

Приходько Н.Б., Фролов В.В.
N.B. Prikhodko, V.V. Frolov

**К ВОПРОСУ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ВЕСОВЫХ И АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ
ХАРАКТЕРИСТИК САМОЛЕТОВ СЕМЕЙСТВА МОДИФИКАЦИЙ
С УЧЕТОМ ПРИНЦИПА ГЛУБОКОЙ УНИФИКАЦИИ**

**DEFINITION OF WEIGHT AND AERODYNAMIC
PROPERTIES OF AIRCRAFTS WITHIN A SERIES IN ACCORDANCE
WITH THE DEEP UNIFICATION PRINCIPLE**



Приходько Нина Борисовна – аспирантка Комсомольского-на-Амуре государственного технического университета (г. Комсомольск-на-Амуре). E-mail: prikodykonina@mail.ru.

Ms. Nina B.Prikhodko – PhD Candidate, Komsomolsk-on-Amur State Technical University (Komsomolsk-on-Amur). E-mail: prikodykonina@mail.ru



Фролов Владимир Викторович – кандидат технических наук, доцент кафедры «Технология самолетостроения» Комсомольского-на-Амуре государственного технического университета (г. Комсомольск-на-Амуре).

Mr. Vladimir V.Frolov – PhD in Engineering, Associate Professor at the Department of Aviation Technologies, Komsomolsk-on-Amur State Technical University (Komsomolsk-on-Amur).

Аннотация: Рассмотрен механизм определения весовых и аэродинамических характеристик самолетов семейства модификаций, полученных путем использования принципов глубокой унификации. Выявлена связь между геометрическими размерами фюзеляжа и аэродинамическими характеристиками самолета.

Summary: The paper considers the problem of definition of weight and aerodynamic characteristics of aircrafts in the same series designed on the basis of the deep unification principle. A relation between the geometry of a fuselage and the aerodynamic performance of an aircraft is revealed.

Ключевые слова: аэродинамические характеристики, балансировка, масса, модификация, фюзеляж.

Keywords: Aerodynamic performance, balancing, weight, modification, fuselage.

УДК 553.6.013

В настоящее время уделяется внимание созданию высокоэффективной (экономичной) авиации. Такому подходу отвечает создание самолетов путем планирования семейств модификаций [1]. Это предусматривает необходимость расчета весовых и аэродинамических характеристик самолетов семейства модификаций. В известной литературе данной задаче не уделяется должного внимания, поэтому в предлагаемой работе этот вопрос рассматривается более подробно.

Представим модель перехода от базового самолета к его модификациям (см. рис. 1) с использованием принципов глубокой унификации. Эти принципы заключаются в максимальном сохранении неизменных свойств отдельных агрегатов (геометрических размеров и масс), оборудования и систем самолета, обеспечивающих минимальные затраты в его производстве и эксплуатации.

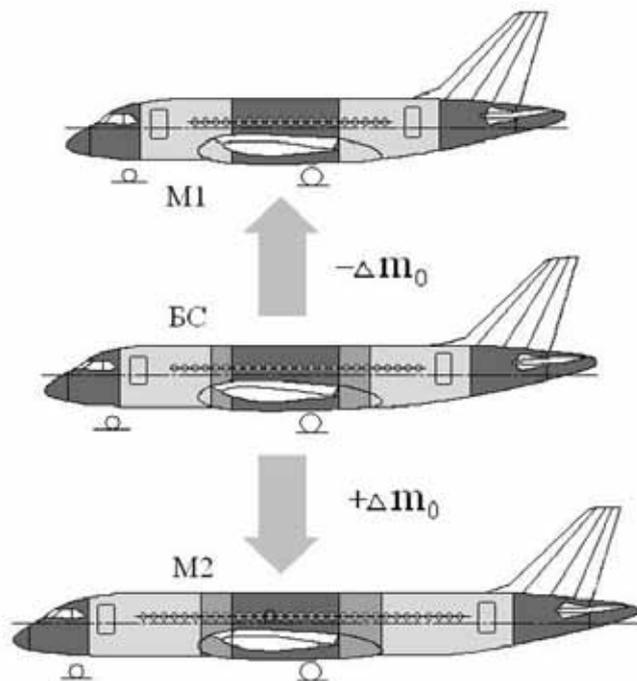


Рис. 1. Схема перехода от базового самолета к модификациям:
 БС – базовый самолет; M1 – модификация в сторону уменьшения;
 M2 – модификация в сторону увеличения

Модель перехода от базового самолета к его модификациям предусматривает изменение геометрических размеров фюзеляжа как в сторону увеличения его длины, так и в сторону уменьшения. Тогда как все остальные размеры самолета остаются неизменными. При этом в базовый самолет закладываются все необходимые свойства (прочность, жесткость, надежность и т.п.), обеспечивающие функционирование самолета наибольшей массы из семейства модификаций.

При увеличении (уменьшении) длины фюзеляжа будут меняться, во-первых, массы конструкции самолета, оборудования пассажирской кабины, кабельной сети, покрытия и оперативного снаряжения. Ниже приведены весовые модели вышеназванных зависимостей.

Рассмотрим конструкцию фюзеляжа. В зависимости от его длины согласно рис. 1 будут меняться:

1 Масса конструкции пропорциональна изменению длины цилиндрической части фюзеляжа:

$$\Delta m_{\text{кон.ф.}} = \frac{m_{\text{цил.отс.}}^{\text{БС}}}{l_{\text{цил.отс.}}^{\text{БС}}} \Delta l_{\text{ф}},$$

где $\Delta m_{\text{кон.ф.}}$ – изменение массы конструкции фюзеляжа при переходе от БС к M1 (M2);

$\Delta l_{\text{ф}}$ – изменение длины цилиндрической части фюзеляжа при переходе от БС к M1 (M2);

$m_{\text{цил.отс.}}^{\text{БС}}$ – масса цилиндрической части фюзеляжа БС; $l_{\text{цил.отс.}}^{\text{БС}}$ – длина цилиндрической части фюзеляжа БС.

2 Масса оборудования пассажирской кабины пропорциональна как длине цилиндрической части фюзеляжа, так и количеству пассажиров:

$$\Delta m_{\text{обор.пас.каб}} = \frac{m_{\text{интерьер}}^{\text{BC}}}{l_{\text{цил.отс}}^{\text{BC}}} \Delta l_{\text{ф}} + \Delta n_{\text{пас}} a_{\text{кр.+серв.пан.}}$$

где $\Delta m_{\text{обор.пас.каб}}$ – изменение массы оборудования пассажирской кабины при переходе от БС к М1 (М2); $m_{\text{интерьер}}^{\text{BC}}$ – масса интерьера пассажирской кабины (панели потолочные и боковые, напольное покрытие, багажные полки, светотехническая арматура); $\Delta n_{\text{пас}}$ – изменение количества пассажиров при переходе от БС к М1 (М2); $a_{\text{кр.+серв.пан.}}$ – масса пассажирской сервисной панели и масса кресла, приходящиеся на одного пассажира.

3 Масса кабельной сети пропорциональна изменению длины фюзеляжа:

$$\Delta m_{\text{каб.сеть}} = \frac{m_{\text{каб.сеть}}^{\text{BC}}}{l_{\text{ф}}^{\text{BC}}} \Delta l_{\text{ф}}$$

где $\Delta m_{\text{каб.сеть}}$ – изменение массы кабельной сети фюзеляжа при переходе от БС к М1 (М2); $m_{\text{каб.сеть}}^{\text{BC}}$ – масса кабельной сети БС; $l_{\text{ф}}^{\text{BC}}$ – длина фюзеляжа БС.

4 Масса покрытия пропорциональна площади омываемой поверхности:

$$\Delta m_{\text{покр.}} = \frac{m_{\text{покр.}}^{\text{BC}}}{S_{\text{ом.}}^{\text{BC}}} \Delta S$$

где $\Delta m_{\text{покр.}}$ – изменение массы покрытия фюзеляжа при переходе от БС к М1 (М2); $m_{\text{покр.}}^{\text{BC}}$ – масса покрытия БС; $S_{\text{ом.}}^{\text{BC}}$ – площадь омываемой поверхности БС; ΔS – изменение площади омываемой поверхности фюзеляжа при переходе от БС к М1 (М2).

5 Масса оперативного снаряжения пропорциональна количеству пассажиров:

$$\Delta m_{\text{пас.опер.снар.}} = \Delta n_{\text{пас}} b_{\text{пас.опер.снар.}}$$

где $\Delta m_{\text{пас.опер.снар.}}$ – изменение массы пассажирского оперативного снаряжения (продукты, напитки, спасательные жилеты, заправляемая вода) при переходе от БС к М1 (М2); $b_{\text{пас.опер.снар.}}$ – масса пассажирского оперативного снаряжения, приходящаяся на одного пассажира.

Таким образом, изменение массы снаряженного самолета составит:

$$\Delta m_{\text{снар.сам.}} = \Delta m_{\text{кон.ф.}} + \Delta m_{\text{обор.пас.каб}} + \Delta m_{\text{каб.сеть}} + \Delta m_{\text{покр.}} + \Delta m_{\text{пас.опер.снар.}}$$

Во-вторых, будет меняться центровка, которую можно рассчитать по известной формуле

$$\Delta x_{\text{т}} = \frac{\sum (m_i + \Delta m_i)(x_i + \Delta x_i)}{m_0 + \sum \Delta m_i}$$

где m_i – масса i -го элемента; Δm_i – приращение массы i -го элемента; x_i – координата i -го элемента; Δx_i – приращение координаты i -го элемента; m_0 – взлетная масса БС.

В-третьих, изменятся аэродинамические характеристики самолета: коэффициент профильного сопротивления фюзеляжа и коэффициент балансирующего сопротивления самолета.

Расчет изменения коэффициента сопротивления фюзеляжа при переходе от БС к М1 (М2) определим по формуле [2]

$$\Delta Cx_{\text{тр.ф.}} = \frac{\eta_{\text{М}}}{S} (c_{\text{f}}^{\text{BC}} \eta_{\lambda}^{\text{BC}} S_{\text{бок}}^{\text{BC}} - c_{\text{f}}^{\text{M1(M2)}} \eta_{\lambda}^{\text{M1(M2)}} S_{\text{бок}}^{\text{M1(M2)}})$$

Приходько Н.Б., Фролов В.В.

К ВОПРОСУ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ВЕСОВЫХ И АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК САМОЛЕТОВ СЕМЕЙСТВА МОДИФИКАЦИЙ С УЧЕТОМ ПРИНЦИПА ГЛУБОКОЙ УНИФИКАЦИИ

где η_M – коэффициент, учитывающий влияние сжимаемости на характер течения в пограничном слое, определяется по формуле [2, 22]; S – площадь крыла; c_f^{BC} , $c_f^{M1(M2)}$ – коэффициенты трения плоской пластины без учета сжимаемости, величина которых определяется либо аналитически, либо по графику [2, 21]; η_λ^{BC} , $\eta_\lambda^{M1(M2)}$ – коэффициенты, учитывающие переход от плоской пластины к фюзеляжу, определяемые с помощью графика [2, 26]; $S_{бок}^{BC}$, $S_{бок}^{M1(M2)}$ – площади омываемой поверхности фюзеляжей.

Расчет изменения коэффициента балансирующего сопротивления определим следующим образом. Из условия равновесия моментов при изменении центровки получим дополнительную подъемную силу на горизонтальном оперении:

$$\Delta Y_{го} (\bar{L}_{го} + \Delta \bar{x}_\phi^{XB}) = \Delta \bar{x}_T G,$$

где $\Delta Y_{го}$ – приращение подъемной силы на горизонтальном оперении; $\bar{L}_{го}$ – плечо горизонтального оперения относительное (определяется как $L_{го}/b_{САХ}$); $\Delta \bar{x}_\phi^{XB}$ – относительное приращение хвостовой части фюзеляжа; $\Delta \bar{x}_T$ – относительное приращение центра тяжести самолета; G – взлетный вес самолета.

Откуда

$$\Delta Y_{го} = \frac{\Delta \bar{x}_T G}{(\bar{L}_{го} + \Delta \bar{x}_\phi^{XB})} = \Delta Y_{кр}.$$

Определим изменение аэродинамического сопротивления самолета при появлении дополнительной подъемной силы на горизонтальном оперении:

$$\Delta X_{бал} = \frac{\Delta Y_{кр}}{K_{крейс}} = \frac{\Delta \bar{x}_T G}{(\bar{L}_{го} + \Delta \bar{x}_\phi^{XB}) K_{крейс}},$$

где $K_{крейс}$ – аэродинамическое качество при крейсерском режиме полета.

Выразим дополнительное сопротивление через $X_{бал}$ по формулам, полученным для крейсерского режима полета:

$$\Delta X_{бал} = \Delta Cx_{бал} qS,$$

где; q – скоростной напор; $Cx_{бал}$ – приращение коэффициента балансирующего сопротивления:

$$\Delta Cx_{бал} = \frac{Cx_{крейс} \Delta \bar{x}_T}{(\bar{L}_{го} + \Delta \bar{x}_\phi^{XB})},$$

где $Cx_{крейс}$ – коэффициент аэродинамического сопротивления на крейсерском режиме:

$$Cx_{крейс} \approx 1,5Cx_0,$$

где Cx_0 – коэффициент сопротивления при нулевой подъемной силе.

$$\Delta Cx_{бал} = \frac{1,5Cx_0 \Delta \bar{x}_T}{(\bar{L}_{го} + \Delta \bar{x}_\phi^{XB})}.$$

Таким образом, суммарное приращение коэффициента сопротивления составит:

$$\Delta Cx = \Delta Cx_{тр.ф.} + \Delta Cx_{бал}.$$

В качестве примера (см. табл. 1) рассмотрим семейство модификаций RRJ с базовым самолетом RRJ75 (см. рис. 1).

Данные расчета

Характеристики	Модификации		
	M1 (RRJ60)	BC (RRJ75)	M2 (RRJ95)
Взлетная масса, кг	38585	42280	45880
Коммерческая нагрузка, кг	6000	7500	9800
Топливо, кг	10685	11610	8677
\bar{x}_T , %	15	17	22
$\Delta C_{X_{тр.ф.}}$	-0,00076	-	0,00064
$\Delta C_{X_{бал.}}$	0,00019	-	0,00042
ΔC_X	-0,00058	-	0,00106
$K_{крейс}$	16,256	15,988	15,495
$V_{крейс}$, км/ч	829	829	829
C_p	0,658	0,670	0,670
$\bar{m}_{топл}$	0,277	0,275	0,189
L , км	6637	6347	4017
L_{max} , км	7879	6816	5996

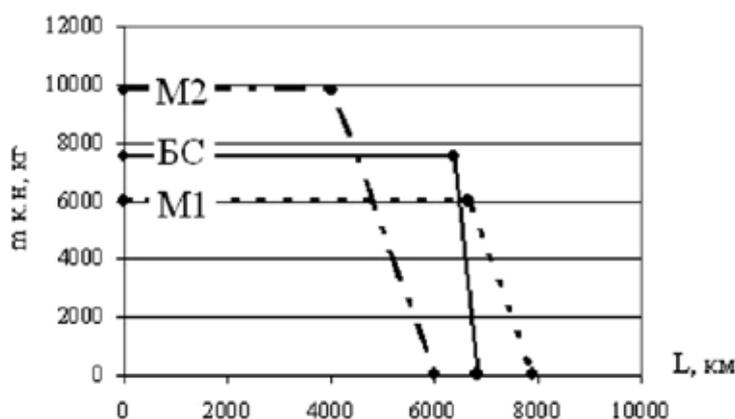


Рис. 2. Диаграмма зависимости дальности от коммерческой нагрузки

Представленная методика расчета аэродинамических и весовых характеристик позволяет на этапе проектирования семейств модификаций уточнить аэродинамические и весовые характеристики самолетов в семействах модификаций.

ЛИТЕРАТУРА

1. Шейнин, В.М. Роль модификаций в развитии авиационной техники / В.М. Шейнин, В.М. Макаров. – М.: Наука, 1982.
2. Югов, О.К. Согласование характеристик самолета и двигателя / О.К. Югов, О.Д. Селиванов. – М.: Машиностроение, 1975. – С. 204.