

УДК 629.7.025

ВЛИЯНИЕ ОТДЕЛЬНЫХ НЕРОВНОСТЕЙ ПОВЕРХНОСТИ ВОЗДУШНОГО СУДНА НА ПРИРАЩЕНИЕ ЕГО СОПРОТИВЛЕНИЯ

Н.И. ЧЕКАЛОВА

Статья представлена доктором технических наук, профессором Ципенко В.Г.

В статье проведено исследование влияния отдельных неровностей поверхности воздушного судна на приращение его сопротивления на примере самолета Ил-76.

Ключевые слова: коэффициент сопротивления, неровности поверхности, воздушное судно.

Известно, что выступающие в поток отдельные неровности (головки заклепок, винтов, уступы, выступы и т.д.) создают дополнительное сопротивление самолета. Это связано, прежде всего, как с перемещением точки перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный, так и с собственным их сопротивлением. Каждая неровность турбулизирует пограничный слой и практически фиксирует на себе положение точки перехода. Переход может не произойти лишь тогда, когда неровность расположена в области очень сильного отрицательного градиента давления, обычно составляющего участок 5÷10% хорды крыла. Головки винтов и заклепок, соединения листов обшивки не встык обладают собственным сопротивлением, при расчете которого следует иметь в виду, что высота головки заклепки или толщина листа соизмеримы с толщиной пограничного слоя.

В работе [1] приведена зависимость для расчета приращения коэффициента сопротивления крыла, имеющего площадь S , от собственного сопротивления одного ряда заклепок

$$\Delta c_{x3} = 1,56 \frac{nh^2}{S} \left[\left(\frac{h}{x} \right)^{\frac{2}{7}} \text{Re}_x^{\frac{2}{35}} (1 - \bar{p}) \right], \quad (1)$$

где n - количество заклепок рассматриваемого ряда; h - высота головок заклепок; x - расстояние ряда заклепок от передней кромки крыла; \bar{p} - коэффициент давления в месте расположения заклепок. Расчет числа Рейнольдса производится для характерного размера x $\text{Re}_x = Vx/\nu$.

Если крыло имеет несколько рядов заклепок, то подсчитывается значение выражения в скобках

$$\left[\left(\frac{h}{x} \right)^{\frac{2}{7}} \text{Re}_x^{\frac{2}{35}} (1 - \bar{p}) \right]$$

для первого и последнего рядов и для дальнейшего расчета принимается их среднеарифметическое значение. Количество заклепок n соответствует всем заклепкам данного соединения.

Для нахождения значения коэффициента давления \bar{p} крыла в месте расположения заклепок необходимо выполнить расчет эпюры распределения коэффициента давления для профиля в рассматриваемом сечении крыла. Для расчета эпюры распределения давления по профилю использовался приближенный метод Кюхемана-Вебера [2]. Если все же распределение давления невозможно получить расчетным методом (нет характеристик формы профиля), то можно воспользоваться следующим приближенным соотношением

$$(1 - \bar{p})_{\text{cp}} \approx 1 + 1,5\bar{c},$$

где \bar{c} - относительное значение максимальной толщины профиля.

В качестве примера были выполнены расчеты увеличения лобового сопротивления самолета Ил-76 при замене нижней части обшивки крыла. Для крепления заплатки использовались заклеп-

ки, имеющие высоту $h=1,5$ мм и диаметр $d = 6,8$ мм; заклепки располагались на поверхности с шагом 25 мм. Заплатка имела размеры 1500×2000 мм и была расположена в районе $b_{САХ}$ (рис. 1).

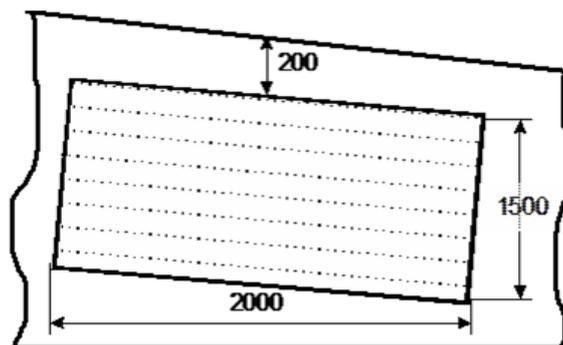


Рис. 1. Расположение заплатки на части обшивки крыла

Относительная толщина профиля крыла в этом сечении составила $\bar{c} = 17,5\%$. Заплатка была расположена на расстоянии 200 мм от носка крыла. Для ее крепления использовалось 8 рядов заклепок. Всего для крепления заплатки было использовано 640 заклепок. Были рассчитаны значения коэффициентов давления для первого и последнего рядов заклепок ($\bar{p}_1 = -0,11$, $\bar{p}_n = -0,22$).

Приращение лобового сопротивления самолета Ил-76 в общем случае будет связано с перемещением точки перехода к переднему ребру заплатки и собственным сопротивлением головок от заклепок. В анализируемом случае рассматривается только приращение сопротивления от выступающих в поток заклепок.

На рис. 2 представлены зависимости, характеризующие в эксплуатационном диапазоне скоростей и высот полета приращение сопротивления ВС, обусловленное наличием заклепок на обшивке крыла.

Анализ приведенных зависимостей позволяет сделать вывод, что зависимость коэффициента Δc_{x3} от числа M имеет характерный вид: быстрое увеличение коэффициента при малых числах M , а затем постепенное уменьшение темпа нарастания. Увеличение высоты полета приводит к незначительному падению коэффициента, что связано с изменением плотности воздуха по высоте полета. Также установлено, что даже незначительное увеличение высоты головок заклепок приводит к существенному приращению коэффициента Δc_{x3} . Так увеличение высоты головки на 10% (с $h=1,5$ мм до $h=1,65$ мм) приводит к увеличению Δc_{x3} на 21%.

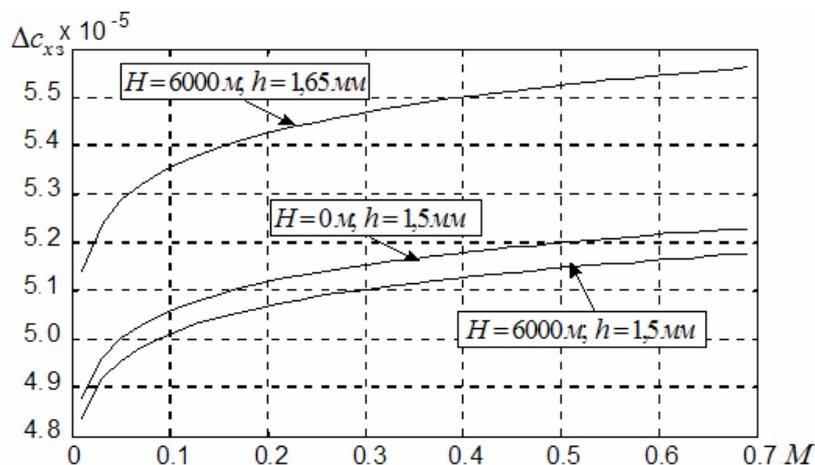


Рис. 2. Приращение коэффициента лобового сопротивления самолета Ил-76, обусловленное наличием заклепок

Таким образом, оценка приращения сопротивления самолета Ил-76, обусловленного наличием выступающих в поток головок заклепок (винтов) может быть выполнена, используя соотношение (1). Анализ влияния на коэффициент Δc_{x3} формы заклепки (винта) показывает, что определяющим является высота заклепок (винтов).

Выступы или уступы, находящиеся на поверхности ВС, также приводят к дополнительному сопротивлению. Результаты подробных экспериментальных исследований неровностей различных типов (прямые и обратные уступы, клепки, мелкие углубления и т.д.) представлены в работе [3]. Исследования показали, что коэффициент сопротивления каждого типа неровности, отнесенный к площади миделя неровности и скоростному напору набегающего потока, существенно зависит от отношения высоты неровности к толщине пограничного слоя, числа Re и числа M набегающего потока.

Сопротивление неровностей, погруженных в пограничный слой, связано со средним скоростным напором слоя, ограниченного высотой неровности. При высоте неровности, большей толщины ламинарного подслоя, наблюдается закономерность, заключающаяся в том, что коэффициент сопротивления неровности c_x , отнесенный к ее площади миделя и среднему значению скоростного напора по высоте неровности, практически не зависит от высоты неровности [3]. Это обстоятельство позволяет ввести предельное значение коэффициента неровности $c_{x\infty}$.

Из результатов экспериментов было установлено, что на дозвуковых скоростях ($M < 0,6$) предельное значение коэффициента сопротивления уступа зависит только от его конфигурации: для прямого уступа $c_{x\infty} \approx 0,42$; для обратного уступа $c_{x\infty} \approx 0,23$.

Для оценки приращения сопротивления элемента воздушного судна от наличия на нем уступа можно воспользоваться соотношением

$$\Delta c_{x\text{соед}} = 1,33c_{x\infty} \frac{lh}{S} \left[\left(\frac{h}{x} \right)^{\frac{2}{7}} \text{Re}_x^{\frac{2}{35}} (1 - \bar{p}) \right], \quad (2)$$

где l - длина соединения, измеряется по размаху крыла; x - расстояние от передней кромки крыла до передней кромки соединения; $\text{Re}_x = Vx/\nu$ - число Рейнольдса; h - толщина накладываемого листа; \bar{p} - коэффициент давления в месте соединения; $c_{x\infty}$ - коэффициент, зависящий от типа соединения.

В качестве иллюстрации использования полученной зависимости (2) выполнен расчет приращения сопротивления крыла от заплатки, приведенной на рис. 1. Толщина накладываемого листа изменялась в пределах от 1,0 мм до 2,0 мм. Условия и режимы полета остаются прежними (как и в предыдущем примере). Результаты, полученные при расчетах, представлены графически на рис. 3. Анализ приведенных зависимостей позволяет сделать следующие выводы:

- изменение высоты полета незначительно влияет на приращение лобового сопротивления (изменение высоты полета от $H=0$ м до 6000 м приводит к увеличению прироста сопротивления на 3%);

- существенное влияние на приращение сопротивления оказывает толщина накладываемого листа (так увеличение толщины накладке с 1 мм до 2 мм приводит к увеличению приращения сопротивления до 140%);

- применение фаски ($\varepsilon_1 = 45^\circ$) на передней кромке листа и фаски ($\varepsilon_2 = 15^\circ$) на задней позволяет существенно уменьшить приращение сопротивления ($\sim 72\%$).

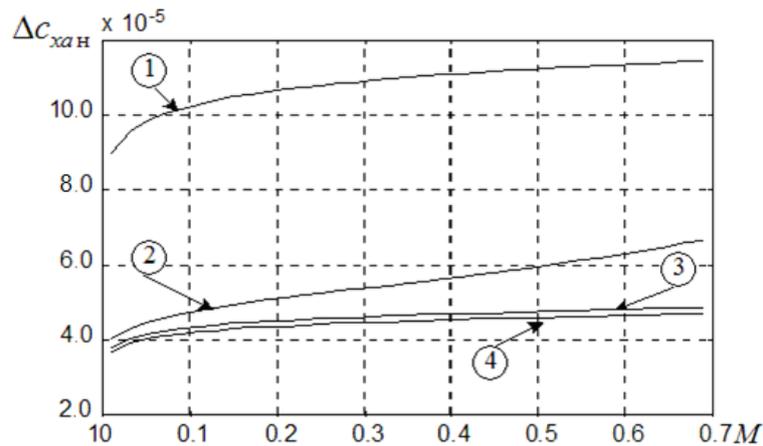


Рис. 3. Зависимость приращения коэффициента лобового сопротивления самолета Ил-76 от режима полета и толщины накладываемого листа:

1 – $H=6000$ м, $h=2,0$ мм, $\varepsilon_1 = \varepsilon_2 = 90^\circ$; 2 – $H=6000$ м, $h=2,0$ мм, $\varepsilon_1 = 45^\circ$; $\varepsilon_2 = 15^\circ$;

3 – $H=0$ м, $h=1,0$ мм, $\varepsilon_1 = \varepsilon_2 = 90^\circ$; 4 – $H=6000$ м, $h=1,0$ мм, $\varepsilon_1 = \varepsilon_2 = 90^\circ$

Полученные соотношения могут быть использованы для расчета дополнительного сопротивления, обусловленного производственными неровностями в зависимости от их геометрических параметров и режимов полета в диапазоне чисел $M=0 \div 1$ и высот полета $H=0 \div 11000$ м. Расчеты дают хорошие результаты, если пограничный слой на поверхности ВС близок по своим параметрам к турбулентному на плоской пластине.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Ищенко С.А.** Методы технической диагностики аэродинамического состояния воздушных судов: дисс. ... д-ра техн. наук. – Киев: КМУГА, 1998.
2. **Семитковская Т.А.** Методика оценки влияния индивидуальных особенностей на взлетные характеристики воздушных судов: дисс. ... канд. техн. наук. – Киев: НАИ, 2002.
3. **Шевяков В.И.** Аэродинамические критерии качества внешней поверхности воздушного судна // Научный Вестник МГТУ ГА. – 2011. - № 163. – С. 131-137.

INFLUENCE OF SOME AIRCRAFT SURFACE ROUGHNESSES ON INCREASING ITS DRAG

Chekalova N.I.

The article deals with the investigation of influence of some aircraft surface roughnesses on increasing its drag (Il-76 as an example).

Keywords: resistance coefficient surface roughness, aircraft.

Сведения об авторе

Чекалова Надежда Ивановна, окончила ГПИ им. Т.Г. Шевченко (1983), СибАГС (2003), ведущий инженер кафедры аэродинамики, конструкции и прочности летательных аппаратов МГТУ ГА, автор 9 научных работ, область научных интересов – летная эксплуатация воздушных судов.