osnovy obshhego projektirovaniya samoletov s gazoturbinnymi dvigateljami [Fundamentals of the general design of aircraft with gas turbine engines]. Kharkov, KhAI, 2003, part. 2. 389 p.
3. Jugov, O. K., Selivanov, O. D. Soglasovanie harakteristik samoleta i dvigatelja [Matching aircraft and engine performance]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1975. 204 p.
4. Los, A. V. Vliyanie koeffitsienta elliptichnosti trapetsievidnogo kryila na izmenenie ego induktivnogo soprotivleniya [The influence of the ellipticity coefficient of the trapezoidal wing on the change in its inductive resistance] Voprosy projektirovaniya i proizvodstva letatelnykh apparatov: tez. dop. XXIV mizhnarodniy kongres dvigunobudivnikov. nauk. konf. [Design and manufacturing issues for aircraft additional of abstracts XXIV international congress of engine research, conference of scientists]. Kharkov, 2019, pp. 20.
5. Kjuhevan, D. Aerodinamicheskoe proetirovanie samoletov [Aerodynamic design of aircraft]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1983. 367 p.

Поступила в редакцию 7.06.2020, рассмотрена на редколлегии 15.08.2020

МОДЕЛЮВАННЯ ЗМІН ГЕОМЕТРІЇ КРИЛА ПРИ ЇХ ПОГОДЖЕННІ З ПАРАМЕТРАМИ СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ

О. В. Лось

Розробка модифікацій літаків перетворилася в основний напрямок розвитку літаків транспортної категорії, в тому числі і військово-транспортних (ВТЛ). При цьому існує кілька напрямків рішення таких задач:

- залишити незмінними площу та інші геометричні параметри крила, а завдання вирішувати шляхом істотних змін в силовій установці;
- змінити площу крила і його аеродинамічну компоновку при незмінних параметрах силовій установки. Обидва ці шляхи мають свої переваги, але при їх реалізації виникає ряд таких проблемних питань:
- надмірний зріст стартової маси модифікації;
- погіршення її злітно-посадочних характеристик;
- погіршення паливної ефективності та інших техніко-економічних показників, що призводить до зниження конкурентоспроможності модифікації.

Найбільш ефективним стає новий літак, коли узгодження названих змін здійснюється вже на етапі попереднього проектування модифікації.

У статті сформовано схему узгодження таких змін при неодмінному зростанні вантажопідйомності, дальності дії і підвищення паливної ефективності проектованої модифікації. Відмітна особливість запропонованої схеми полягає в тому, що модифікаційні зміни в геометрії крила забезпечують зниження величини його індуктивного опору при заданій підйомній силі.

Запропоновано модель впливу проектно-конструкторських змін в геометрії крила, таких, як звуження і кути геометричної крутки місцевих хорд за розмахом, які виражені через коефіцієнти еліптичності трапецієподібного крила, на зміну полярів крила і на його аеродинамічну якість.

Розроблено покрокову оцінку залежності аеродинамічної якості від необхідних значень коефіцієнтів C_y і $\bar{C}_y$, величини яких обумовлені умовами узгодження модифікаційних змін в крилі і тягових характеристик силової установки. При цьому встановлена область $K(C_y)$, в якій можлива реалізація необхідного підвищення вантажопідйомності модифікації.

Отримані результати, які пов'язані з моделюванням змін в геометрії крила, є невід'ємною частиною схеми узгодження глибоких модифікаційних змін в крилі і в силовій установці, необхідних при створенні модифікацій з підвищеною продуктивністю.

Ключові слова: модифікації літаків; моделі узгодження змін в геометрії крила з параметрами силової установки.

MODELING OF CHANGES IN THE GEOMETRY OF THE WING IN THEIR AGREEMENT WITH THE PARAMETERS OF THE POWER PLANT

O. Los

Development modifications of aircraft have become the main direction of development of transport category airplanes, including military transport (MTA). However, there are several ways to solve such tasks:

- to leave the same area and other geometric parameters of the wing and the problem are solved by significant changes in the power plant;

- change the wing area and the aerodynamic configuration with the same parameters of the power plant.

Both these ways have their advantages, but their implementation raises a number of problematic issues:

- excessive growth of the starting mass modification;

- the deterioration of its takeoff and landing characteristics;

- deterioration in fuel efficiency and other technical and economic indicators, which leads to a decrease in the competitiveness of the modification.

The most effective is getting the new aircraft when an agreement is called, changes are already in the preliminary design phase of the modification.

The article formed the scheme of approval of such changes, with the essential growth of the load capacity, range, and improved fuel efficiency of the designed modifications. A distinctive feature of the proposed scheme is that modification changes the geometry of the wing reduces the magnitude of its inductive reactance at a predetermined lifting force.

A model of the influence of design changes in the geometry of the wing, such as the narrowing and the corners of the geometric twist of the local chord along the span, expressed via the coefficients of the ellipticity of the trapezoidal wing, to change the polars of the wing and its aerodynamic quality.

Developed a step-by-step evaluation of the aerodynamic performance of the required values of the coefficients C_y and $\bar{C}_y$, the magnitude of which is stipulated by the conditions of approval modifications to the wing and thrust characteristics of the power plant. This is an area $K(C_y)$, in which a possible implementation of the required increase in capacity modifications.

The obtained results related to the modeling of changes in the geometry of the wing are an integral part of the scheme approval deep modifications in the wing and the power plant is required when creating modifications with enhanced performance.

Keywords: modification of aircraft; models to accommodate the changes in geometry of the wing parameters of the power plant.

Лось Александр Васильевич – канд. техн. наук, Президент ГП «Антонов», Киев, Украина.

Alexander Los – Candidate of Technical Sciences, President of the SE «Antonov», Kiev, Ukraine,
e-mail: systems.an@ukr.net, ORCID author ID: 0000-0002-6636-4208.