

УДК 531.8

А.В. Бетин, д-р техн. наук,
 Д.А. Бетин, канд. техн. наук,
 А. Шакури

ТРЕБОВАНИЯ К ШЕРОХОВАТОСТИ И ВОЛНИСТОСТИ ПОВЕРХНОСТИ СВОБОДНОЛЕТАЮЩЕЙ ДИНАМИЧЕСКИ ПОДОБНОЙ МОДЕЛИ САМОЛЕТА

При изучении режимов полета натурального летательного аппарата (ЛА) на его свободнолетающей динамически подобной модели (СДПМ) осуществляют моделирование движения, которое рассматривают как процесс взаимодействия тела с атмосферным воздухом. Перенос результатов исследовательских полетов СДПМ на натуральный ЛА возможен только в случае выполнения условий геометрического, кинематического и динамического (аэродинамического и в целом) подобия. СДПМ должна иметь такую же, как и натуральный ЛА, форму, требуемые по подобию упруго-геометрические характеристики, массово-инерционные параметры, подобные законы управления системы автоматического управления. В результате СДПМ будет вести себя в полете так же, как и натуральный ЛА в соответствующих условиях [1].

Решаемые с помощью СДПМ задачи моделирования динамики полета натурального ЛА определяются удовлетворением условий аэродинамического подобия в отношении критериев Фруда Fr ; Рейнольдса Re и Маха M . На основании данных работ [2 - 4] и результатов исследований [1], использующих в качестве расчётной базы Стандартную атмосферу, установлено, что в общем случае должны удовлетворяться условия

$$Fr_H = Fr_M; Re_H = Re_M; M_H = M_M. \quad (1)$$

Здесь и далее индекс "H" определяет отношение критерия или показателя к потоку, обтекающему натуральный ЛА, а индекс "M" – к потоку, обтекающему СДПМ. Эти же индексы определяют отношение к натуральному ЛА и СДПМ соответствующих параметров, характеристик и т.д.

Критерии подобия, входящие в рассматриваемые условия, записаны для невозмущенного потока и имеют следующий вид:

$$Fr = \frac{V^2}{gl}; Re = \frac{Vl}{\nu}; M = \frac{V}{a}, \quad (2)$$

где V – скорость набегающего потока; g – ускорение силы тяжести; l – характерный линейный размер обтекаемого тела (например, средняя аэродинамическая хорда крыла b_D или длина фюзеляжа l_ϕ); ν – коэффициент кинематической вязкости воздуха; a – скорость звука в набегающем потоке.

Влияние критериев подобия в том или ином конкретном случае движения неодинаково, поэтому практически не возникает потребности в одновременном удовлетворении условий подобия в отношении критериев Fr , Re и M .

В то же время для обеспечения динамического подобия в целом при моделировании режимов полёта натурного ЛА на СДПМ необходимо выполнение соотношения, которое в масштабном виде совпадает с записью условия подобия воздушных потоков по критерию Fr . Это неизбежно влечет за собой необходимость анализа только тех комбинаций критериев подобия, в которых присутствует критерий Fr [1]. Поэтому кроме общего случая одновременного удовлетворения критериев Fr , Re и M , а также варианта, в котором удовлетворяется только условие подобия по критерию Fr , необходимо рассматривать еще два варианта попарного удовлетворения критериев подобия: Fr и Re , Fr и M .

Следует отметить, что параметры воздушных течений, характеризующие обтекание любого из рассматриваемых объектов, зависят от отклонений размеров, формы и качества их поверхностей. В результате же выполнения технологических процессов изготовления деталей, агрегатной и общей сборки такие отклонения неизбежно возникают, что приводит к несовпадению реальных поверхностей с соответствующими теоретически заданными для натурного ЛА и потребными для СДПМ.

Для целей данного исследования из всего многообразия параметров качества поверхности остановимся на рассмотрении лишь двух: шероховатости и волнистости. Конечно, для полноты картины следовало бы рассмотреть требования к зазорам, впадинам и уступам. Однако требования к ним, как правило, не выше требований к волнистости внешней поверхности ЛА.

Шероховатость – зернистая неровность, создаваемая часто расположенными выступами либо острыми и неправильными, либо закругленными, а волнистость – неровность поверхности, создаваемая длинными волнами. Оба вида неровности оказывают различное влияние на аэродинамическое сопротивление.

Критерий Re определяет состояние течения в пограничном слое и тем самым сопротивление трения и все аэродинамические характеристики обтекаемых тел. В этом слое под влиянием вязкости воздуха и шероховатости поверхности происходит резкое нарастание скорости воздуха по нормали к поверхности от нуля (частицы, прилипшие к поверхности, полностью заторможены) до местной скорости внешнего течения. При малых численных значениях критерия Re возникает ламинарный пограничный слой, в котором частицы воздуха движутся послойно. При определенном значении критерия Re ламинарный пограничный слой становится неустойчивым и в некоторой точке профиля переходит в

турбулентное течение с бурным перемешиванием слоев. Это значение критерия Re называют критическим числом Рейнольдса [5]

$$Re_{кр} = \frac{Vx_{кр}}{\nu}, \quad (3)$$

где $x_{кр}$ – расстояние от передней кромки профиля до точки перехода ламинарного течения к турбулентному, измеренное параллельно хорде профиля (или длина ламинарного участка пограничного слоя).

Величина $Re_{кр}$ существенно зависит от шероховатости поверхности обтекаемого тела: чем меньше высота неровностей, тем больше значение $Re_{кр}$, тем протяженнее длина ламинарного участка пограничного слоя и меньше сопротивление.

Шероховатость поверхности оценивают по неровностям профиля (обычно поперечного), получаемого путем сечения реальной поверхности плоскостью в нормальном направлении. Для задания и количественной оценки шероховатости поверхности из всего многообразия параметров обычно используют лишь среднее арифметическое отклонение профиля R_a и высоту неровностей профиля по десяти точкам R_z . Базой для отсчета отклонений профиля при расчете R_a и R_z является средняя линия профиля, которая имеет форму номинального профиля и проведена так, что в пределах базовой длины $l_{баз}$ среднее квадратичное отклонение профиля до этой линии минимально.

Согласно ОСТ 102507-84 шероховатость поверхностей крыла, оперения и фюзеляжа самолета по зонам 0, 1, 2 после окончательной отделки в серийном производстве и после ремонта должна быть не более $R_z(0) = R_z(1) = R_z(2) = 0,001$ мм при базовой длине $l_{баз} = 2,5$ мм. Необходимо иметь в виду, что требования ОСТ 102507-84 и разработчика самолета не всегда совпадают.

Шероховатость, пока она не превосходит критической высоты шероховатости (которая меньше толщины пограничного слоя), вызывает в ускоренном ламинарном течении только слабые турбулентные возмущения, которые быстро затухают и не развиваются, так что течение остается ламинарным.

На рис. 1 представлены графики прироста сопротивления ΔP_x под влиянием шероховатости поверхности тела по отношению к сопротивлению P_x такого же аэродинамически гладкого тела в зависимости от

относительной шероховатости поверхности $\frac{l}{k}$ при различных численных

значениях критерия Re и вполне турбулентном течении в пограничном слое. Значения средней высоты шероховатости k соответствуют опре-

делению R_z при равномерной шероховатости поверхности без отдельных больших выступов, создаваемых головками заклепок или волнистостью поверхности [5].

Анализ графиков на рис. 1 показывает, что существует особая предельная величина шероховатости поверхности, ниже которой не наблюдается ее влияние на сопротивление, т.е. $\frac{\Delta P_x}{P_x} = 0$. Поверхность, обладающую такой шероховатостью при турбулентном течении в пограничном слое, считают аэродинамически гладкой.

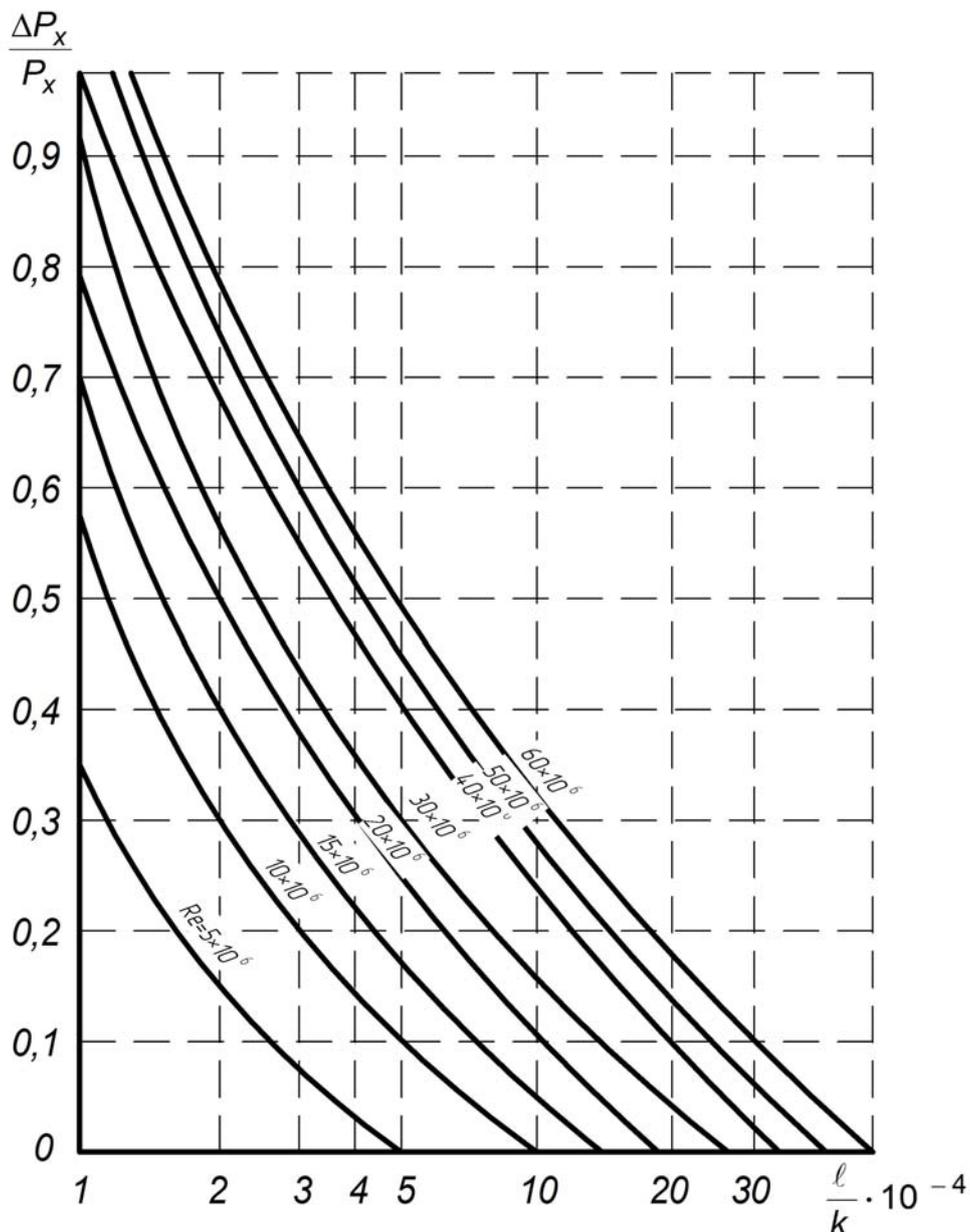


Рисунок 1 – Влияние шероховатости поверхности на аэродинамическое сопротивление при турбулентном течении

Если отложить абсциссы точек пересечения графиков на рис. 1 с прямой $\frac{\Delta P_x}{P_x} = 0$ на новой диаграмме как ординаты, то получим график

зависимости предельной относительной высоты выступов шероховатости поверхности профиля или тела в турбулентном течении от соответствующих численных значений критерия Re . Аналогичный график можно построить и для ламинарного течения в пограничном слое.

На рис. 2 как раз и показаны графики предельной шероховатости поверхности профиля или какого-нибудь другого тела, которая еще не оказывает влияния на аэродинамическое сопротивление в зависимости от численных значений критерия Re для ламинарного и турбулентного течений в пограничном слое.

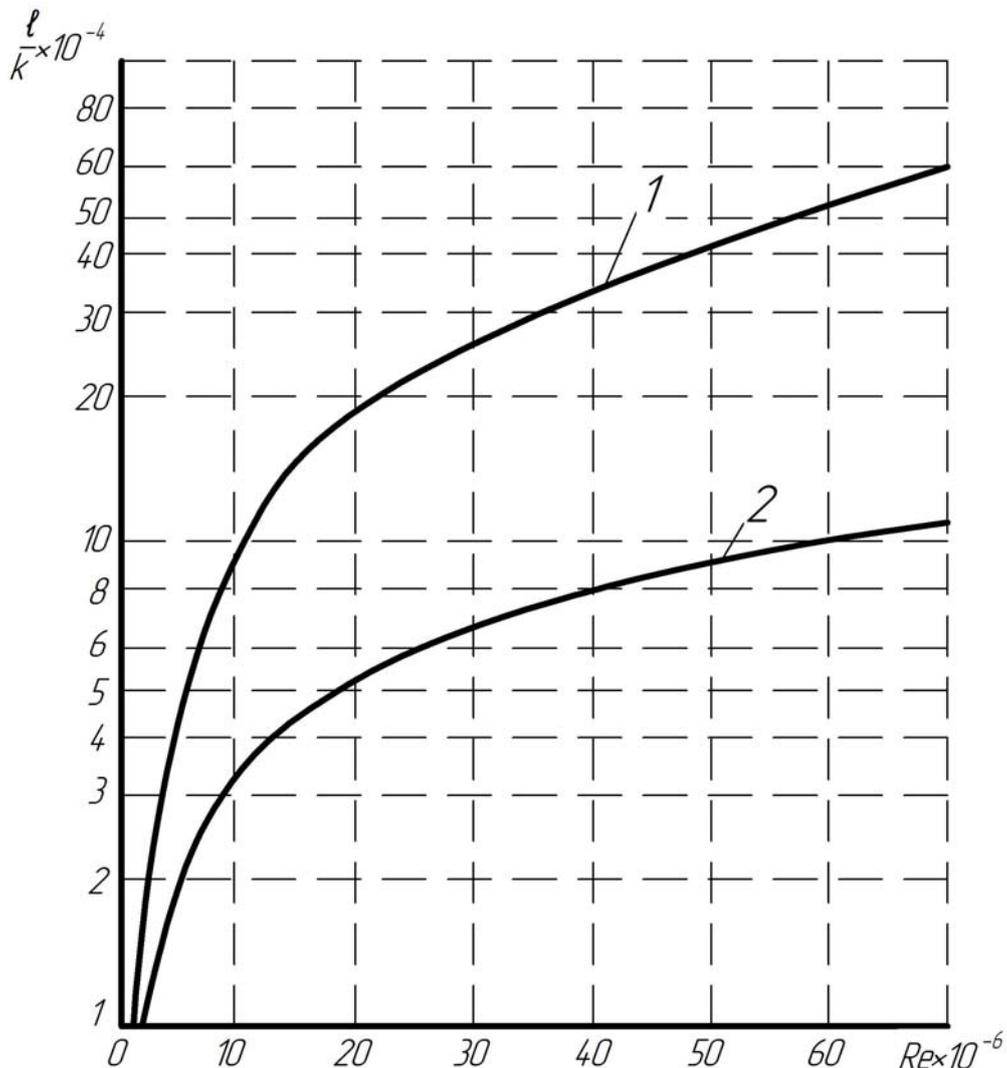


Рисунок 2 – Предельная относительная высота выступов шероховатости

поверхности профиля или тела $\left(\frac{\ell}{k}\right)_{пр}$ в ламинарном (1)

и турбулентном (2) течениях в пограничном слое

Если высота шероховатости меньше или равна значениям, полученным из графиков рис. 2, то такая шероховатость не окажет влияния на сопротивление тела и его поверхность можно считать аэродинамически гладкой. При ламинарном течении это значит, что точка перехода не передвинется вперед к передней кромке, т.е. не произойдет расширения турбулентной области высокого сопротивления за счет ламинарного течения.

Если шероховатость превысит предельное значение, определяемое графиками рис. 2, то при турбулентном течении аэродинамическое сопротивление возрастет согласно графикам на рис. 1. При ламинарном течении произойдет смещение точки перехода, увеличится область турбулентного течения, а вместе с тем и сопротивление. Результирующее сопротивление в ламинарно-турбулентном течении, вызванное шероховатостью, зависит, в конце концов, от положения точки перехода на профиле, т.е. от ее относительного расстояния от передней кромки.

Как указано выше, при моделировании динамики полета натурального ЛА на СДПМ необходимо, в частности, обеспечить выполнение условий геометрического подобия. В отношении шероховатости поверхности эти условия приобретают вид равенства относительных шероховатостей поверхностей натурального ЛА и СДПМ, т.е.

$$\frac{\ell_H}{k_H} = \frac{\ell_M}{k_M} \quad \text{или} \quad \frac{\ell_H}{R_{ZH}} = \frac{\ell_M}{R_{ZM}}, \quad (5)$$

где R_{ZH} , R_{ZM} – высоты неровностей подобных профилей натурального ЛА и СДПМ по десяти точкам при температурах, соответствующих высотам аэродинамического подобия.

Анализ графиков рис. 1 и 2 показывает, что в тех задачах моделирования динамики полета натурального ЛА на СДПМ, где необходимо удовлетворение условия $Re_H = Re_M$, соблюдение равенства (5) для до-

стижения $\left(\frac{\Delta P_x}{P_x}\right)_i = \left(\frac{\Delta P_x}{P_x}\right)_i$ является строго обязательным.

В остальных задачах моделирования динамики полета натурального ЛА на СДПМ достижение указанного равенства прироста сопротивления ΔP_x под влиянием шероховатости поверхности тела по отношению к сопротивлению P_x такого же, но аэродинамически гладкого тела возможно при различных численных значениях критерия Re и относительной шероховатости поверхности $\frac{\ell}{k}$.

В качестве примера, иллюстрирующего представленные положения, рассмотрим вопросы создания СДПМ самолета Су-27 для изучения устойчивости и управляемости этого самолета в широком диапазоне углов атаки на скоростях, близких к скоростям сваливания (рис. 3).

Расчет основных параметров и летных характеристик СДПМ осуществлен исходя из следующих данных о моделируемом самолете Су-27: размах крыла $l_{кр.н} = 14,685$ м, средняя аэродинамическая хорда крыла $b_{Ан} = 4,6255$ м, длина фюзеляжа $l_{ф.н} = 19,525$ м, центровка $\bar{x}_T = 35,5\%$, масса $m_n = 23200$ кг (50% топлива), интересующие режимы полета натурального ЛА находятся в пределах зоны автомодельности по критериям Re и M (поэтому для моделирования исследуемых явлений достаточно обеспечения подобия лишь по критерию Fr), минимальная и максимальная моделируемые высоты полета натурального ЛА $H_{minн} = 5500$ м и $H_{maxн} = 6500$ м, скорости сваливания на этих высотах $V_{с.н}(H_{minн}) = 78,4 \frac{M}{с}$ и $V_{с.н}(H_{maxн}) = 86,5 \frac{M}{с}$, шероховатости поверхностей крыла, оперения и фюзеляжа по зонам 0, 1, 2 на этих высотах и скоростях полета не более $R_{zh}(0) = 0,001$ мм, $R_{zh}(1) = 0,0016$ мм и $R_{zh}(2) = 0,0016$ мм.

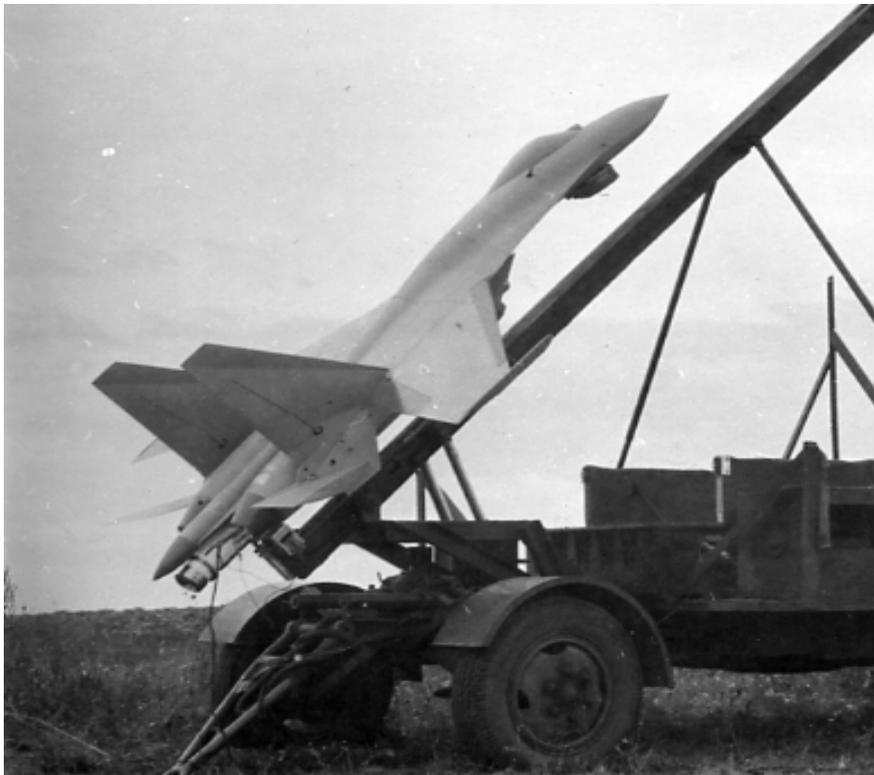


Рисунок 3 – СДПМ самолета Су-27 на наземной пусковой установке

В соответствии со Стандартной атмосферой коэффициенты кинематической вязкости воздуха $\nu_H(H_{minH}) = 2,3107 \cdot 10^{-5} \frac{M^2}{c}$ и $\nu_H(H_{maxH}) = 2,5278 \cdot 10^{-5} \frac{M^2}{c}$. Считая, что в зависимости $Re = \frac{V\ell}{\nu}$ характерный линейный размер $\ell = b_{AH}$ для потоков, обтекающих натуральный ЛА со скоростями $V_{c.H}(H_{minH})$ и $V_{c.H}(H_{maxH})$, получаем диапазон значений критерия Re_H от $Re_H(H_{minH}, V_{c.H}(H_{minH})) = 15,69 \cdot 10^6$ до $Re_H(H_{maxH}, V_{c.H}(H_{maxH})) = 15,83 \cdot 10^6$.

Относительные шероховатости поверхностей натурального ЛА по зонам 0, 1, 2 имеют значения: $\frac{\ell_H}{k_H}(R_{ZH}(0)) = \frac{b_{AH}}{R_{ZH}(0)} = 462,6 \cdot 10^4$, $\frac{\ell_H}{k_H}(R_{ZH}(1)) = \frac{b_{AH}}{R_{ZH}(1)} = 289,1 \cdot 10^4$, $\frac{\ell_H}{k_H}(R_{ZH}(2)) = \frac{b_{AH}}{R_{ZH}(2)} = 289,1 \cdot 10^4$.

Судя по графикам рис. 1, в рассматриваемом диапазоне значений критерия Re_H поверхность с такими значениями относительной шероховатости не оказывает влияния на сопротивление натурального ЛА, т.е. является аэродинамически гладкой. Это означает, что поверхность СДПМ на подобных режимах полета также должна быть аэродинамически гладкой.

Для изучения устойчивости и управляемости самолета Су-27 в широком диапазоне углов атаки на скоростях, близких к скоростям сваливания, в Научно-исследовательском институте проблем физического моделирования режимов полета самолетов определен и физически реализован оптимальный облик СДПМ с масштабами линейных размеров

$k_\ell = \frac{\ell_H}{\ell_M} = 5,5$ и плотностей воздуха $k_\rho = \frac{\rho_H}{\rho_M} = 0,559$. Потребные для

моделирования минимальная и максимальная высоты полета СДПМ $H_{minM} = 570$ м и $H_{maxH} = 1650$ м, скорости сваливания на этих высо-

тах $V_{c.M}(H_{minM}) = 33,43 \frac{M}{c}$ и $V_{c.M}(H_{maxM}) = 36,88 \frac{M}{c}$ [6].

Для указанных высот и скоростей $\nu_M(H_{minM}) = 1,5273 \cdot 10^{-5} \frac{M^2}{c}$ и $\nu_M(H_{maxM}) = 1,6665 \cdot 10^{-5} \frac{M^2}{c}$, а диапазон значений Re_M (при

$$l_M = b_{AM} = \frac{b_{AH}}{k_\ell} = 0,841 \text{ м) от } Re_M(H_{minM}, V_{c.M}(H_{minM})) = 1,84 \cdot 10^6$$

$$\text{до } Re_M(H_{maxM}, V_{c.M}(H_{maxM})) = 1,86 \cdot 10^6.$$

Используя графики рис. 2 для диапазона значений Re_M при ламинарном течении в пограничном слое, получим предельную относительную высоту выступов шероховатости поверхности в диапазоне $(1,2...1,3) \cdot 10^4$. В случае турбулентного течения в пограничном слое предельная относительная высота выступов шероховатости поверхности составляет $(1,9...2,0) \cdot 10^4$. Таким образом, предельная высота выступов шероховатости поверхности СДПМ в ламинарном слое

$$k_M = \frac{b_{AM}}{(1,2...1,3) \cdot 10^4} = 0,065...0,07 \text{ мм, а в турбулентном слое –}$$

$$k_M = \frac{b_{AM}}{(1,9...2,0) \cdot 10^4} = 0,042...0,044 \text{ мм. Если высота выступов шероховатости меньше полученных значений, то поверхность будет аэродинамически гладкой и шероховатость не окажет значительного влияния на сопротивление.}$$

При выполнении условий геометрического подобия следовало бы выдерживать несколько иные значения шероховатостей поверхностей СДПМ:

$$R_{zM}(0) = \frac{R_{zH}(0)}{k_\ell} = 0,00019 \text{ мм, } R_{zM}(1) = \frac{R_{zH}(1)}{k_\ell} = 0,00029 \text{ мм}$$

$$\text{и } R_{zM}(2) = \frac{R_{zH}(2)}{k_\ell} = 0,00029 \text{ мм.}$$

Для достижения определенного класса шероховатости поверхности (обусловленного параметрами шероховатости) используют различные виды обработки [7].

Сравнение полученных результатов расчетов между собой, а также с данными о шероховатости, достигаемыми при обработке, показывает, что строгие условия геометрического подобия в отношении шероховатостей поверхностей СДПМ являются, как правило, более жесткими, не всегда обязательными и труднее реализуемыми в производстве.

Теперь обратим внимание на волнистость поверхности, которая, как и шероховатость, оказывает влияние на аэродинамические и летные характеристики ЛА.

Волнистость обшивки может явиться следствием несовершенной технологии, недостаточной жёсткости обшивки и подкрепляющей силовой конструкции, превышения нагрузки в эксплуатации над допустимой (возможен и планируемый прогиб обшивки под нагрузкой), а также изме-

нения физико-механических свойств материалов обшивки и подкрепляющей силовой конструкции под нагрузкой при нагреве. В результате охлаждения конструкции ЛА волнистость может уменьшаться.

Оценивают волнистость высотой поверхностной волны R (измеренной по нормали к поверхности), шагом волнистости (длиной волны) S и отношением $\bar{R} = \frac{R}{S}$. Согласно ОСТ 102507-84 волнистость поверхностей крыла, оперения и фюзеляжа самолета по зонам 0, 1, 2 после окончательной отделки в серийном производстве и после ремонта должна быть не более следующих значений: $R(0) = 0,5$ мм,

$R(1) = 1,0$ мм, $R(2) = 1,5$ мм, $\bar{R}(0) = 0,001$, $\bar{R}(1) = 0,002$, $\bar{R}(2) = 0,003$ (следовательно, при шаге волнистости $S = 500$ мм) [7, 8].

Используя понятие геометрического подобия (распространяемое и на волнистость поверхностей натурального ЛА и его СДПМ на высотах аэродинамического подобия), будем иметь

$$\frac{R_H}{R_M} = \frac{R_{H0} + \omega_H}{R_{M0} + \omega_M} = k_\ell, \quad (6)$$

где R_{H0} , R_{M0} – высоты неровностей от сходственных номинальных поверхностей натурального ЛА и СДПМ в условиях их изготовления; ω_H , ω_M – прогибы обшивок сходственных поверхностей натурального ЛА и СДПМ в условиях полета.

После преобразований (6) получим формулу

$$R_{M0} = \frac{R_{H0} + \omega_H}{k_\ell} - \omega_M \quad (7)$$

для расчёта потребных значений высот неровностей от номинальной поверхности СДПМ, которые необходимо реализовать в модельном производстве.

При определенных упрощающих условиях, связанных с возможностью пренебрежения прогибами обшивок сходственных поверхностей натурального ЛА и СДПМ в условиях полета, можно считать

$$R_{M0} = \frac{R_{H0}}{k_\ell} = \frac{R_H}{k_\ell} = R_M. \quad (8)$$

Как и в случае моделирования шероховатости поверхности натурального ЛА на СДПМ, в отношении волнистости возникает аналогичный вопрос об обязательности строгого удовлетворения условий геометрического подобия в виде соотношения (6).

Следует отметить, что весьма малые поверхностные волны контура профиля могут вызвать местные изменения градиента давления и

привести к преждевременному переходу ламинарного течения в турбулентное или оказать влияние на положение точки перехода ламинарного течения к турбулентному.

На рис. 4 представлены графики зависимости предельной высоты волнистости поверхности крыла, которая еще не оказывает влияния на положение точки перехода ламинарного течения к турбулентному от численных значений критерия Re_{ℓ} ламинарного пограничного слоя, т.е. не повышает сопротивление.

Графики на рис. 4 соответствуют уравнению [5]

$$\frac{R}{S} = 9 \cdot 10^6 \sqrt{\frac{\ell_{\ell}}{S \cdot Re_{\ell}^3}}, \quad (9)$$

где ℓ_{ℓ} – расстояние от передней кромки профиля до точки перехода ламинарного течения к турбулентному на совершенно гладкой номинальной поверхности без волн, измеренное параллельно хорде профиля;

$Re_{\ell} = \frac{\omega \ell_{\ell}}{\nu}$ – критерий Рейнольдса ламинарного пограничного слоя;

ω – местная скорость воздуха на гребне волны, определяемая формой профиля и положением волны на профиле (в первом приближении принимают $\omega = 1,1V$).

Так как при создании самолетов стремятся к минимизации сопротивления, то уравнение (9) или соответствующие ему графики рис. 4 можно использовать для определения предельной высоты поверхностных волн, выпуклостей, углублений и т.п. в ламинарном пограничном слое при аэродинамически гладкой поверхности. Следует отметить, что положенные в основу ОСТ 102507-84 значения волнистости поверхностей крыла, оперения и фюзеляжа самолета не противоречат значениям предельных высот волнистости, полученных из указанных уравнения или графиков.

Используя уравнение (9) для решения задач моделирования динамики полета натурального ЛА на СДПМ, можно получить зависимость относительных волнистостей сходственных поверхностей

$$\bar{R}_M = \bar{R}_H \sqrt{\frac{\ell_{\ell.M}}{\ell_{\ell.H}} \cdot \frac{S_H}{S_M} \cdot \left(\frac{Re_{\ell.H}}{Re_{\ell.M}} \right)^3}, \quad (10)$$

а после ее преобразования и зависимость высот поверхностных волн

$$R_M = R_H \sqrt{\frac{\ell_{\ell.M}}{\ell_{\ell.H}} \cdot \frac{S_M}{S_H} \cdot \left(\frac{Re_{\ell.H}}{Re_{\ell.M}} \right)^3}. \quad (11)$$

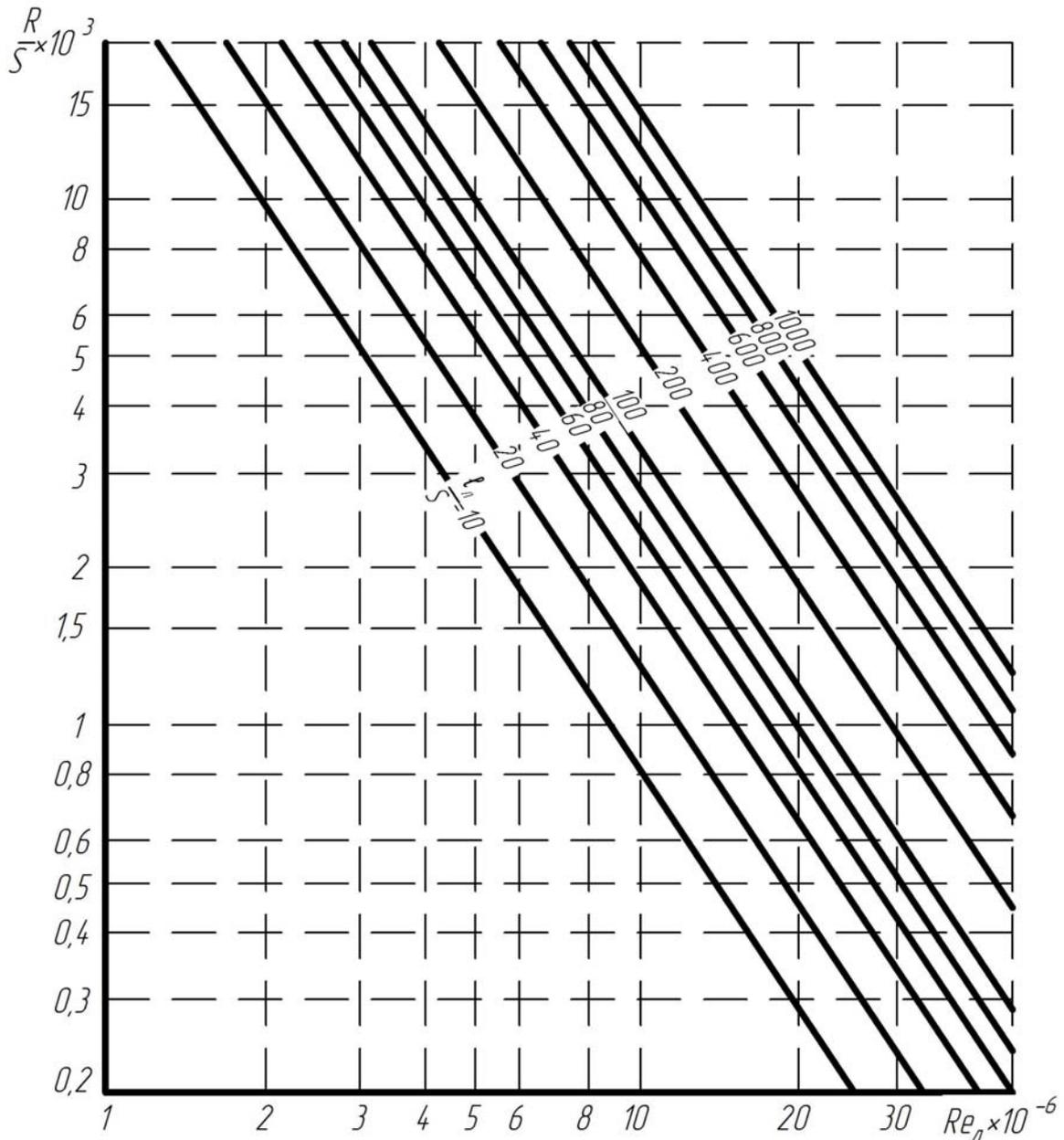


Рисунок 4 – Предельная высота волнистости поверхности крыла при ламинарном течении в пограничном слое

В случае удовлетворения условий геометрического подобия в отношении l_n и S (т.е. $\frac{l_{л.н}}{l_{л.м}} = \frac{S_n}{S_m} = k_l$) зависимости (10) и (11) приобретают вид

$$\bar{R}_M = \bar{R}_N \left(\frac{Re_{л.н}}{Re_{л.м}} \right)^{\frac{3}{2}}, \quad R_M = \frac{R_N}{k_l} \left(\frac{Re_{л.н}}{Re_{л.м}} \right)^{\frac{3}{2}}. \quad (12)$$

Согласно зависимостям, определяющим Re и $Re_{л}$, нетрудно получить, что при аэродинамическом подобии обтеканий натурального ЛА и СДПМ

$$\frac{Re_H}{Re_M} = \frac{Re_{л.н}}{Re_{л.м}} = \frac{v_M}{v_H} k_{\ell}^{\frac{3}{2}}. \quad (13)$$

В тех задачах моделирования динамики полета натурального ЛА на СДПМ, где необходимо удовлетворение условия $Re_H = Re_M$ (и, следовательно, $Re_{л.н} = Re_{л.м}$),

$$\bar{R}_M = \bar{R}_H, \quad R_M = \frac{R_H}{k_{\ell}}, \quad S_M = \frac{S_H}{k_{\ell}}. \quad (14)$$

В соответствии с (12) и (13) для решения остальных задач моделирования динамики полета натурального ЛА на СДПМ следует реализовывать следующие зависимости:

$$\bar{R}_M = \bar{R}_H \left(\frac{v_M}{v_H} \right)^{\frac{3}{2}} k_{\ell}^{\frac{9}{4}}, \quad R_M = R_H \left(\frac{v_M}{v_H} \right)^{\frac{3}{2}} k_{\ell}^{\frac{5}{4}}, \quad S_M = \frac{S_H}{k_{\ell}}. \quad (15)$$

В рассматриваемом примере создания СДПМ самолета Су-27 $k_{\ell} = 5,5$, $\frac{v_M}{v_H} = 0,66$ и нет необходимости удовлетворения условия $Re_H = Re_M$. Поэтому для указанной СДПМ предельные высоты волнистости поверхностных волн, выпуклостей и углублений $\bar{R}_M = 24,84\bar{R}_H$, $R_M = 4,516R_H$ при $S_M = 0,1818S_H$. Полученные предельные значения волнистости поверхности СДПМ больше, чем аналогичные значения волнистости натурального ЛА, но реализуемы в модельном производстве.

В заключение следует отметить, что достижение потребных значений параметров формы и качества поверхности СДПМ в большей мере зависит от уровня технологии производства.

Применяемые же в Научно-исследовательском институте проблем физического моделирования режимов полета самолетов метод вакуумного формования обшивок и эталонно-шаблонный метод обеспечения взаимозаменяемости и увязки технологической оснастки позволяют успешно решить указанную проблему. Это не исключает аэродинамических продувок как трубных моделей (а, возможно, и эталона поверхности модели), так и самой СДПМ после изготовления.

Список использованных источников

1. Бетин, А.В. Критерии подобия при изучении динамики полета [Текст] / А.В. Бетин // Проблемы проектирования летающих моделей для исследования критических режимов полета: сб. науч. тр. Харьк. авиац. ин-та. – Х., 1989. – С. 78 – 89.
2. Краснов, Н.Ф. Аэродинамика [Текст] / Н.Ф. Краснов. – М.: Наука, 1971. – 614 с.
3. Мартынов, А.К. Прикладная аэродинамика [Текст] / А.К. Мартынов. – М.: Машиностроение, 1972. – 448 с.
4. Повх, И.П. Аэродинамический эксперимент в машиностроении [Текст] / И.П. Повх. – Л.: Машиностроение, 1979. – 364 с.
5. Гошек, И. Аэродинамика больших скоростей [Текст] / И. Гошек. – М.: Изд-во иностр. лит., 1954. – 548 с.
6. Предварительное техническое задание на разработку свободно-летающей динамически подобной модели БП10С / Науч. исслед. ин-т проблем физического моделирования режимов полета самолетов; рук. Рыженко А.И.; исполн. Бетин А.В., Шумейко В.С. – Х., 1990. – 28 с.
7. Орлов, П.И. Основы конструирования [Текст]: справ.-метод. пособие: в 2 ч. / П.И. Орлов, П.Н. Учаев. – М.: Машиностроение, 1988. – Ч. 1. – 560 с.
8. Гжиров, Р.И. Краткий справочник конструктора [Текст]: справ. / Р.И. Гжиров. – Л.: Машиностроение, 1983. – 464 с.

Поступила в редакцию 19.03.2014.

*Рецензент: д-р техн. наук, проф. А.И. Рыженко,
Национальный аэрокосмический университет
им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков.*