

УДК 629.7.025

ВЛИЯНИЕ КАЧЕСТВА ВНЕШНЕЙ ПОВЕРХНОСТИ НА ИЗМЕНЕНИЕ ПОДЪЕМНОЙ СИЛЫ ВОЗДУШНОГО СУДНА

В.Г. КИСЕЛЕВИЧ, В.Г. ЦИПЕНКО, Н.И. ЧЕКАЛОВА

В статье рассматривается влияние качества внешней поверхности на изменение подъемной силы воздушного судна.

Ключевые слова: внешняя поверхность, воздушное судно, подъемная сила.

Подъемная сила воздушного судна (ВС) состоит из подъемной силы крыла, фюзеляжа, горизонтального оперения, гондол шасси и силовой установки (СУ). В данной статье рассматривается только "чистая" конфигурация ВС, т.е. предполагается, что закрылки, предкрылки, шасси, интерцепторы и т.д. убраны.

Выразив подъемные силы через безразмерные коэффициенты, скоростной напор и площади, для коэффициента подъемной силы самолета, получим [1, 2]:

$$c_y = c_y^\alpha \alpha = [c_{y_{кр}}^\alpha (k_{\alpha\alpha})_{кр} \alpha + c_{y_{кр}}^\alpha (k_{\phi\phi})_{кр} \phi_{0кр}] \frac{S_{кр}}{S} + [c_{y_{г.о}}^\alpha (k_{\alpha\alpha})_{г.о} \alpha_{г.о} + c_{y_{г.о}}^\alpha (k_{\phi\phi})_{г.о} \phi_{0г.о}] k_V \frac{S_{г.о}}{S} + c_{y_{ф}}^\alpha \alpha \frac{S_M}{S}, \quad (1)$$

где c_y^α – производная коэффициента подъемной силы ВС по углу атаки; $c_{y_{кр}}^\alpha$ – производная коэффициента подъемной силы изолированного крыла по углу атаки; $c_{y_{г.о}}^\alpha$ – производная коэффициента подъемной силы изолированного горизонтального оперения по углу атаки; $c_{y_{ф}}^\alpha$ – производная коэффициента подъемной силы изолированного фюзеляжа по углу атаки; $k_{\alpha\alpha}$, $k_{\phi\phi}$ – коэффициенты, учитывающие интерференцию крыла и фюзеляжа за счет угла атаки α и угла установки крыла $\phi_{0кр}$ и горизонтального оперения $\phi_{0г.о}$; $S_{кр}$ – площадь крыла, находящаяся непосредственно в потоке; $S_{г.о}$ – площадь горизонтального оперения, находящегося в потоке; S_M – площадь миделевого сечения фюзеляжа; S – площадь крыла; $k_V = q_{г.о}/q_\infty$ – коэффициент торможения потока.

Таким образом, для расчета коэффициента c_y по формуле (1) необходимо определить производные $c_{y_{кр}}^\alpha$, $c_{y_{г.о}}^\alpha$, $c_{y_{ф}}^\alpha$, которые являются характеристиками изолированного крыла, горизонтального оперения и фюзеляжа.

Установление функциональных зависимостей между производными $c_{y_{кр}}^\alpha$, $c_{y_{г.о}}^\alpha$, $c_{y_{ф}}^\alpha$ и параметрами, характеризующими состояние внешней поверхности ВС, позволяет получить оценку изменения подъемной силы, обусловленное влиянием этих факторов. Для оценки производных $c_{y_{кр}}^\alpha$ и $c_{y_{г.о}}^\alpha$ стреловидного изолированного крыла или горизонтального оперения не зависимо от величины их удлинения было получено следующее соотношение [1]:

$$c_{\text{укр}}^{\alpha} = \frac{c_{\text{упр}}^{\alpha}}{c_{\text{упр}}^{\alpha} / (\pi\lambda) + \sqrt{1 / \cos^2 \chi_{0,5} + (c_{\text{упр}}^{\alpha} / (\pi\lambda))^2}}, \quad (2)$$

где $c_{\text{упр}}^{\alpha}$ – производная подъемной силы профиля по углу атаки; λ – удлинение крыла (оперения); $\chi_{0,5}$ – угол стреловидности крыла (оперения) по линии 0,5 хорд.

Для определения производной подъемной силы профиля $c_{\text{упр}}^{\alpha}$ с учетом вязкости в работе [1] используется следующая зависимость

$$c_{\text{упр}}^{\alpha} = \frac{1,05}{\sqrt{1 - M_{\infty}^2}} K_{\text{пр.}} (c_y^{\alpha})_{\text{пр.теор.}}, \quad (3)$$

где 1,05 – поправочный коэффициент; M_{∞} – число Маха для заданного режима полета; $K_{\text{пр.}}$ – коэффициент, учитывающий влияние угла заострения задней кромки профиля и числа Рейнольдса; $(c_y^{\alpha})_{\text{пр.теор.}}$ – производная подъемной силы профиля по углу атаки при обтекании его несжимаемым идеальным газом.

Для расчета производной $(c_y^{\alpha})_{\text{пр.теор.}}$ в работе [1] рекомендуется следующее соотношение:

$$(c_y^{\alpha})_{\text{пр.теор.}} = 2\pi(1 + 0,77\bar{c})\sqrt{1 + (\bar{f}/2)^2}, \quad (4)$$

где \bar{c} , \bar{f} – соответственно, относительная толщина и кривизна профиля.

Соотношение (4) позволяет скорректировать значение производной коэффициента подъемной силы профиля крыла (оперения), обусловленное состоянием внешней поверхности (накладки, волнистость, выступы, уступы и т.д.), через увеличение относительной толщины профиля. Влияние индивидуальных особенностей, обусловленных деформацией профиля, учитываются коррекцией относительной кривизны профиля.

Для учета влияния вязкости на несущие свойства профиля (4), используется зависимость (3), в которой необходимо предварительно определить значение коэффициента $K_{\text{пр.}}$. На рис. 1 приведен график такой зависимости коэффициента $K_{\text{пр.}}$ от угла заострения профиля у задней кромки β и числа Рейнольдса Re , заимствованные из работы [1].

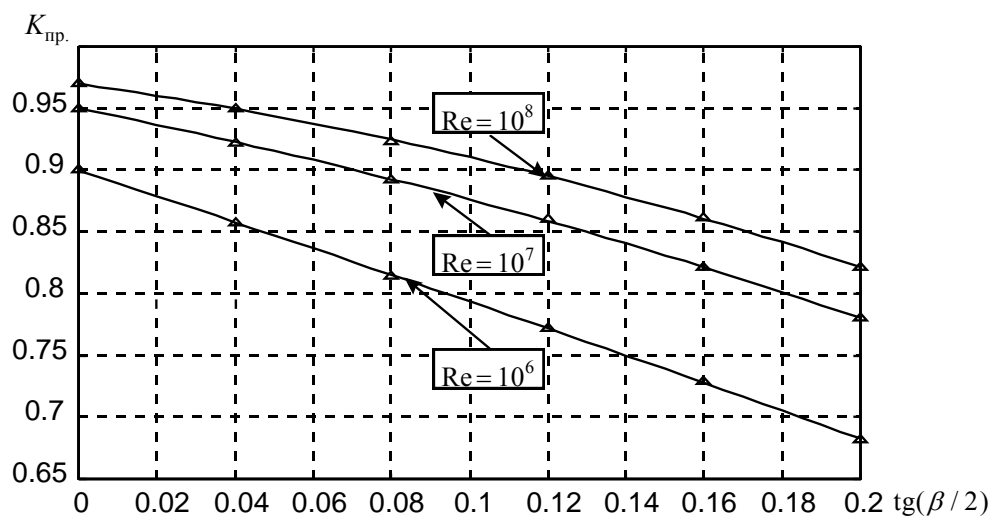


Рис. 1. Влияние угла заострения профиля у задней кромки β и числа Рейнольдса Re на $K_{\text{пр.}}$.

Для расчета угла заострения задней кромки профиля β производятся замеры толщины профиля в точках с относительными координатами 0,9 и 0,99 и производится вычисление тангенса половины этого угла

$$\operatorname{tg}(\beta/2) = \frac{y_{90} - y_{99}}{2 \cdot 0,09 \cdot b},$$

где y_{90} , y_{99} – соответственно, толщины профиля в точках с относительными координатами 0,9 и 0,99; b – хорда профиля в рассматриваемом сечении.

Для практического использования представленных на рис.1 зависимостей была выполнена аппроксимация этих зависимостей в виде:

$$K_{\text{пр.}} = a_0 + a_1 \lg Re + a_2 \operatorname{tg}(\beta/2) + a_3 \lg Re \cdot \operatorname{tg}(\beta/2) + a_4 (\lg Re)^2 + a_5 \operatorname{tg}^2(\beta/2), \quad (5)$$

и для коэффициентов a_0, \dots, a_5 были получены следующие значения: $a_0 = -0,438$; $a_1 = 0,3595$; $a_2 = -1,8968$; $a_3 = 0,1709$; $a_4 = -0,0229$; $a_5 = -0,9516$.

На рис. 1 сплошной линией показаны зависимости, полученные с использованием предложенной методики. Сравнение этих зависимостей с экспериментальными данными (Δ) подтверждает адекватность полученных решений. В полученную зависимость (5) входит число Рейнольдса Re , значение которого определяется относительной координатой точки перехода $\bar{X}_{\text{п}}$, которая, в свою очередь, зависит от качества внешней поверхности крыла (оперения).

Таким образом, состояние качества внешней поверхности влияет на производную коэффициента подъемной силы по углу атаки изолированного крыла (оперения), которая может быть скорректирована на изменение средней толщины профиля крыла (оперения), величину шероховатости внешней поверхности и смещение точки перехода, обусловленное выступом или уступом от производственных накладок.

В качестве примера на рис. 2 приведены зависимости производной коэффициента подъемной силы $c_{\text{укр}}^{\alpha}$ изолированного крыла самолета Ил-114 от числа Маха, увеличения толщины профиля и шероховатости поверхности. Для построения этих зависимостей были использованы соотношения (2) – (5).

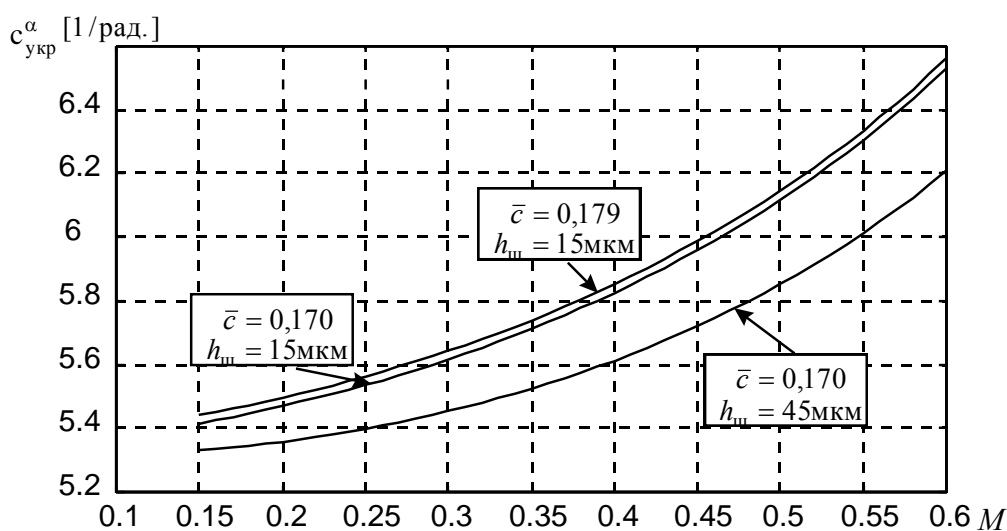


Рис. 2. Зависимость производной коэффициента подъемной силы $c_{\text{укр}}^{\alpha}$ самолета Ил-114 от числа M , шероховатости и изменения \bar{c}

Как видно из представленных зависимостей увеличение толщины профиля приводит к незначительному увеличению производной коэффициента подъемной силы по углу атаки (при увеличении толщины профиля на 5 % прирост производной в среднем составил 0,5 %), тогда как увеличение шероховатости поверхности крыла с 15 до 45 мкм приводит к уменьшению производной в среднем на 3,3 %.

Подъемная сила фюзеляжа создается в основном носовой и кормовой частью. Носовая часть создает положительную подъемную силу, а кормовая – отрицательную. Кроме того, на цилиндрической части фюзеляжа также возникает положительная подъемная сила.

Для учета всех этих факторов в работе [1] предлагается следующая зависимость:

$$c_{y\phi}^{\alpha} = c_{\text{унос.+ц}}^{\alpha} + c_{\text{укор.}}^{\alpha} - c_{x0\phi}, \quad (6)$$

где $c_{\text{унос.+ц}}^{\alpha}$ – производная коэффициента подъемной силы носовой и центральной части фюзеляжа по углу атаки; $c_{\text{укор.}}^{\alpha}$ – производная коэффициента подъемной силы кормовой части фюзеляжа по углу атаки; $c_{x0\phi}$ – коэффициент сопротивления фюзеляжа при $c_y = 0$.

В качестве примера на рис. 3 представлены зависимости производной коэффициента подъемной силы по углу атаки фюзеляжа от числа M и величины шероховатости внешней поверхности самолета Ил-114.

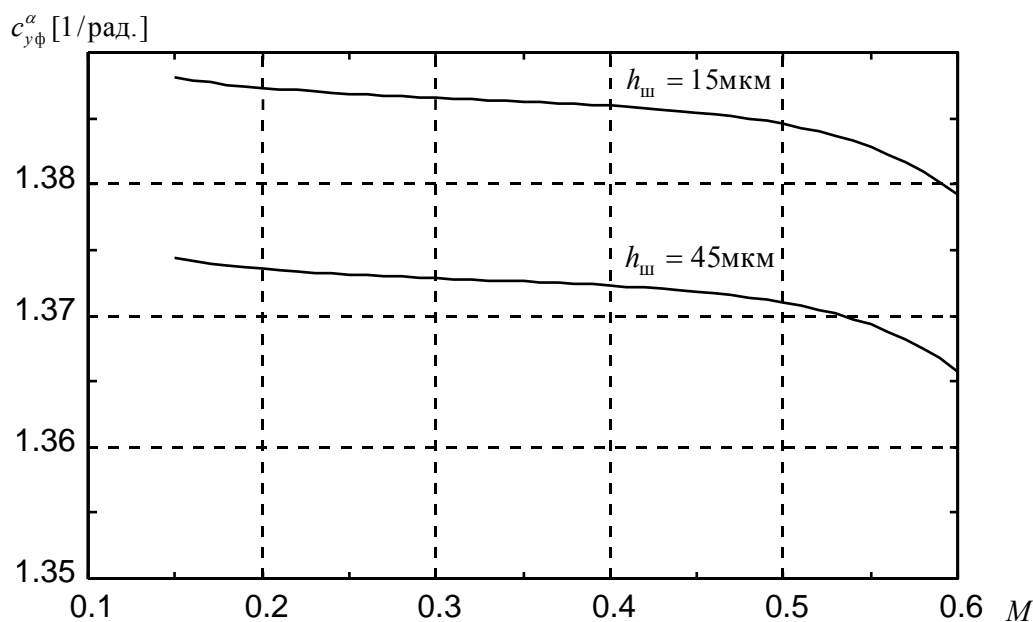


Рис. 3. Зависимость производной $c_{y\phi}^{\alpha}$ фюзеляжа самолета Ил-114 от числа M и шероховатости внешней поверхности

Как видно из представленных зависимостей, увеличение шероховатости с 15 мкм до 45 мкм приводит к уменьшению производной $c_{y\phi}^{\alpha}$, в среднем на 1 %. Это незначительная величина влияния и поэтому ее можно не учитывать в дальнейших расчетах.

Полученные соотношения позволяют выполнить расчеты производных коэффициентов подъемной силы по углу атаки для изолированного крыла, горизонтального оперения и фюзеляжа с учетом параметров, характеризующих состояние внешней поверхности ВС. Учет влияния интерференции крыла, фюзеляжа и горизонтального оперения, а также расчет угла скоса

потока у горизонтального оперения позволяет выполнить расчеты коэффициента подъемной силы ВС по заданным геометрическим характеристикам составных элементов ВС с учетом изменения геометрии этих элементов. Через изменение геометрии основных элементов ВС возможно моделировать влияние эксплуатационных факторов на аэродинамические характеристики ВС.

Расчет изменения коэффициента подъемной силы ВС от влияния состояния внешней поверхности можно выполнить с использованием соотношения (1), подставив в него вместо производных коэффициента подъемной силы составных элементов ВС их изменения, обусловленные этим влиянием.

Для оценки работоспособности полученных соотношений были выполнены исследования влияния утолщения профиля крыла и оперения на 5 % и появления шероховатости в 45 мкм на поверхности самолета Ил-114 при выполнении им крейсерского полета.

На рис. 4 приведены зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки, полученные в результате расчетов.

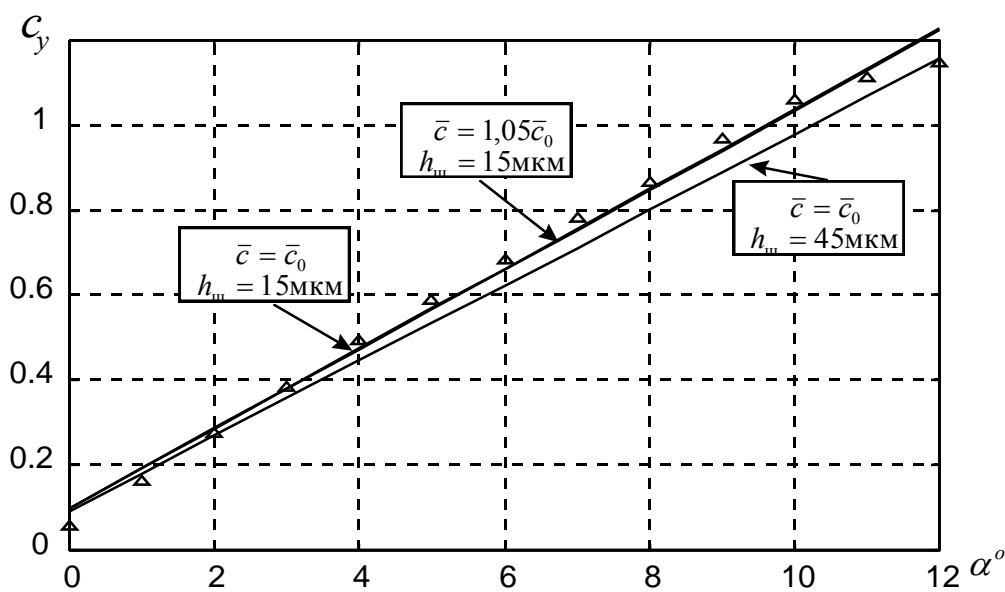


Рис. 4. Зависимость $c_y = f(\alpha)$ самолета Ил-114 при разных значениях шероховатости поверхности и толщины профиля крыла и оперения ($M = 0,45$; Δ – результаты экспериментов [1])

Изменение угла атаки находилось в диапазоне от 0° до 12° , где эта зависимость имеет линейный характер. Для оценки адекватности на эти графики нанесена зависимость $c_y = f(\alpha)$, полученная в эксперименте. Из графика видно, что данные результатов расчета достаточно хорошо согласуются с данными эксперимента на линейном участке зависимости (до $\alpha = 10^\circ$). Влияние утолщения профиля на 5 % практически не сказывается на характере представленной зависимости, в то время как шероховатость внешней поверхности приводит к уменьшению коэффициента подъемной силы. Причем величина влияния возрастает пропорционально росту угла атаки.

Таким образом, влияние состояния внешней поверхности ВС на изменение коэффициента подъемной силы, может быть учтено через изменение производной этого коэффициента по углу атаки.

Полученные соотношения позволяют установить связи между параметрами, характеризующими состояние внешней поверхности ВС (шероховатость, волнистость, наличие накладок и т.д.) и производной коэффициента подъемной силы ВС. Зная величину приращения производной коэффициента подъемной силы, можно производить оценку изменения и самого коэффициента подъемной силы ВС.

ЛИТЕРАТУРА

1. Семитковская Т.А. Методика оценки влияния индивидуальных особенностей на взлетные характеристики воздушных судов: дисс. на соискание уч. степ. канд. техн. наук. – Киев: НАУ, 2002. – 195 с.

2. Шевяков В.И. Аэродинамические критерии качества внешней поверхности воздушного судна // Научный Вестник МГТУ ГА. 2011. № 163. С. 131 – 137.

INFLUENCE OF QUALITY OF EXTERNAL SURFACE TO CHANGE LIFT AIRCRAFT

Kiselevich V.G., Tsipenko V.G., Chekalova N.I.

The article examines influence of quality of external surface to change lift aircraft.

Key words: external surface, aircraft, lift.

REFERENCES

1. Semitkovskaya T.A. Metodika ocenki vliyaniya individualnykh osobennostey na vzletnye kharakteristiki vozdushnykh sudov [Methods of assessing the impact of individual characteristics on the flight characteristics of the aircraft. Diss.]: Diss. na soiskanie uch. step. kand. tekhn. nauk. Kiev: NAU. 2002. 195 p. (in Russian)

2. Shevyakov V.I. Aehrodinamicheskie kriterii kachestva vneshney poverkhnosti vozdushnogo sudna [Aerodynamic performance criteria outer surface of the aircraft. Scientific Bulletin MSTUCA] Moscow. Nauchniyj Vestnik MGTU GA. 2011. № 163. PP. 131 – 137. (in Russian)

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Киселевич Владимир Григорьевич, 1959 г.р., окончил Всесоюзный политехнический институт (1966), соискатель кафедры аэродинамики, конструкции и прочности летательных аппаратов МГТУ ГА, 1-й заместитель генерального директора - директор по производству ФГУП "Международный аэропорт Оренбург", автор 8 научных трудов, область научных интересов – летная эксплуатация воздушных судов, электронный адрес: akpla@yandex.ru

Ципенко Владимир Григорьевич, 1938 г.р., окончил МЭИ (1961), доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой аэродинамики, конструкции и прочности летательных аппаратов МГТУ ГА, автор более 300 научных работ, область научных интересов – аэродинамика, динамика полета и летная эксплуатация воздушных судов, электронный адрес: akpla@yandex.ru.

Чекалова Надежда Ивановна, окончила Государственный педагогический институт им. Т.Г. Шевченко (1983), Сибирскую академию государственной службы при Президенте РФ (2004), ведущий инженер кафедры аэродинамики, конструкции и прочности летательных аппаратов МГТУ ГА, автор 10 научных работ, область научных интересов – летная эксплуатация воздушных судов, электронный адрес: akpla@yandex.ru.