

УДК 629.7.016.54

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВРЕДНОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ ТРАНСПОРТНЫХ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ НА ТРАНСЗВУКОВЫХ СКОРОСТЯХ

В.И. ШЕВЯКОВ

По заказу редакционной коллегии

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

Рассматривается задача определения вредного сопротивления дозвуковых транспортных ВС с привлечением теоретических расчётных методов. Излагается методика уточнения применяемых эмпирических методов расчёта вредного сопротивления для больших скоростей. Приведены примеры расчётов вредного сопротивления на трансзвуковых режимах полёта от ступеньки за предкрылком на крыле транспортного ВС.

Ключевые слова: воздушное судно, вредное сопротивление, предкрылок, скачки уплотнения.

На этапе серийного производства должен найти практическую реализацию весь потенциал, заложенный при создании ВС учёными, конструкторами, технологами. Безопасность эксплуатации серийных самолётов является целью выполнения всё более жёстких сертификационных требований, а экономическая эффективность эксплуатации произведённых ВС в большой степени зависит от качества их изготовления. На топливную экономичность ВС, наряду с расходными характеристиками двигателей, влияет уровень его аэродинамического качества. Отличие практических внешних обводов самолёта от наилучших теоретических форм может существенным образом исказить оптимальное распределение давления и снизить аэродинамическое качество. Очевидно, что по компоновочным, технологическим и экономическим причинам полностью избежать таких несовершенств формы в современных конструкциях самолётов невозможно. В этих условиях наиболее целесообразным является поиск разумного компромисса между требованиями аэродинамического совершенства поверхности и затратами на получение этого совершенства.

Качество изготовления внешней поверхности ВС в большой степени определяет дополнительное вредное сопротивление, влияющее на величину аэродинамического качества и, следовательно, на расход топлива ВС в полёте и его конкурентоспособность. Под качеством изготовления внешней поверхности ВС понимается её аэродинамическая гладкость, определяющаяся не только геометрической гладкостью, но и величиной и количеством отклонений от теоретического контура поверхности. Существуют документы, регламентирующие предельные отклонения и качество внешней поверхности ВС – отраслевой стандарт (ОСТ) [1] и создаваемые на его базе Технические условия (ТУ) или Технические требования (ТТ). Эти документы обоснованы анализом влияния различных видов дефектов поверхности на лобовое сопротивление самолета.

Выполнение ТТ или ТУ на предельные отклонения и качество внешней поверхности является обязательным при получении ВС сертификата типа. Этим устанавливаются предельные различия в геометрии различных экземпляров самолетов одного типа, что фактически характеризует возможности производства. В случае невозможности выполнения ТТ или ТУ производством, предельные отклонения должны быть увеличены с соответствующим увеличением вредного сопротивления и изменением лётных характеристик.

Степень влияния дефекта внешней поверхности на аэродинамическое качество зависит от месторасположения этого дефекта. Условно вся внешняя поверхность самолета разбивается на зоны, отличающиеся степенью влияния качества поверхности на его аэродинамические характеристики. Обычно таких зон бывает 2 или 3.

На рис. 1 приведен пример разбивки внешней поверхности дозвукового транспортного самолета на зоны.

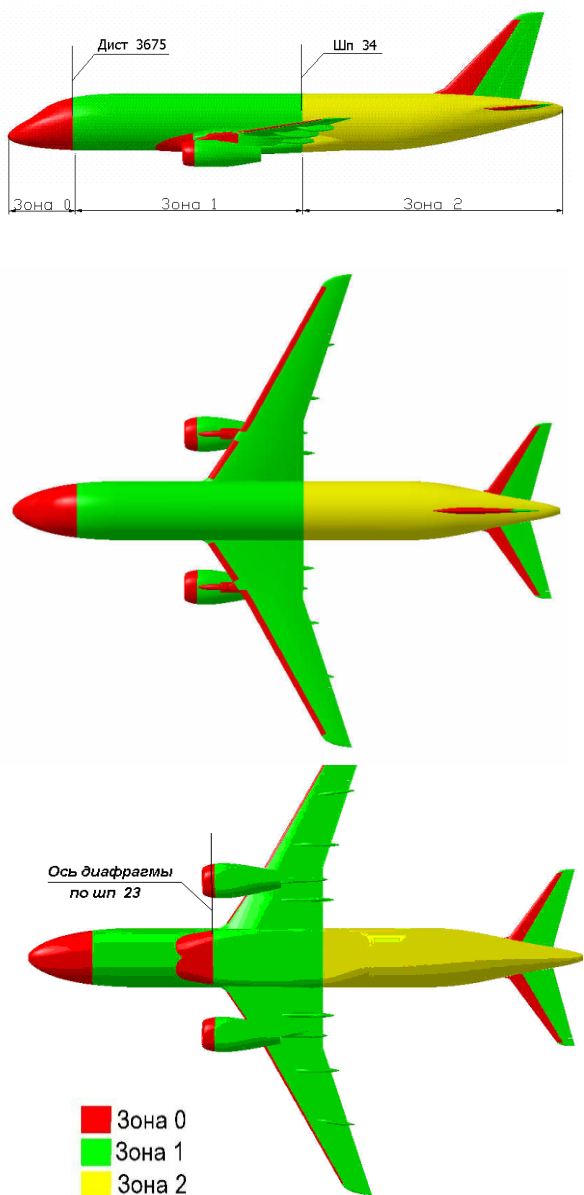


Рис. 1

Наиболее жесткие требования предъявляются к зоне "0": все дефекты в этой зоне приводят к значительному росту вредного сопротивления или кардинально изменяют характер обтекания поверхности. Обычно к зоне "0" относят области с тонкими пограничными слоями, высокими местными скоростями потока, а также наиболее напряженные участки с точки зрения условий обтекания (например, предкрылки крыла, поверхности стабилизатора и киля до линии максимальной толщины, носовые части фюзеляжа и воздухозаборников). Требования, предъявляемые к зоне "2", наименее жесткие. К этой зоне относятся области внешней поверхности самолета, находящиеся под пограничными слоями большой толщины, обычно в хвостовой части фюзеляжа. Требования к зоне "1" – промежуточные между зонами "0" и "2".

Требования к качеству внешней поверхности в каждой из зон определяются требованиями минимизации вредного сопротивления с учетом возможностей производства. Введение зоны "0" требует определенного уровня развития производства. Из самолетов советского и российского производства зона "0" введена на самолёте RRJ-95B/SSJ-100.

Для удовлетворения требованиям качества внешней поверхности с самого начала проектирования необходима совместная работа аэродинамиков и конструкторов, прочнистов и технологов. Выполнение этих требований обязательно даже в случае необходимости проведения конструктивных доработок конструкции ВС или технологических изменений.

Дополнительное, "вредное" сопротивление, обусловленное дефектами внешней поверхности, понимается как добавка к сопро-

тивлению аэродинамически гладкого самолёта. Исследованию вредного сопротивления и определению его величины уделялось достаточное внимание на всех этапах развития авиации как в нашей стране, так и за рубежом. На настоящее время наиболее полное исследование сопротивления неровностей, находящихся в турбулентном пограничном слое, представлено в работе [2]. Учитывая то, что реальное обтекание современных дозвуковых транспортных ВС практически полностью турбулентное, использование представленных в этой работе материалов для определения вредного сопротивления ВС представляется вполне обоснованным.

Традиционно вычисление вредного сопротивления производится в виде определения составляющих от различного вида производственных дефектов, внешних надстроек и может быть представлено как дополнительное слагаемое к коэффициенту лобового сопротивления ВС

$$\Delta Cx_{\text{вп}} = \Delta Cx_{\text{ш}} + \Delta Cx_{\text{д}} + \Delta Cx_{\text{щ}} + \Delta Cx_{\text{нрн}}, \quad (1)$$

где $Cx_{\text{ш}}$, $\Delta Cx_{\text{д}}$, $\Delta Cx_{\text{щ}}$, $\Delta Cx_{\text{нрн}}$ – дополнительные сопротивления от шероховатости поверхности, от выступающих мелких деталей, от наличия на несущих поверхностях щелей, допускающих перетекание воздуха, и от производственных неровностей соответственно.

На внешней поверхности ВС при обтекании его набегающим потоком образуется пограничный слой, обусловленный вязкостью потока. Лобовое сопротивление ВС в значительной степени зависит от характеристик пограничного слоя. Исследованию пограничного слоя посвящено значительное количество работ, позволивших выявить основные закономерности и зависимости между отдельными параметрами, описывающими пограничный слой. Отдельные их этих работ стали уже классическими, их результаты используются в аэродинамике до настоящего времени [3]; [4]. Все приведённые ниже зависимости получены на основе использования данных этих работ.

При анализе обтекания *шероховатой* поверхности различают три режима обтекания. Первый характеризуется тем, что высота бугорков, обуславливающих шероховатость, существенно меньше толщины ламинарного подслоя. Коэффициент сопротивления в этом случае мало отличается от коэффициента сопротивления гладкой поверхности, зависит от числа Рейнольдса и не зависит от величины шероховатости. Если высота бугорков сравнима с толщиной ламинарного подслоя (второй режим обтекания), то коэффициент сопротивления является функцией и числа Рейнольдса, и относительной шероховатости поверхности. На третьем режиме обтекания, когда высота бугорков значительно превышает толщину ламинарного подслоя, коэффициент сопротивления зависит от величины относительной шероховатости и не зависит от числа Рейнольдса.

Для обеспечения минимального сопротивления ВС желательно реализовывать первый режим обтекания. Как показано в [2], *шероховатость* не приводит к увеличению сопротивления турбулентного трения, если высота бугорков на поверхности не превышает

$$h_{\text{доп}} \approx \frac{80}{Re_1} (1 + 0.2M^2)^{1.5}, \quad (2)$$

где Re_1 – число Рейнольдса, отнесённое к длине 1 метр.

Для дозвуковых транспортных самолетов, выполняющих крейсерский полёт на высотах порядка 11000 м и на скорости, соответствующей числу Маха $M \sim 0.78 \div 0.82$, величина $h_{\text{доп}}$ составляет 5 ÷ 6 мкм и, как видно из табл. 1 при применении современных лакокрасочных покрытий (глянцевых эмалей) шероховатость обшивки не будет создавать дополнительного вредного сопротивления.

Таблица 1

| Вид поверхности | Шероховатость, мкм |
|--|--------------------|
| Матовые эмали, нанесённые кистью | 60 ... 80 |
| Матовые эмали, нанесённые пульверизатором | 5 ... 8 |
| Анодированная поверхность | 6 ... 10 |
| Глянцевые эмали | 4 ... 5 |
| Эмалевое покрытие после полирования с применением паст | 1 и менее |
| Стекло | 0,2 |

Сопротивление от *выступающих мелких деталей* зависит от их числа, размеров, формы и мест их расположения. К таким деталям относятся датчики, антенны, обтекатели и т.п. Их дополнительное вредное сопротивление можно представить в виде

$$\Delta C_{x д} = \sum_i C_{x i} \left(\frac{S_i}{S_{ом}} \right) \frac{S_{ом}}{S_{кр}}, \quad (3)$$

где $C_{x i}$ – коэффициент сопротивления i -й детали, отнесенный к площади её миделя S_i ; $S_{кр}$ и $S_{ом}$ – площадь крыла и площадь оmyаемой поверхности самолета соответственно. При отсутствии точных значений $C_{x i}$ для конкретной детали используются данные специальных исследований коэффициентов сопротивлений наиболее часто использующихся деталей, например [5].

Формула (3) представлена в таком виде исходя из того, что довольно часто, особенно на предварительных этапах проектирования, не требуется определять сумму сопротивлений отдельных деталей. Достаточно хорошие результаты даёт использование статистических данных: суммарная площадь миделя выступающих деталей неманевренных самолетов пропорциональна площади оmyаемой поверхности самолета и составляет $\Sigma(S_i / S_{ом}) \approx 0,00022$. По статистике среднее значение коэффициента лобового сопротивления деталей, отнесенного к площади их миделя, составляет $\sim 0,21$ [2].

Сопротивление сквозных щелей в крейсерском полете должно быть сведено к нулю их герметизацией, однако это удаётся реализовать далеко не всегда. При расчётах вредного сопротивления различают продольные (по потоку) и поперечные (вдоль размаха) щели. Учитывая, что консоли крыла, стабилизатора и киль большинства современных ВС имеют угол стреловидности, отличный от нуля, разделение довольно условное. Основное отличие поперечных щелей – влияние на обтекание значительной площади несущей поверхности. При расчёте вредного сопротивления щели, имеющей заметный угол к направлению потока, оценивают суммарное сопротивление продольной и поперечной составляющих щели.

Коэффициент сопротивления поперечных щелей для дозвуковых транспортных ВС с достаточно приемлемой точностью определяется по следующей формуле [6]

$$\Delta C_{x \text{ попер. щ}} = 0.007 \left(\frac{b_{щв} + b_{щн}}{b} \right)^{3/5} \frac{S_{обсл}}{S_{кр}}, \quad (4)$$

где $b_{щв}$ – размер щели с одной стороны поверхности; $b_{щн}$ – размер щели с другой стороны поверхности; b – размер местной хорды; $S_{кр}$ – характерная площадь крыла; $S_{обсл}$ – площадь поверхности, соответствующая размаху щели (рис. 2).

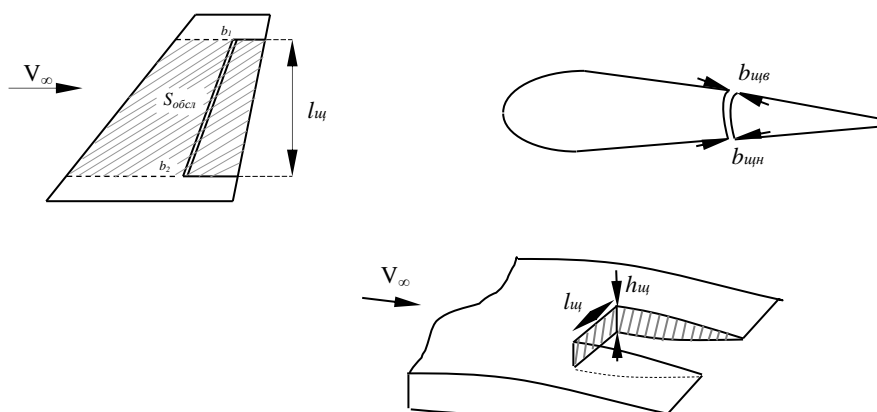


Рис. 2

Сопротивление продольных щелей определяется по формуле

$$\Delta C_{x \text{ прод. щ}} = C_{дсл} \frac{S_{миц}}{S_{кр}}, \quad (5)$$

где $S_{кр}$ – характерная площадь крыла; $S_{мид} = l_{щ} \cdot h_{щ}$ – площадь миделя щели; C_{dsl} – коэффициент сопротивления щели, зависящий от местного числа Рейнольдса щели Re_{sl} (рис. 3) [6]. Причём $Re_{sl} = Re_1 \cdot l_{щ}$, где Re_1 – число Рейнольдса, отнесенное к длине 1 метр; $l_{щ}$ – ширина щели (рис. 2).

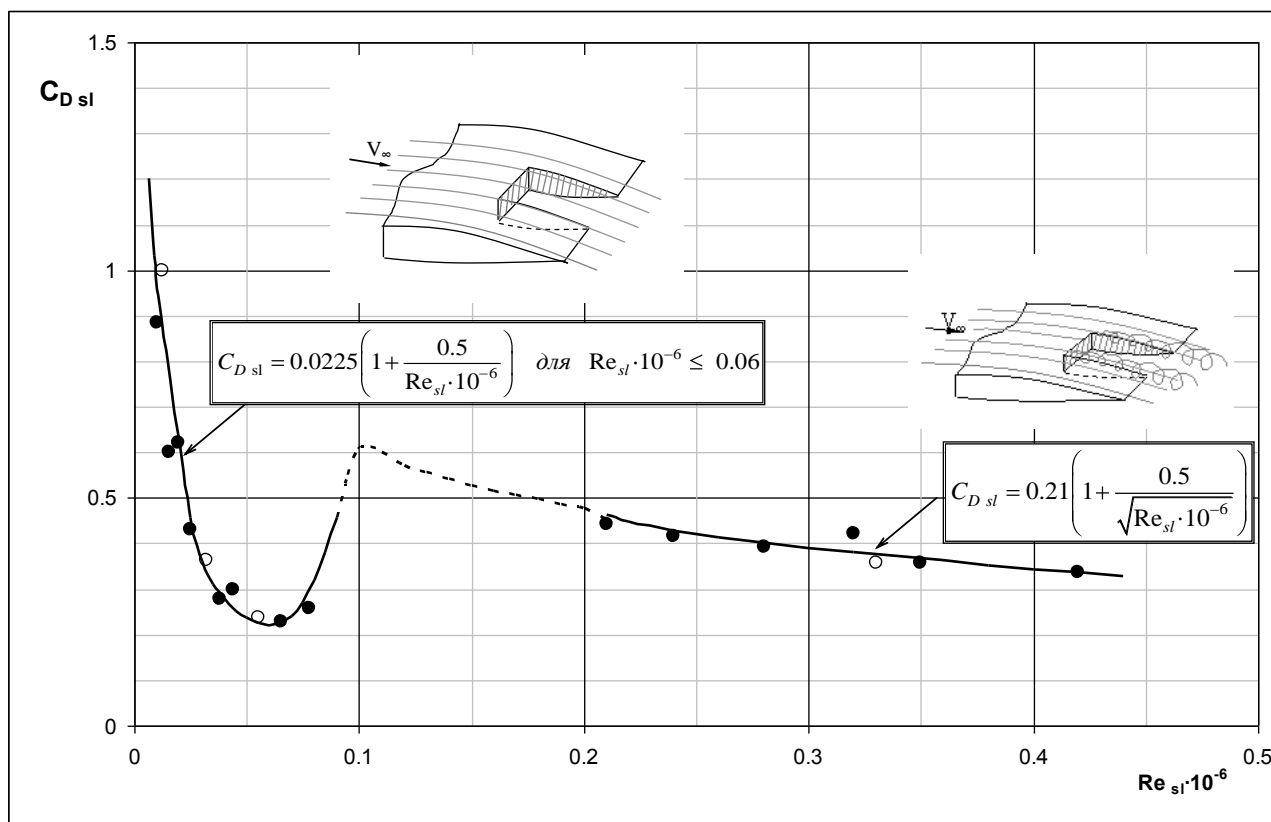


Рис. 3

Учитывая это, формулу (5) можно представить в следующем виде

$$\Delta C_{x \text{ прод. щ}} = 0.21 \cdot \left(1 + \frac{0.5}{\sqrt{Re_1 \cdot 10^{-6}}} \right) \cdot \frac{\sqrt{l_{щ} \cdot h_{щ}}}{S_{кр}}, \quad (6)$$

где $h_{щ}$ – высота миделевого сечения щели.

Под производственными *неровностями* понимаются волнистость поверхности, ступеньки, зазоры, выступающие головки заклепок и винтов и др. Волнистость поверхности подразделяется на цилиндрическую и пространственную. К цилиндрической волнистости относятся, например, волны на фюзеляже от утяжки обшивки между шпангоутами или волны на крыле (стабилизаторе, киле) по хорде вдоль набегающего потока. Под пространственной волнистостью понимается волнистость типа утяжек вокруг головок заклепок на тонкой обшивке.

Для оценки сопротивления *цилиндрической волнистости* для дозвуковых транспортных ВС используется формула [2]

$$\Delta C_{x \text{ цил. волн}} = 8.82 \cdot \bar{C}_{x, \text{цил}} \cdot \left(\frac{h}{l} \right)^2 F_1(H) L^{-2/7} \frac{S_{\text{волн}}}{S_{кр}} \sqrt[3]{h}, \quad (7)$$

где $\bar{C}_{x, \text{цил}} = 1,5$ (для чисел $M \sim 0,78 \div 0,8$); l – длина волны; h – её высота; L – характерный размер; $F_1(H) = (1,08 - 0,08 \cdot H/11)$ – коэффициент, зависящий от высоты полёта; H – высота полёта, км; $S_{\text{волн}}$ – площадь поверхности, покрытая цилиндрическими волнами, $S_{кр}$ – площадь крыла. На начальных этапах проектирования для оценки вредного сопротивления от цилиндрической волнистости часто принимают статистические данные: $h = 3$ мм; $h/l = 0,003$ для всей омываемой поверхности ВС $S_{\text{омыв}}$.

Сопротивление пространственной волнистости с достаточной для практики точностью определяется по следующей формуле [2]

$$\Delta C_{x \text{ пр.в.лн}} = 3.5 \cdot \bar{C}_{x_{c, \text{пр}}} \cdot \left(\frac{h}{l}\right)^2 F_1(H) L^{-2/7} \frac{S_{\text{в.лн}}}{S_{\text{кр}}} \sqrt[3]{h}, \quad (8)$$

где $\bar{C}_{x_{c, \text{пр}}} = 1,25$ (для чисел $M \sim 0,78 \div 0,8$); l – длина волны, h – её высота; L – характерный размер; $F_1(H) = (1,08 - 0,08 \cdot H/11)$ – коэффициент, зависящий от высоты полёта; H – высота полёта, выраженная в километрах; $S_{\text{в.лн}}$ – площадь поверхности с пространственной волнистостью; $S_{\text{кр}}$ – площадь крыла.

На начальных этапах проектирования для оценки вредного сопротивления от пространственной волнистости статистические данные таковы $h = 0,25$ мм; $h/l = 0,01$; $S_{\text{в.лн}} \approx 20\%$ от $S_{\text{омыв}}$.

Определение сопротивления уступов (выступов) зависит от конкретного типа дефекта поверхности.

Сопротивление прямого уступа (ступенька против потока) рассчитывается по формуле

$$\Delta C_{x \text{ пр.уст.}} = 2.9 \cdot \bar{C}_{x_{c, n}} \cdot F_2(H) \sqrt[3]{h} \frac{S_m}{S_{\text{кр}}} \cdot f(\varepsilon), \quad (9)$$

где $\bar{C}_{x_{c, n}} = f(M)$ – коэффициент лобового сопротивления двумерного прямого уступа (рис. 4а); $F_2(H) = (1,4 - 0,4 \cdot H/11)$ – коэффициент, зависящий от высоты полёта; H – высота полёта, км; h – высота уступа, м; S_m – площадь миделя уступа; $S_{\text{кр}}$ – площадь крыла; $f(\varepsilon)$ – функция, учитывающая угол наклона ε передней кромки уступа (рис. 5а) [6; 7].

В частности, для дозвукового транспортного ВС на крейсерском режиме полёта ($M=0,78$, $H=11000$ м) сопротивление прямого уступа будет равно

$$\Delta C_{x \text{ пр.уст.}} = 2.9 \cdot 0.45 \cdot \sqrt[3]{h} \frac{h \cdot l}{S_{\text{кр}}},$$

где l – ширина уступа в направлении, перпендикулярном набегающему потоку.

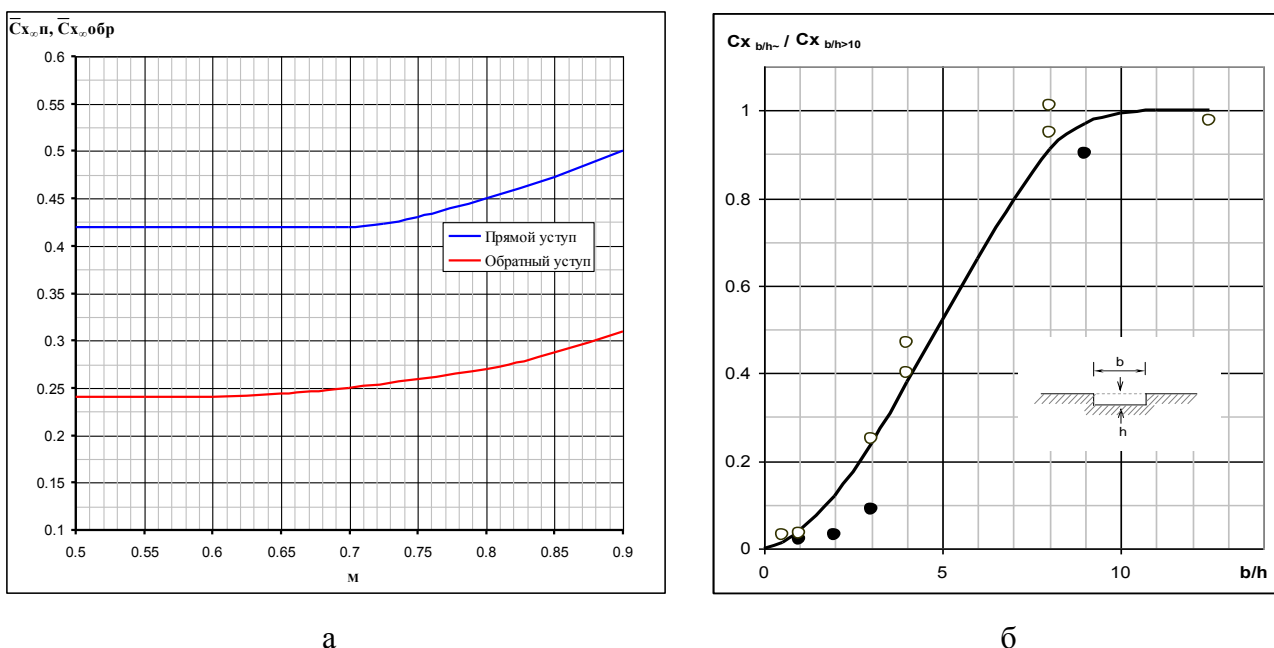


Рис. 4

Сопротивление обратного уступа (ступенька по потоку) определяется формулой

$$\Delta C_{x \text{ обр.уст.}} = 3 \cdot \bar{C}_{x_{\text{обр}}} \cdot F_2(H) \sqrt[3]{h} \frac{S_M}{S_{\text{кр}}} \cdot f(\varepsilon), \quad (10)$$

где $\bar{C}_{x_{\text{обр}}} = f(M)$ – коэффициент лобового сопротивления двумерного обратного уступа (рис. 4а); $f(\varepsilon)$ – функция, учитывающая угол наклона ε задней кромки уступа (рис. 5б) [6; 7].

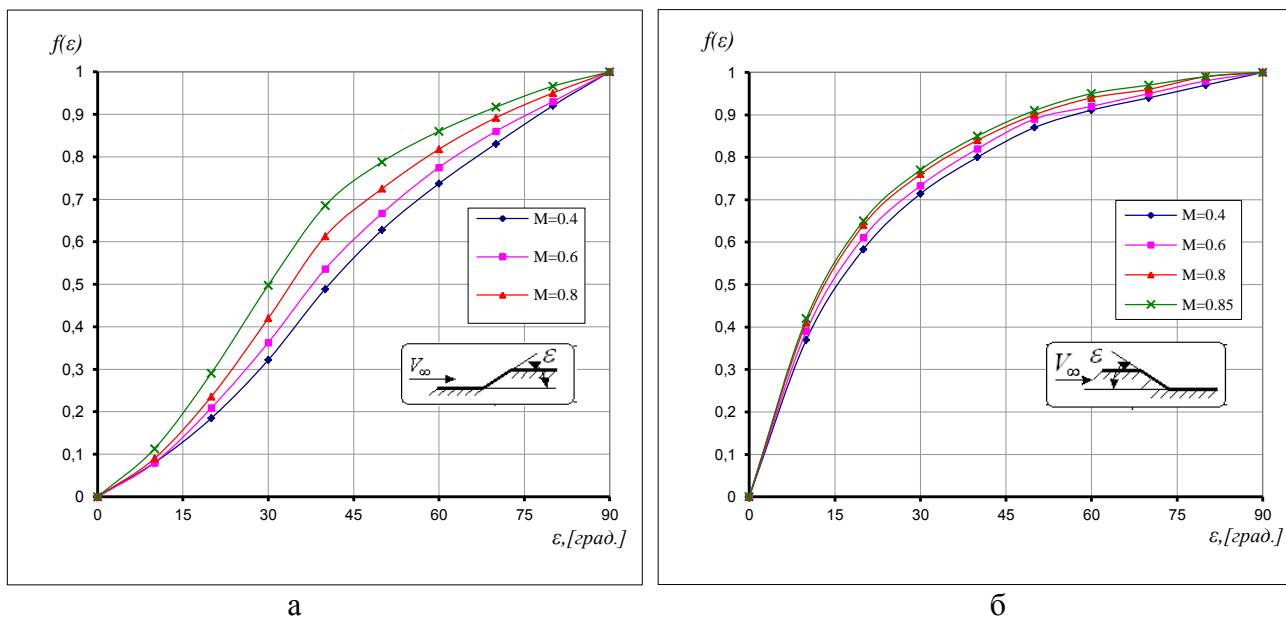


Рис. 5

Формулы (7) – (10) получены на основе экспериментальных данных и справедливы для чисел Рейнольдса в диапазоне $Re = (1 \div 250) \cdot 10^6$. Погрешность вычислений составляет не более 20 % [2].

На начальных этапах проектирования возможно использование статистических данных о количестве уступов и их характеристиках: для дозвуковых транспортных ВС высота уступов по стыкам панелей $h = \pm 0,4$ мм; длина уступов $l = 1,1$ м на каждый квадратный метр омываемой поверхности ВС; высота уступов по люкам, дверям, створкам шасси $h = \pm 1,1$ мм; длина уступов $l = 0,34$ м/м² омываемой поверхности. Принимается, что 50 % уступов – прямые, 50 % – обратные.

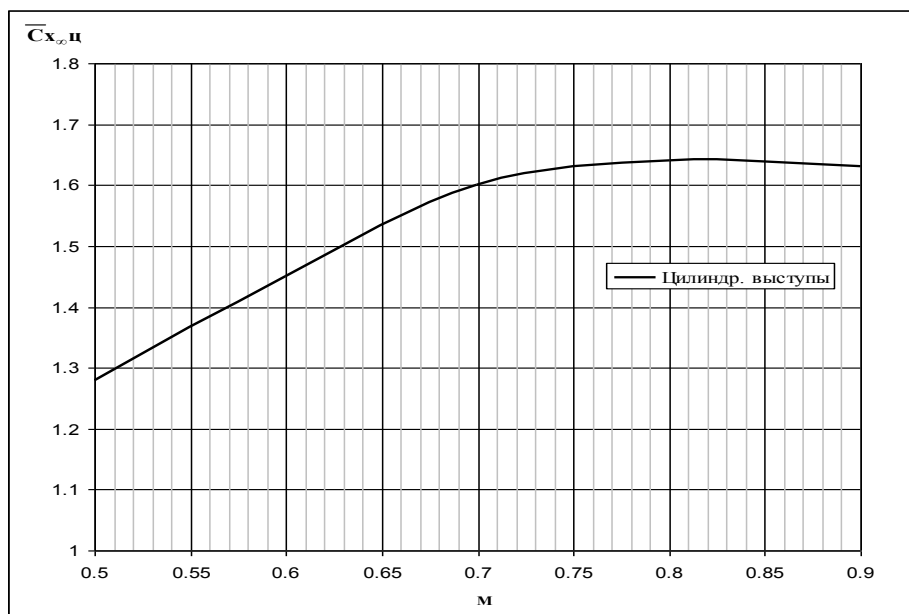


Рис. 6

Сопротивление *углублений*, представляющих собой сочетание прямого и обратного уступов, существенно зависит от отношения ширины углубления к его глубине b/h (рис. 4б). Если высоты передней и задней стенок равны и отношение длины углубления к высоте больше 10, то сопротивление углубления можно принять равным сумме сопротивлений прямого и обратного уступов. При отношении $b/h < 10$ применима следующая формула

$$\Delta C_{x \text{ угл.}} = (\Delta C_{x \text{ пр.уст.}} + \Delta C_{x \text{ обр.уст.}}) \cdot F_3(b/h), \quad (11)$$

где сопротивления прямого и обратного уступов определяются по формулам (9) и (10), а значение функции $F_3(b/h)$, определяющей относительное снижение сопротивления из-за малой ширины углубления, приведено на рис. 4б. Причём, как показано в [6], такая зависимость довольно слабо зависит от числа Маха в дозвуковом диапазоне.

Для определения сопротивления углубления с различной высотой передней и задней стенок, с достаточной для практики точностью, возможно использование принципа суперпозиции: сопротивление такого углубления будет равняться сопротивлению углубления с высотой стенок, равной высоте меньшей по высоте стенки, плюс сопротивление прямого (или обратного) уступа высотой, равной разности высот передней и задней стенок углубления. Как показали экспериментальные исследования [8], сопротивление углубления с высотой задней стенки, превышающей высоту передней стенки, в широком диапазоне чисел Маха примерно в два раза превышает сопротивление углубления с обратным соотношением высот стенок.

Сопротивление *цилиндрических выступов* (головки заклёпок и винтов с плоской головкой) определяется формулой

$$\Delta C_{x \text{ цил.}} = 0.64 \cdot \bar{C}_{x_{\text{ци}}} \cdot F_2(H) \sqrt[3]{h} \frac{S_{\text{мид}}}{S_{\text{кр}}} \cdot f(\varepsilon), \quad (12)$$

где $\bar{C}_{x_{\text{ци}}} = f(M)$ – коэффициент лобового сопротивления двумерного выступа (рис. 6); h – высота выступов, м; $S_{\text{мид}}$ – площадь миделя выступов; $S_{\text{кр}}$ – площадь крыла; $f(\varepsilon)$ – функция, учитывающая угол наклона фаски (рис. 5).

$$S_{\text{мид}} = n \cdot d \cdot h,$$

где n – количество заклёпок или винтов; d – диаметр их головки.

По статистическим данным для дозвуковых транспортных ВС принимается: для потайных заклёпок – $h = 0,1$ мм; $d \approx 7$ мм; $n = 420$ шт/м² омываемой поверхности; для винтов – $h = \pm 0,4$ мм; $d \approx 10$ мм; $n = 70$ шт/м² омываемой поверхности. Как показывают экспериментальные данные, при малой глубине западания головок винтов их сопротивление равно сопротивлению также выступающих головок.

Для расчёта коэффициента лобового сопротивления заклёпок и винтов с выпуклой головкой при величине отношения высоты головки к диаметру менее 0,25 может быть использована формула расчёта для пространственной волнистости (8) [2].

Изложенная методика определения уровня вредного сопротивления основана на теории пограничного слоя и экспериментальных данных, полученных в условиях течения без продольных градиентов давления ($dp/dx=0$), что может снижать точность получаемых результатов, например, для случаев расположения производственных неровностей в районе передней кромки крыла. Для более точной оценки влияния продольных градиентов давления на сопротивление неровностей используется теоретическая формула Нэша и Брэдшоу, подтвержденная экспериментально [9; 10]. Влияние градиентов давления учитывается введением поправочного коэффициента, зависящего от относительной толщины крыла и характеристик пограничного слоя в месте расположения неровности. Такой подход справедлив при условиях, что высота производственных неровностей существенно меньше толщины пограничного слоя, пограничный слой полностью турбулентный, а местная скорость не превышает скорость звука. Такие ограничения, однако не позволяют с достаточной степенью точности определить сопротивление неровностей,

например, на крыле современного ВС, когда на верхней поверхности крыла реализуется смешанное обтекание с присутствием сверхзвуковых зон.

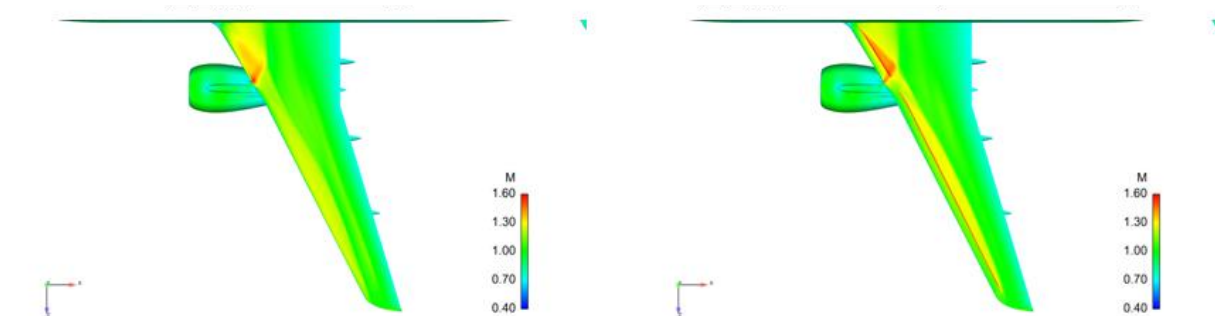
Хотя упомянутые методики расчёта до настоящего времени успешно используются для оценки вредного сопротивления различных ЛА, развитие вычислительной техники и теоретических расчётных методов существенно расширили возможности в данном направлении. Появилась возможность с большей точностью оценивать влияние дефектов внешней поверхности не только на лобовое сопротивление, но также на распределение давления, несущие и моментные характеристики ВС. Причём ограничения, подобные отсутствию местных сверхзвуковых скоростей, в этих методах отсутствуют.

В качестве положительного примера использования возможностей теоретических численных методом возможно рассмотреть результаты исследований по влиянию величины ступеньки между задней кромкой предкрылка и верхней поверхностью крыла на обтекание крыла и аэродинамические характеристики дозвукового транспортного ВС в крейсерском полёте ($M=0,78$; $H=11000$ м). Исследованы два варианта размера ступеньки: 5 мм и 10 мм по всему размаху предкрылка. Учитывая толщину задней кромки предкрылка (порядка 2 мм), это соответствует величинам зазора между хвостовой частью предкрылка и верхней поверхностью крыла в 3 мм и 8 мм соответственно. Величина зазора в нескольких сечениях секции предкрылка является контролируемым параметром на производстве, и информация по установке всех секций предкрылка предоставляется при сдаче ВС в обязательном порядке. Первая из исследованных величин (3 мм) является довольно типичной для современного отечественного серийного производства, вторая (8 мм) – пример явного нарушения требований ТТ.

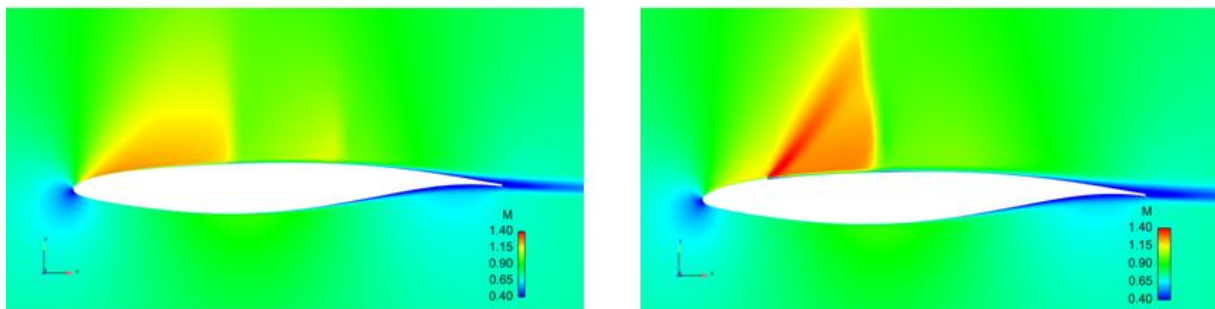
На рис. 7 представлены результаты численных расчётов с использованием решения уравнений Навье-Стокса (программный комплекс "FLUENT") по анализу влияния ступеньки размером 10 мм на трансзвуковое обтекание крыла самолёта на крейсерском режиме полёта ($M=0,78$; $\alpha = 2,5^\circ$). Видно, что обтекание крыла при наличии увеличенной ступеньки существенно изменяется: по всему размаху крыла местные числа M за предкрылком существенно вырастают, что приводит к образованию скачков уплотнения, неизбежно ведущих к росту сопротивления.

Ступенька за предкрылком – по КД (3,6 мм)

Ступенька за предкрылком - 10 мм



Распределение M на верхней поверхности крыла ($M_\infty=0.78$, $\alpha = 2.5^\circ$)



Распределение M в сечении крыла ($M_\infty=0.78$, $\alpha = 2.5^\circ$)

Рис. 7

Из результатов расчётов видно (рис. 8а), что наличие ступеньки существенно сказывается в первую очередь на распределении давления по верхней поверхности крыла. Появление пика в распределении давления приводит к образованию сверхзвуковых зон с соответствующим появлением скачков уплотнения. Эти явления приводят не только к появлению дополнительного сопротивления, но и к снижению несущих свойств крыла. Снижение подъёмной силы приводит к необходимости увеличения потребного угла атаки самолёта, что также увеличивает лобовое сопротивление. Полученное расчётом снижение аэродинамического качества на крейсерском режиме (рис. 8б) составляет для ступеньки размером 10 мм – более 9 %, для ступеньки размером 5 мм – около 3 %. При увеличении числа Маха влияние ступеньки возрастает существенно нелинейно: при изменении M с 0,78 до 0,81 снижение аэродинамического качества от влияния ступеньки удваивается.

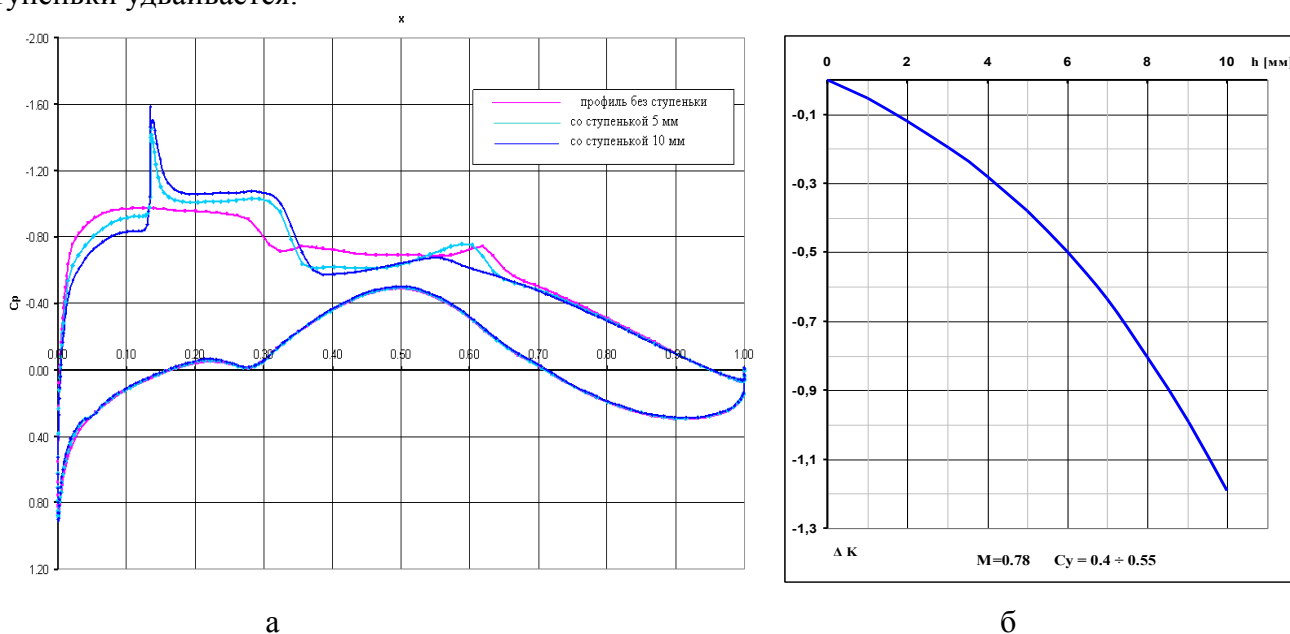


Рис. 8

Резюмируя, можно повторить: что касается самого важного показателя по оценке дефекта, с точки зрения серийного производства – влияния размера ступеньки между хвостовой частью предкрылка и верхней поверхностью крыла на сопротивление, то здесь наблюдается практически квадратичный рост вредного сопротивления от высоты ступеньки.

Аналогичные расчёты по оценке влияния на АДХ ВС при необходимости возможно провести и для других видов дефектов внешней поверхности ВС. Необходимость использования теоретических расчётных методов определяется исходя из невозможности достаточно точного определения составляющих вредного сопротивления более простыми эмпирическими или полупромышленными методами.

Для упрощения анализа качества изготовления внешней поверхности конкретного типа современного ВС в серийном производстве целесообразно использование "классической методики" с использованием формул (1) – (11) и корректировкой полученных данных, в случае необходимости, весовыми коэффициентами. Весовые коэффициенты должны быть определены в результате проведения расчётов обтекания по оценке влияния конкретного дефекта с параметрическим исследованием этого влияния по количественной величине этого дефекта.

Например, при оценке влияния на вредное сопротивление величины ступеньки между хвостовой частью предкрылка и верхней поверхностью крыла, весовые коэффициенты определяются для каждой секции предкрылка в зависимости от среднего размера ступеньки для этой секции. Для этого проводятся расчёты обтекания с различными величинами ступеньки (посто-

янной по размаху) для этой секции и находится зависимость дополнительного вредного сопротивления от величины ступеньки. Затем, по данным, полученным в результате обмеров на самолёте, определяется средняя высота ступеньки для этой секции предкрылка.

Определение средней высоты ступеньки производится по площади, образуемой между верхней поверхностью крыла и верхней поверхностью хвостовой части секции предкрылка в сечении плоскости, проходящей через заднюю кромку секции перпендикулярно верхней поверхности крыла. Площадь, определяемая по средней высоте ступеньки, должна равняться площади, определяемой по фактическим размерам, полученным по замерам. Учитывая нелинейность зависимости вредного сопротивления от высоты ступеньки по задней кромке предкрылка при трансзвуковых скоростях полёта, средняя высота ступеньки h_{cp} определяется с учётом того, что увеличение площади сечения и его уменьшение на такую же величину – явления не равнозначные по своему влиянию на дополнительное вредное сопротивление.

Как показали расчёты, при величине ступеньки меньше теоретической, т.е. предусмотренной конструкторской документацией (КД), положительного влияния на сопротивление не происходит. Это объясняется тем, что при высоте ступеньки меньше теоретической, с одной стороны, происходит уменьшение сопротивления от ступеньки, но, с другой стороны, контур крыла начинает отличаться от теоретического, обтекание крыла уже не является оптимальным, появляется вредное сопротивление, вызванное наличием перегибов контура в зоне размещения предкрылка. И это сопротивление полностью нивелирует выигрыш от уменьшения высоты ступеньки.

Поэтому при определении средней высоты ступеньки, если высота ступеньки в каком-то сечении меньше теоретической, она принимается равной теоретической. Пример определения средней высоты ступеньки для секции предкрылка приведён на рис. 9.

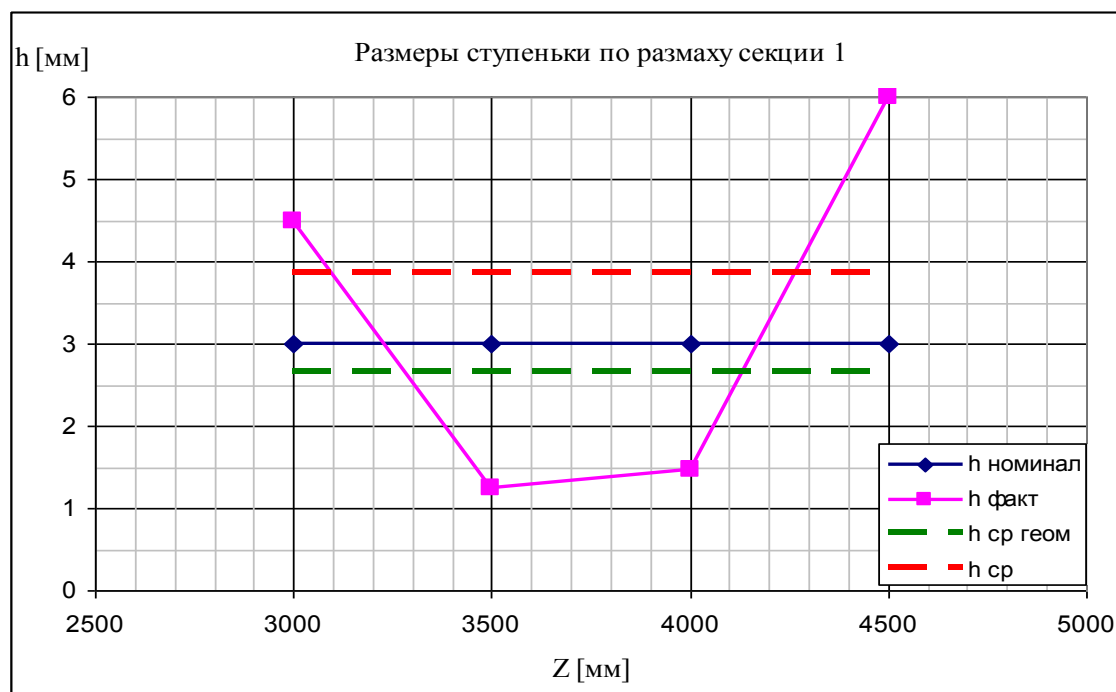


Рис. 9

Видно, что высота ступеньки $h_{cp\text{ геом}}$, получаемая делением на размах секции предкрылка суммы площадей трапеций, образуемых фактическими размерами ступенек, существенно меньше высоты ступеньки h_{cp} . Эту величину высоты ступеньки следует использовать при расчётах вредного сопротивления с помощью эмпирических формул (9) – (11). Кроме того, что при расчётах минимальные размеры ступенек ограничиваются теоретической величиной, в данном

случае для вычисления площадей трапеций используется не среднеарифметическое, а аналог среднегеометрического значения измеренных величин, что позволяет учесть квадратичный рост вредного сопротивления от величины ступеньки.

Предложенная методика позволяет более точно определять вредное сопротивление ВС на различных режимах полёта, включая трансзвуковые.

ЛИТЕРАТУРА

1. ОСТ 02507-84. Самолеты дозвуковые. Требования к качеству внешней поверхности.
2. Федоренко Г.А. Сопротивление производственных неровностей в турбулентном пограничном слое: труды ЦАГИ. - 1981. - Вып. 2100.
3. Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя. - М.: Наука, 1969.
4. Лойцянский Л.Г. Механика жидкости и газа. - М.: Наука, 1973.
5. Федоренко Г.А., Павленко Н.В. Надстройки внешней поверхности самолетов (коэффициент аэродинамического сопротивления). - Альбом ЦАГИ, 1989.
6. Ефимов Е.С. Сопротивление технологических неровностей поверхности и надстроек летательных аппаратов при турбулентном пограничном слое в диапазоне чисел $M = 0,5 \div 3,6$: труды ЦАГИ, 1970.
7. Коваленко В.М., Нестерович Н.И. Сопротивление отдельных неровностей поверхности в турбулентном пограничном слое // Известия Сибирского отделения Академии наук СССР. Серия технических наук. - 1973. - Вып. 3.
8. Федоренко Г.А. Предварительный анализ потребного качества внешней поверхности сверхзвуковых пассажирских самолётов // Техника воздушного флота. - 1994. - № 1-2.
9. Федоренко Г.А. Размеры технологических зон с повышенными требованиями к состоянию поверхности крыльев с обычными и сверхкритическими профилями // Техника воздушного флота. - 1991. - № 3.
10. Nash J.F., Bradshaw P. The magnification of roughness drag by pressure gradients. RAS, 1967, I, v. 71, № 673.

DETERMINATION OF PARASITE DRAG FOR COMMERCIAL AIRPLANE AT TRANSONIC SPEEDS

Shevyakov V.I.

It considers the task of determination of parasite drag for subsonic commercial airplane on the base of theoretical calculation procedures. It contains the procedure for clarification of empirical approach to calculation of parasite drag at high speeds. It provides examples of calculation of parasite drag at transonic speeds as a result of step behind the slat on the wing of commercial airplane.

Key words: airplane, parasite drag, slat, shock cone.

Сведения об авторе

Шевяков Владимир Иванович, 1955 г.р., окончил МГУ им. М.В. Ломоносова (1978), кандидат технических наук, начальник департамента аэродинамических характеристик ЗАО "Гражданские самолеты Сухого", докторант МГТУ ГА, автор более 30 научных работ, область научных интересов – практическая аэродинамика.