

УДК 629.73.018.7

Разработка методики определения влияния близости земли на продольные аэродинамические характеристики самолета

Д.Н. Захаров

Аннотация

Во время взлета и посадки самолет в течение некоторого промежутка времени находится вблизи поверхности земли. Возможностей аэродинамических труб и теоретических методов не достаточно, чтобы с заданной точностью описать эффект влияния близости земли с учетом движущегося экрана. Для выбора алгоритмов управления и получения материалов математического моделирования, необходимых для сертификации режима автоматического приземления самолетов типа Ту-204/214, Ту-334 при заходе на посадку по ША категории разработана методика по определению продольных аэродинамических характеристик самолета с учетом влияния близости земли.

Ключевые слова

влияние земли; воздушная подушка; эффект экрана; скос; взлет; автоматическая посадка

Во время взлета и посадки самолет в течение некоторого промежутка времени находится вблизи поверхности земли. Присутствие земли существенно влияет на обтекание внешней поверхности самолета и, как следствие, изменяет его аэродинамические характеристики. Близость земли создает экран, искажающий набегающий воздушный поток, оказывающий влияние на аэродинамические характеристики. Скошенный вниз поток является функцией высоты и создает эффект, которым обычно пренебрегают на высоте большей приблизительно полуразмаха крыла.

Искаженный набегающий поток создает три основных эффекта:

- Увеличение подъемной силы как крыла, так и оперения из-за изменений связи коэффициента подъемной силы с углом атаки (увеличение наклона кривой подъемной силы).
- Уменьшение угла скоса потока у оперения в крейсерской конфигурации.
- Уменьшение индуктивного сопротивления.

По сравнению с полетом за пределами эффекта близости земли (на данном угле атаки) эти три эффекта приводят к увеличению подъемной силы и уменьшению тяги, требуемой для горизонтального полета. Из-за сопутствующего влияния на устойчивость они вызывают также значительные изменения угла отклонения руля высоты (или стабилизатора).

Возможностей аэродинамических труб и теоретических методов не достаточно, чтобы с заданной точностью описать эффект влияния близости земли с учетом движущегося экрана. Переход от трубных чисел Re к натурным, неподвижность плоскости экрана при эксперименте, малый размер моделей и другие факторы, которые невозможно реализовать при стендовых испытаниях, приводят к недопустимым погрешностям.

О необходимости проведения летного эксперимента можно также судить, на основе успешно проведенных летных испытаний по выявлению влияния близости земли при посадке самолета Ту-144ЛЛ.

На приведенном ниже рис.1 видно значительное отличие данных полученных по результатам продувок модели самолета Ту-144 в аэродинамической трубе ЦАГИ от экспериментальных точек полученных в ходе анализа материалов летных испытаний, которое достигает 20%.

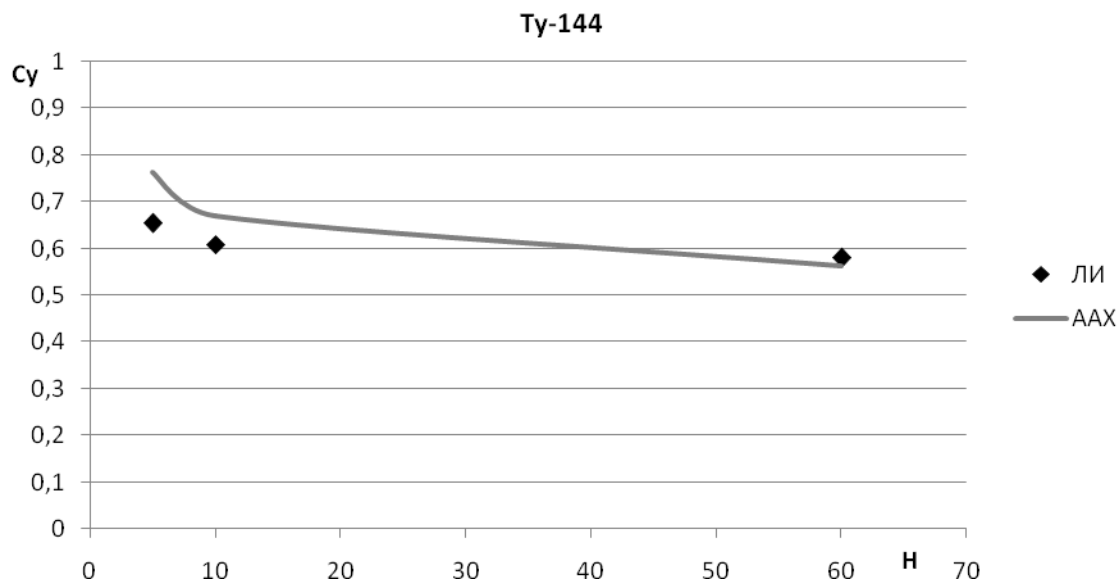


Рис.1

Опыт сертификации самолетов ИЛ-96 и АН-148 также показал, что аэродинамические коэффициенты, определенные по результатам продувок, имеют недопустимые погрешности для реализации автоматического приземления при заходе на посадку по ША категории и приводят к существенному увеличению объема ЛИ.

Для выбора алгоритмов управления и получения материалов математического моделирования, необходимых для сертификации режима автоматического приземления самолетов типа Ту-204/214, Ту-334 при заходе на посадку по ША категории, разработана методика по определению продольных аэродинамических характеристик самолета с учетом влияния близости земли, основные положения которой:

1.Цель

Проведение пролетов самолета с участками установившегося горизонтального полета ($V_y=0$, $\omega_z=0$, $\beta=0$, $\Delta n_y=0$) при передней и задней центровках:

со скоростями: $0.9 \cdot V_{REF}$, V_{REF} , $1.1 \cdot V_{REF}$;

на высотах: $h_1=6$ м, $h_2=11$ м, $h_3=20$ м для каждой указанной скорости;

в конфигурации: $\delta^\circ_P / \delta^\circ_3 = 23/37$ ш.в.;

Метеоусловия – штиль.

Наземная подготовка: Для определения истинной V_{REF} , необходимо провести пробежки самолета в посадочной конфигурации со скоростью близкой к V_{REF} с углом тангажа 0; с отрывом передней стойки шасси.

Параметры полета, определяемые по результатам летных испытаний:

$V_{ист}, V_{пр}, h, \delta_{п}, \delta_{з}, G, \alpha, \varphi, \delta_{в}, \delta_{эл}, \delta_{инт}, \delta_{н}, \beta, \omega_z, V_y, n_y, n_2(P), M, \alpha_{руд}, v, \bar{X}_T.$

2. *Комплекс программного обеспечения для автономной обработки результатов ЛИ с помощью языка Fortran и прикладного обеспечения Excel.*

Программное обеспечение основано на модульном принципе, что позволяет достаточно оперативно осуществлять вычисления, пользуясь только необходимыми программными модулями, и является универсальным, не привязанным к конкретной модели самолета.

3. *Объекты испытаний*

1. Самолеты Ту-204/204СМ/214, Ту-334 типовой конструкции с установленными на них средствами определения воздушных параметров.

2. Перспективные самолеты разработки ОАО «Туполев»

На основе методики по оценке влияния близости земли на продольные аэродинамические характеристики самолета разработано техническое задание для Ту-204СМ и методика обработки ЛИ для Ту-204СМ. Также разработана программа проведения летных испытаний. Проведение ЛИ планируется в 2011г.

Методика обработки результатов летных испытаний самолета Ту-204СМ.

В ААХ характеристики $C_y(\alpha), m_z(\alpha)$, с учетом влияния близости земли (с/з) в зависимости от $\bar{h}_{экр} = \frac{h_{экр}}{b_a}$, ($h_{экр}$ – высота от поверхности ВПП до задней кромки контрольного сечения крыла) для значений $0,62 \leq \bar{h}_{экр} \leq 4$ определяются по формулам:

$$C_{y_{с/з}} = C_y + \Delta C_{y_{экр}} \quad (1)$$

$$m_{z_{с/з}} = m_z + \Delta m_{z_{экр}}, \quad (2)$$

где величины $\Delta C_{y_{\text{экp}}}$, $\Delta m_{z_{\text{экp}}}$ представлены в ААХ в виде зависимостей $(\bar{h}_{\text{экp}}, \delta_3, \delta_n, \alpha)$.

В ААХ зависимости $m_z(\alpha)$ и $C_y(\alpha)$ приведены для нулевых значений отклонений органов продольного управления $\varphi=0$, $\delta_b=0$; центровки $\bar{X}_T = 0,25$.

1. Переходим от угла атаки α от СГФ, принятого в ЛИ, к углу атаки от КСК, принятому в ААХ:

$$\alpha_{\text{КСК}} = \alpha + 3,25^\circ \quad (3)$$

2. Вычисляется относительная высота экрана:

$$\bar{h}_{\text{экp}} = \frac{h_{\text{экp}}}{b_a} = \frac{h + 0,62b_a - \Delta l * \sin \nu}{b_a}, \quad (4)$$

где Δl расстояние от точки установки РВ, до задней кромки контрольного сечения крыла, $b_a = 4,61$ м

3. Вычисляется коэффициент подъемной силы с учетом влияния земли:

$$C_{y_{c/3}} = \frac{mg}{\frac{\rho * V_{np}^2}{2} * S} + (\Delta C_{y_{\text{бал}}} + \Delta C_{y_2}) = 207,36 \frac{m}{V_{np}^2 * S} + (\Delta C_{y_{\text{бал}}} + \Delta C_{y_2}),$$

где $S = 168,63 \text{ м}^2$

(5)

Где $\Delta C_{y_{\text{бал}}} = C_y^\varphi * \varphi + C_y^{\delta_s} * \delta_s$. Величины $C_y^\varphi, C_y^{\delta_s}$ принимаются по ААХ.

ΔC_{y_2} - поправка на геометрические параметры за счет несоответствия углов отклонения интерцепторов, элеронов и механизации крыла самолета в ЛИ относительно принятых для ААХ.

4. Так как самолет сбалансирован, суммарный продольный момент равен 0, тогда:

$$m_{z_{c/3}}(\alpha) = -m_z^\varphi * \varphi - m_z^{\delta_e} * \delta_e + m_{z_{\delta_e}} + \Delta m_{z_{XT}} \quad (6)$$

Где $m_z^\varphi * \varphi$, $m_z^{\delta_e} * \delta_e$ - моменты отклоненных органов продольного управления.

Величины $m_z^\varphi, m_z^{\delta_e}$ принимаются по ААХ.

$$m_{z_{\delta_e}} = \frac{P(n_2) * y_{\delta_e}}{q_\infty * S * b_a} - \text{момент от тяги двигателя,}$$

$$\text{где } y_{\delta_e} = -1,87 \text{ м, } q_\infty = \frac{V_{np}^2}{207,36},$$

При определении плеча двигателя; тяги двигателя, принято, что влияние центровки \bar{X}_T на плечо y_{δ_e} и угла установки двигателя $\varphi_{дв}$ на тягу Р – пренебрежимо мало.

$\Delta m_{z_{XT}} = C_{y_{бал}} * (0,25 - \bar{X}_T)$ - учет поправки на отличие центровки в ЛИ от 25% САХ.

5. Вычисляются $C_{y_{c/3}}, m_{z_{c/3}}$ ААХ, для высот пролета самолета в ЛИ с помощью (1) и (2).
6. Строятся совмещенные зависимости $C_{y_{c/3}}(\alpha), m_{z_{c/3}}(\alpha)$ трубных и летных испытаний.
7. Оценивается точность сходимости величин $C_{y_{c/3}}, m_{z_{c/3}}$ полученных при трубных и летных испытаниях.
8. При необходимости вносятся поправки в ААХ.

При необходимости корректируются величины эффективности руля высоты и стабилизатора. Для этого используются записи полетов при передней и задней центровках. Предполагаем, что соотношение между эффективностями руля высоты и стабилизатора остается как в ААХ.

$$m_z^\varphi = K_1 * m_z^{\delta_e} \quad (7)$$

$$C_y^\varphi = K_2 * C_y^{\delta_e} \quad (8)$$

Где K_1 и K_2 определяются для ААХ для каждого угла атаки. Расчет ведем по формулам:

$$C_y^\varphi = \frac{\Delta C_{y_{ба_{n-3}}}}{\Delta \varphi_{n-3} + K_1 * \Delta \delta_{\delta_{n-3}}} \quad (9)$$

$$m_z^\varphi = \frac{C_{y_{ба_{лн}}} * (0,25 - \bar{X}_{T_n}) - C_{y_{ба_{з}}} * (0,25 - \bar{X}_{T_z})}{\Delta \varphi_{n-3} + K_2 * \Delta \delta_{\delta_{n-3}}} \quad (10)$$

Где $\Delta \varphi_{n-3}$ - разница в положении стабилизатора при передней и задней центровках

$\Delta \delta_{\delta_{n-3}}$ - разница в положении руля высоты при передней и задней центровках

$\Delta C_{y_{ба_{n-3}}}$ - разница между коэффициентами подъемной силы с учетом балансировки при передней и задней центровках

По формулам (7) и (8) определяем $C_y^{\delta_\alpha}$ и $m_z^{\delta_\alpha}$. С новыми значениями производных $C_y^\varphi, C_y^{\delta_\alpha}, m_z^\varphi, m_z^{\delta_\alpha}$ повторяем расчет по пунктам 3 и 4.

По результатам совещаний со специалистами ЛИИ им. Громова принято решение о 3-х кратном повторении летных испытаний, что существенно повышает точность результатов.

Для оценки данных рассчитанных по результатам летных испытаний и уменьшению величины погрешности, применяется метод *наименьших квадратов*. Также применение данного метода обработки данных существенно повышает точность «снятия» экспериментальных точек из записей ЛИ.

Для автоматизации процесса расчета аэродинамических характеристик и ускорения анализа данных, полученных из записей ЛИ, создан комплекс программного обеспечения для автономной обработки результатов ЛИ с помощью языка Fortran и прикладного обеспечения Excel.

Созданное программное обеспечение интегрировано с другими программными продуктами путем организации вывода результатов расчетов в виде файлов стандартных форматов. Это существенно облегчает процессы представления, анализа и систематизации выходных данных.

Библиографический список

1. Методические указания №204СМ-1 по оценке влияния близости земли на продольные аэродинамические характеристики C_y и m_z самолета Ту-204СМ к обработке результатов ЛИ самолета семейства Ту-204/214.
2. Техническое задание на разработку программы летных испытаний самолета семейства Ту-204/214.
3. РЕШЕНИЕ № У2-204СМ-01
4. Технический отчет: Подготовка, проведение и предварительные результаты летного эксперимента 1.6 «Влияние земли на крыло малого удлинения», выполненного АНТК им. А.Н.Туполева на самолете Ту-144ЛЛ по контракту ИВР/АНТК 921/Ту-144/4 от 17июля 1994г.
5. М.Г. Котик, А.В. Павлов, И.М. Павлов, Н.Г. Щитаев. «Летные испытания самолетов», Москва, издательство «Машиностроение».

Сведения об авторе

Захаров Дмитрий Николаевич, инженер-конструктор ОАО «Туполев».
E-mail: [drag @list.ru](mailto:drag@list.ru)
Телефон: 89265653102