

МАШИНОСТРОЕНИЕ

- 2.5.12 – *Аэродинамика и процессы теплообмена летательных аппаратов;*
2.5.13 – *Проектирование, конструкция и производство летательных аппаратов;*
2.5.14 – *Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов;*
2.5.15 – *Тепловые электроракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов;*
2.5.16 – *Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов*

УДК 629.735.33.015

DOI: 10.26467/2079-0619-2025-28-3-81-96

Стендовые исследования управляемого выхода неманевренного самолета на большие углы атаки

П.Л. Сверканов¹

¹*Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского, г. Жуковский, Россия*

Аннотация: Для решения задачи построения и идентификации математических моделей аэродинамических характеристик с учетом динамики формирования сил и моментов на больших углах атаки применительно к натурным условиям представляются целесообразными летные исследования аэродинамических характеристик самолетов указанного класса во всем диапазоне углов атаки, вплоть до их наибольших значений. Целью настоящего исследования является стендовая отработка методики управляемого выхода неманевренного самолета на большие углы атаки с возможностью расширения их диапазона. Для решения этой задачи была сформирована математическая модель самолета, на котором продольный канал системы управления позволяет избежать влияния автоматизации на характеристики устойчивости и управляемости с целью последующего определения аэродинамических характеристик. Для устранения влияния автоматизации скорость перекладки стабилизатора принимается прямо пропорциональной отклонению рычага управления по тангажу от нейтрального положения, а в случае управления только с помощью руля высоты такая перекладка отключается летчиком вручную. В процессе исследований на пилотажном стенде ПСПК-102 отработано уменьшение темпа торможения перед сваливанием до нулевого на заданном значении приборной скорости, а в условиях принятого отсутствия ограничений на скорость перекладки стабилизатора определены ее потребные величины. Установлено, что совместное управление рулем высоты и стабилизатором позволяет расширить диапазон достижимых углов атаки путем динамического выхода на них за счет полного использования диапазона углов отклонения руля высоты на кабрирование. Показана возможность устранения тенденции к сваливанию с интенсивным боковым движением за счет автомата путевой устойчивости с сигналом по углу скольжения и перекрестной связи от элеронов к рулю направления.

Ключевые слова: неманевренный самолет, пилотажный стенд, торможение перед сваливанием, большие углы атаки.

Для цитирования: Сверканов П.Л. Стендовые исследования управляемого выхода неманевренного самолёта на большие углы атаки // Научный вестник МГТУ ГА. 2025. Т. 28, № 3. С. 81–96. DOI: 10.26467/2079-0619-2025-28-3-81-96

Simulator investigations of non-maneuverable aircraft reaching high angles of attack in a controlled way

P.L. Sverkanov¹

¹*Central Aerohydrodynamical Institute named after Professor N.E. Zhukovsky (TsAGI), Zhukovsky, Russia*

Abstract: In-flight experiments are considered the most appropriate means to simplify the development of mathematical models of transport-type aircraft aerodynamic characteristics, which take into account the dynamics of forces and moments arising over a wide range of angles of attack up to the highest ones. This paper is to examine the flight technique to control transport aircraft

reaching the angles of attack far beyond their permissible values using on-ground simulation. A mathematical model of transport aircraft which eliminates distortion in aerodynamic characteristics determination arising due to automation in longitudinal axis affecting stability and controllability characteristics is developed for this. To do this, the stabilizer displacement velocity is assumed proportional to manipulator deviation from its neutral position in pitch; in case the control is performed with elevator only, the pilot manually disables this stabilizer displacement. Experiments conducted with PSPK-102 simulator allowed decreasing the rate of deceleration to zero until stall, as well as determination of required values of the deceleration rate assuming there are no restrictions imposed on stabilizer displacement velocity. It is determined that the combined control with elevator and stabilizer increases the range of achievable angles of attack with the use of full elevator pitching up which provides the dynamical reaching the highest angles of attack. It is shown as well that the tendency to stall accompanied by intense lateral motion can be diminished by using yaw stability automation with side-slip angle signal and cross-coupling between ailerons and rudder.

Key words: non-maneuverable aircraft, simulator, deceleration until stall, high angles of attack.

For citation: Sverkanov, P.L. (2025). Simulator investigations of non-maneuverable aircraft reaching high angles of attack in a controlled way. Civil Aviation High Technologies, vol. 28, no. 3, pp. 81–96. DOI: 10.26467/2079-0619-2025-28-3-81-96

Введение

Определение аэродинамических характеристик самолета возможно по результатам исследований как в аэродинамической трубе (АДТ), так и в полете. В процессе летных испытаний неманевренных самолетов диапазон углов атаки не превышает критических значений, а их испытания на штопор не предусмотрены нормативными документами. Однако известны случаи попадания неманевренных (пассажирских и транспортных) самолетов на режимы сваливания и штопора в процессе эксплуатации. Поэтому модели таких самолетов испытываются в АДТ на штопор, в котором углы атаки существенно больше критических значений, а следовательно, и эксплуатационного диапазона. Обеспечить полное подобие по характерным критериям (числам Re , M и т. д.) между самолетом и его моделью невозможно. В связи с этим представляются целесообразными летные исследования аэродинамических характеристик неманевренных самолетов во всем диапазоне углов атаки, вплоть до их наибольших значений, достигаемых при испытаниях моделей на штопор в АДТ.

Настоящая статья посвящена стендовым исследованиям управляемого выхода неманевренного самолета на большие углы атаки с расширением их диапазона.

Постановка задачи

Одной из основных задач при исследованиях аэродинамических характеристик само-

лета на больших углах атаки является определение нестационарных составляющих в коэффициентах подъемной силы и момента тангажа. В случае летных исследований эта задача сводится к выполнению соответствующих испытательных маневров во всем достижимом диапазоне углов атаки без попадания на режим штопора. При ее решении продольное управление должно осуществляться с минимально возможным объемом автоматизации во избежание влияния на характеристики устойчивости и управляемости, а боковое управление – с автоматизацией в каналах элеронов и руля направления для недопущения сваливания с интенсивным боковым движением. Поэтому при стендовых исследованиях управляемого выхода неманевренного самолета на большие углы атаки было принято, что математическая модель его системы управления может изменяться по сравнению с таковой для серийного летного образца, а все прочие характеристики (в том числе аэродинамические) остаются неизменными.

Поскольку в полете на больших углах атаки необходимо учитывать взаимодействие продольного и бокового движений (см., например, [1]), то указанная задача решалась с использованием пилотажного стенда ЦАГИ ПСПК-102 в два этапа:

- 1) определение диапазона углов атаки, достижимого в испытательных маневрах при заданных продольных аэродинамических характеристиках; для этого использовалась система уравнений только полного продольного движения [2];

2) определение значений передаточных коэффициентов, потребных для устранения тенденции самолета к сваливанию с интенсивным боковым движением, в каналах элеронов и руля направления применительно к диапазону углов атаки, полученному на первом этапе.

Рассмотрим оба указанных этапа подробнее.

Математическая модель самолета для стендовых исследований в продольном движении

На первом этапе исследовался способ управления неманевренным самолетом при выходе на большие углы атаки, предложенный и запатентованный автором [3]. Для решения этой задачи использовалась модель неманевренного самолета типа магистрального с двумя турбореактивными двигателями. В соответствии с работой [4] продольное управление осуществлялось с помощью руля высоты и стабилизатора. Зависимости балансировочных значений коэффициента подъемной силы, а также углов отклонения руля высоты и стабилизатора (в долях диапазонов их отклонения на кабрирование) от угла атаки (в долях исходного диапазона) приведены на рис. 1. Видно, что для рассмотренного самолета расчетная зависимость $c_{ya\text{ бал}}(\alpha)$ имеет две восходящие ветви (то есть области $c_{ya\text{ бал}}^\alpha > 0$) и, соответственно, два максимума.

При этом определены значения углов атаки:

1) максимального по условию балансировки стабилизатором при $\delta_b = 0$;

2) максимально достижимого за счет балансировки с помощью обоих органов продольного управления.

Все перечисленные результаты соответствуют предельно задней центровке, необходимой для увеличения достигаемых значений угла атаки (по рекомендациям работы [5]).

При стендовых исследованиях выхода самолета на большие углы атаки использовались следующие принципы формирования

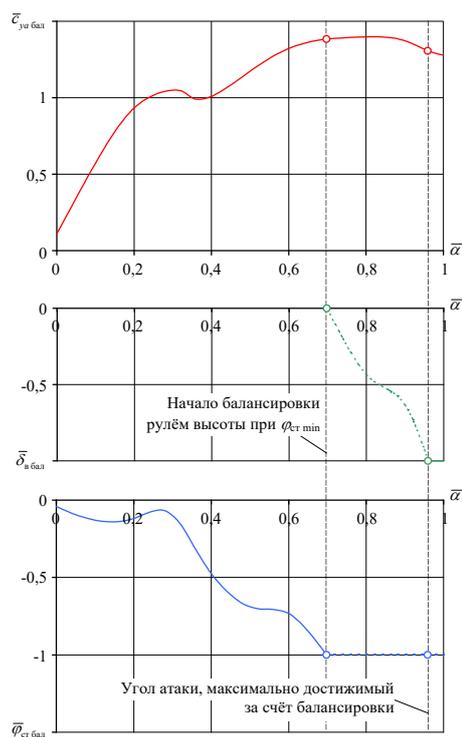


Рис. 1. Зависимости балансировочных значений коэффициента подъемной силы, углов отклонения руля высоты и стабилизатора от угла атаки
Fig. 1. Balancing values of the lift coefficient, angles of elevator and stabilizer deflections as functions of angle of attack

сигналов для органов продольного управления.

1. В канале руля высоты применяется традиционный закон управления (см., например, [2]) без функции ограничения угла атаки:

$$\delta_b = K_{шв} X_b + K_{\omega_z} \omega_z,$$

то есть он имеет структуру резервного контура системы управления в соответствии с работой [4]. В указанном выражении: X_b – отклонение рычага управления по тангажу; $K_{шв}$, K_{ω_z} – передаточные коэффициенты.

2. В канале стабилизатора возможны два подхода к управлению его перекладкой, определяемые типом привода [4]. Рассмотрим условия их применимости к задаче, решаемой ниже.

Первый подход, реализованный на самолетах Ту-204 и Ту-334, позволяет регулировать скорость перекладки стабилизатора $\dot{\phi}_{ст}$ как по знаку, так и по абсолютной величине. Далее в соответствии с работой [3] при использовании указанного подхода такая скорость принимается прямо пропорциональной отклонению рычага управления по тангажу от нейтрального положения:

$$\dot{\phi}_{ст} = K_{\phi} X_{в},$$

где K_{ϕ} – передаточный коэффициент.

Указанное выражение принято в качестве описания динамики привода стабилизатора в пределах конструктивных ограничений на углы его отклонения (см. выше) и при отсутствии ограничений на скорость перекладки. Это позволяет определять максимально достижимые значения $\dot{\phi}_{ст}$, получаемые в переходных процессах при моделировании, и тем самым формировать требования к приводу. Далее указанный подход к управлению будет называться скоростной перекладкой стабилизатора. В случае управления только с помощью руля высоты такая перекладка отключается летчиком вручную (за счет обнуления $K_{\dot{\phi}}$; см. [3]).

Второй подход, реализованный на самолете SSJ-100, позволяет управлять перекладкой стабилизатора с $|\dot{\phi}_{ст}| = \text{const}$, то есть с изменением только знака ее скорости. В случае ручного управления это осуществляется с помощью трехпозиционного переключателя. Далее при указанном подходе угол отклонения стабилизатора считается постоянным, что соответствует отключению его перекладки.

Эффективность обоих указанных подходов применительно к решаемой задаче оценивается в следующем разделе.

Торможение перед сваливанием и «зависание» по скорости

Известно, что при летных испытаниях на больших углах атаки выход самолета на ре-

жим сваливания должен осуществляться в процессе торможения, условия которого регламентируются соответствующими нормативными документами. Самолет типа магистрального, согласно НЛГ-25, перед выходом на режим сваливания должен быть сбалансирован в горизонтальном полете на заданной скорости, на 20÷40 % превышающей скорость сваливания, и осуществлять торможение с заданным темпом не более 1,85 (км/ч)/с; при этом двигатели должны работать на режиме малого газа¹. Рассмотрим обстоятельства выполнения торможения перед сваливанием применительно к поставленной задаче.

Торможение перед сваливанием. В работе [6] автором было предложено контролировать поддержание темпа торможения перед сваливанием при помощи горизонтальной директорной планки, связанной со шкалой тангажа на командно-пилотажном приборе. Управление такой планкой осуществляется по сигналу Δ , изменяющемуся в пределах $\Delta = -1,0 \div 1,0$; при этом $\Delta = 1,0$ соответствует ее максимальному отклонению вверх по шкале тангажа. Величина указанного сигнала определяется по формуле

$$\Delta = K_{\Delta} (\dot{V}_{пр} - \dot{V}_{пр\text{ зад}}) / 3,6,$$

где $\dot{V}_{пр}$ и $\dot{V}_{пр\text{ зад}}$ – текущее и заданное значения производной приборной скорости по времени в (км/ч)/с;

K_{Δ} – положительный передаточный коэффициент (в $\text{м}^{-1}\text{с}^2$), определяемый при стендовом моделировании [6].

Из формулы видно, что при фактическом темпе торможения меньше заданного величина Δ является положительной, то есть летчику выдается сигнал на увеличение угла тангажа и, как следствие, на повышение темпа торможения до устранения отклонения горизонтальной директорной планки от нейтрального положения. При фактическом

¹ Нормы летной годности самолетов транспортной категории. НЛГ-25. Федеральное агентство воздушного транспорта (Росавиация), 2022. 380 с.

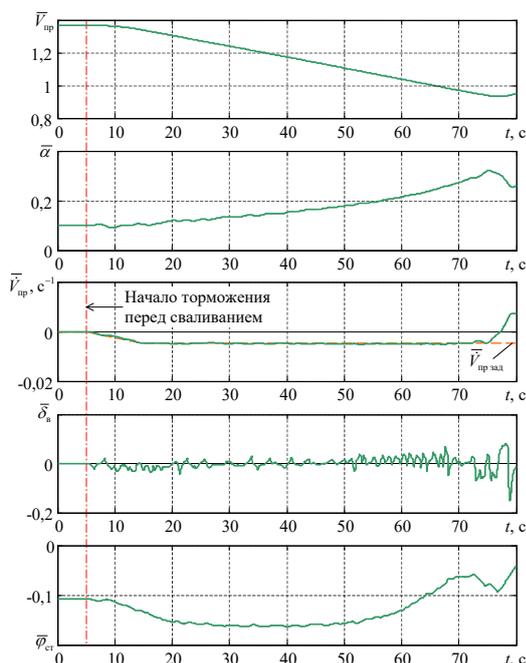


Рис. 2. Пример режима торможения с заданным темпом, поддерживаемым с помощью горизонтальной директорной планки, при работе скоростной переключки стабилизатора
Fig. 2. An example of deceleration mode with a given rate performed with the use of the horizontal directional bar; the case when stabilizer displacement velocity is switched on

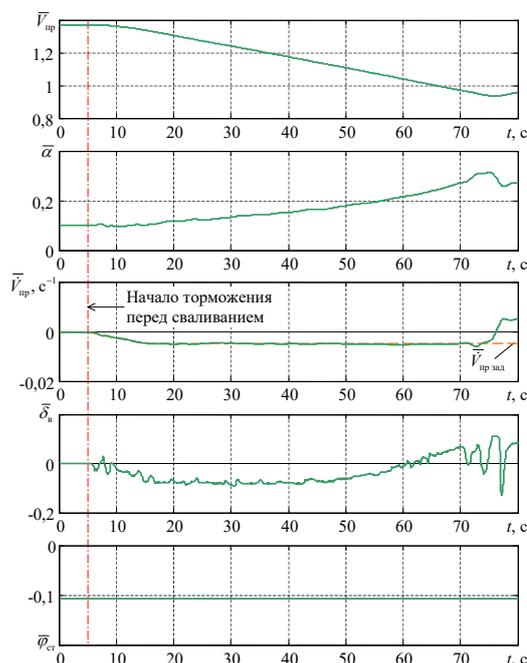


Рис. 3. Пример режима торможения с заданным темпом, поддерживаемым с помощью горизонтальной директорной планки, при отключении скоростной переключки стабилизатора
Fig. 3. An example of deceleration mode with a given rate performed with the use of the horizontal directional bar; the case when stabilizer displacement velocity is switched off

темпе торможения больше заданного наблюдается обратная картина [6].

В настоящей работе проводились стендовые исследования режимов торможения (по методике, изложенной в работе [6]) для случаев использования скоростной переключки стабилизатора и ее отключения. При этом было принято, что скорость, являющаяся функциональным аналогом скорости сваливания, соответствует первому максимуму коэффициента подъемной силы (см. рис. 1), а оптимальное значение коэффициента K_φ подобрано путем моделирования. Примеры режимов торможения с заданным темпом приведены: при использовании скоростной переключки стабилизатора (рис. 2), при ее отключении (рис. 3). Видно, что отклонение фактического темпа торможения от заданного в каждом из указанных случаев невелико. Здесь и далее на всех графиках приводятся

отношения текущей приборной скорости и темпа ее изменения к значению приборной скорости, которое соответствует первому максимуму коэффициента подъемной силы (см. выше).

Точность поддержания заданного темпа торможения в процессе каждого режима определялась по средней квадратичной величине рассогласования указанного темпа до момента достижения заданного угла атаки [6]:

$$\sigma_{\dot{V}} = \sqrt{\frac{1}{t_{\text{кон}} - t_{\text{нач}}} \int_{t_{\text{нач}}}^{t_{\text{кон}}} (\dot{V}_{\text{пр}} - \dot{V}_{\text{пр зад}})^2 dt},$$

где $t_{\text{нач}}$ и $t_{\text{кон}}$ – моменты начала торможения и выхода на заданный угол атаки, соответствующий первому максимуму коэффициента подъемной силы.

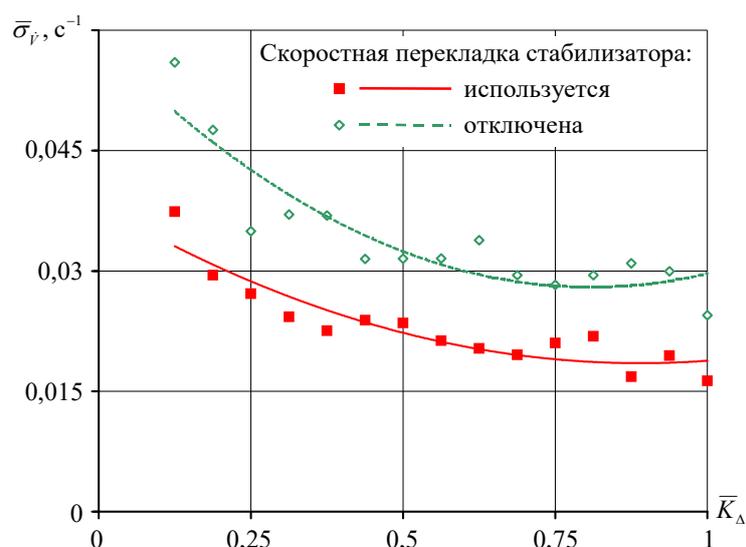


Рис. 4. Влияние коэффициента K_Δ на точность поддержания заданного темпа торможения перед сваливанием при различных режимах работы продольного канала управления

Fig. 4. The effect of coefficient K_Δ on the precision of maintaining the given rate of deceleration before stall for various modes of longitudinal control channel operation

Для каждого сочетания значения коэффициента K_Δ и подхода к управлению переключкой стабилизатора (см. выше) выполнялись три зачетных режима с определением величины σ_v . Среднее арифметическое величин σ_v по результатам всех трех режимов принималось в качестве показателя точности поддержания заданного темпа торможения при рассматриваемых условиях. Результаты таких исследований приведены на рис. 4. Видно, что точность поддержания заданного темпа торможения (также отнесенная к значению приборной скорости, которое соответствует первому максимуму коэффициента подъемной силы; см. выше) при использовании скоростной переключки стабилизатора в 1,5 раза выше, чем без ее использования, а оптимальная величина передаточного коэффициента K_Δ слабо зависит от варианта работы стабилизатора. В то же время использование стабилизатора при его работе в режиме скоростной переключки совместно с рулем высоты может приводить к повышению чувствительности управления и, как следствие, к раскачке самолета летчиком. При

пилотировании необходимо учитывать это обстоятельство и не совершать резких движений рычагом управления по тангажу.

«Зависание» по скорости. В процессе торможения его заданный темп может уменьшаться до нулевого при заданном значении приборной скорости $V_{пр\ зад}$; далее указанное уменьшение будет называться «зависанием» по скорости. Такой случай возможен как этап ступенчатого уменьшения заданной скорости в летных испытаниях или исследованиях на больших углах атаки. «Зависание» может использоваться для определения характеристик устойчивости и управляемости (как продольной, так и боковой) с последующим принятием решения о возможности дальнейшего снижения $V_{пр\ зад}$.

Непосредственно за первым максимумом зависимости $c_{ya\ бал}(\alpha)$ наблюдается диапазон углов атаки, в котором $c_{ya\ бал}^\alpha < 0$ (см. рис. 1) и, следовательно, снижается устойчивость короткопериодического движения. В результате этого, как показали стендовые исследования балансировки при «зависании» по скорости (на рис. 5 маркерами показаны сочета-

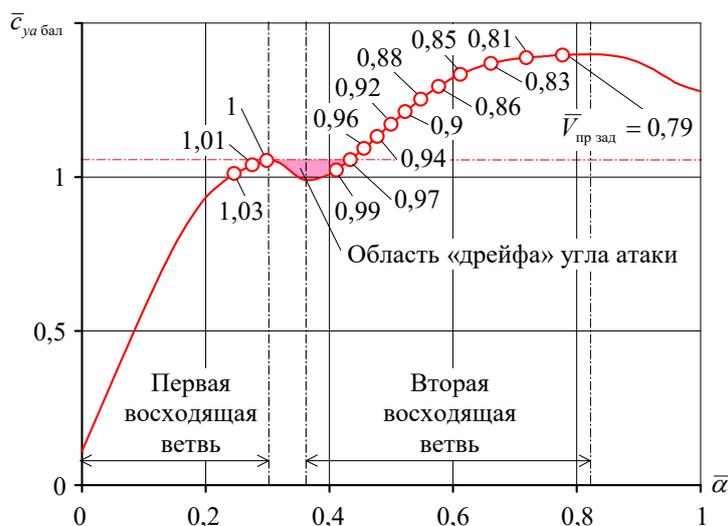


Рис. 5. Условия «зависания» на заданных значениях приборной скорости
Fig. 5. Conditions for “holding” at the given values of the indicated speed

ния угла атаки и $c_{ya\text{ бал}}$, соответствующие различным относительным значениям $\bar{V}_{\text{пр зад}}$, при попытке «зависнуть» на значении $c_{ya\text{ бал}}$, превышающем первый максимум, самолет неуправляемо проходит через область $c_{ya\text{ бал}}^\alpha < 0$ до балансировки на второй восходящей ветви зависимости $c_{ya\text{ бал}}(\alpha)$, в том числе при значении $c_{ya\text{ бал}}$, меньшем первого максимума. Далее указанное неуправляемое прохождение будет называться «дрейфом» угла атаки. Во избежание аналогичного явления при превышении второго максимума (см. рис. 1) минимально возможное заданное относительное значение приборной скорости установлено равным $\bar{V}_{\text{пр зад}} = 0,79$.

Графики переходных процессов при «зависании» на различных заданных значениях приборной скорости, полученные в стендовых исследованиях, приведены на рис. 6. При этом темп торможения снижается от максимального до нулевого значения за 3,5 % до $\bar{V}_{\text{пр зад}}$ (верхний график). Видно, что при $\bar{V}_{\text{пр зад}} = 0,99$ самолет попадает в диапазон углов атаки, соответствующий $c_{ya\text{ бал}}^\alpha < 0$ (см. выше), и медленно проходит его до ба-

лансировочного значения (средний график). Таким образом, в указанном случае «дрейф» угла атаки протекает наиболее отчетливо, а балансировка происходит при значении $c_{ya\text{ бал}}$, меньшем первого максимума. Другие значения $\bar{V}_{\text{пр зад}}$ соответствуют «зависанию» по скорости вне области возникновения «дрейфа» угла атаки. В этих случаях угол атаки достаточно быстро достигает балансировочного значения, а при пересечении области $c_{ya\text{ бал}}^\alpha < 0$ его «дрейф» практически незаметен из-за своей быстротечности (см. рис. 6 – графики переходных процессов при $\bar{V}_{\text{пр зад}} = 0,97$ и $0,96$).

Кроме того, характер изменения угла отклонения стабилизатора при «зависании» на второй восходящей ветви зависимости $c_{ya\text{ бал}}(\alpha)$ существенно отличается от наблюдаемого на первой восходящей ветви. Это проявляется прежде всего в увеличении максимальной скорости перекладки $|\dot{\varphi}_{\text{ст}}|_{\text{max}}$ с уменьшением $\bar{V}_{\text{пр зад}}$ (рис. 6, нижний график). Для каждого значения $\bar{V}_{\text{пр зад}}$ из отмеченных маркерами на рис. 5 выполнялись три зачетных режима с определением величины $|\dot{\varphi}_{\text{ст}}|_{\text{max}}$, итоговое значение которой является средним

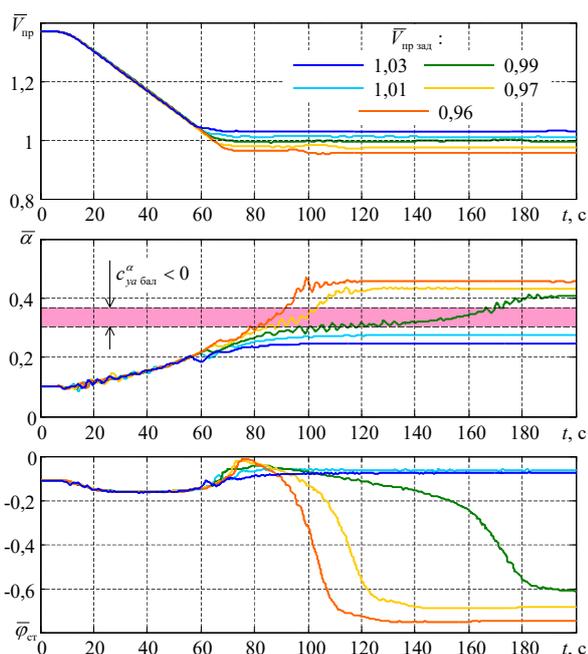


Рис. 6. Переходные процессы при «зависании» на различных заданных значениях приборной скорости

Fig. 6. Transition processes during “holding” at various given values of the indicated speed

арифметическим по результатам этих режимов. Соответствующая зависимость приведена на рис. 7; здесь полученные значения $\left| \dot{\varphi}_{ст} \right|_{max}$ отнесены к величине, характерной для современных магистральных самолетов (типа SSJ-100; см. [4]). Видно, что максимум указанной зависимости реализуется при $\bar{V}_{пр\ за д} = 0,85$, а все полученные значения не превышают $\left| \dot{\varphi}_{ст} \right|_{max} = 2$. Из рис. 7 следует также, что значения $\left| \dot{\varphi}_{ст} \right|_{max} \leq 1$ реализуются при $\bar{V}_{пр\ за д} \geq 1$, то есть без прохождения через область $c_{ya\ бал}^{\alpha} < 0$ (с учетом рис. 6), а для возможности «зависания» на второй восходящей ветви зависимости $c_{ya\ бал}(\alpha)$ требуется увеличение (в данном случае – удвоение) максимальной скорости перекладки стабилизатора.

Итак, путем стендового моделирования подтверждена эффективность использования горизонтальной директорной планки как для поддержания постоянного темпа торможения

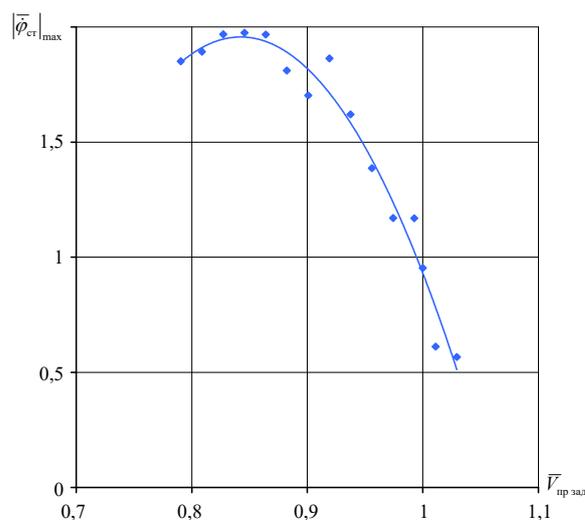


Рис. 7. Влияние заданной приборной скорости «зависания» на максимальное значение скорости перекладки стабилизатора

Fig. 7. The effect of the given indicated speed of “holding” on the maximum value of the stabilizer displacement velocity

перед сваливанием, так и для его уменьшения до нулевого при заданном значении приборной скорости («зависание» по скорости). Кроме того, использование скоростной перекладки стабилизатора приводит к существенному повышению точности поддержания заданного темпа торможения перед сваливанием по сравнению со случаем отсутствия такой перекладки. При этом может потребоваться увеличение максимальной скорости перекладки стабилизатора.

Динамический выход самолета на повышенные углы атаки

Согласно с [3] динамический выход самолета на повышенные (по сравнению с соответствующим первому максимуму зависимости $c_{ya\ бал}(\alpha)$; см. рис. 6) углы атаки осуществляется в такой последовательности:

1) торможение с постоянным темпом до $V_{пр\ за д}$; при этом используется скоростная пе-

рекладка стабилизатора, обеспечивающая более высокую точность поддержания темпа торможения (см. выше);

2) «зависание» при $V_{пр\ зад}$ с выходом угла атаки на установившееся значение (являющееся исходным $\alpha_{исх}$), после чего руль высоты оказывается в нейтральном положении, а стабилизатор останавливается на достигнутом угле (не обязательно на упоре; см. также рис. 6, нижний график) и производится ручное отключение его скоростной перекладки; это позволяет полностью использовать диапазон углов отклонения руля высоты на кабрирование;

3) энергичное движение рычагом управления по тангажу на кабрирование (при необходимости – до упора) и удержание его в таком положении до выхода угла атаки на новое установившееся значение $\alpha_{уст}$; при обработке полученного переходного процесса определяется также значение $\alpha_{забр}$ – максимально достигнутое в «забросе»;

4) отдача рычага управления по тангажу на пикирование, а после разгона со снижением – выведение самолета из пикирования с контролем угла атаки, нормальной перегрузки и запаса высоты.

Поскольку структура канала руля высоты соответствует резервному контуру системы управления (без функции защиты режимов полета; см. выше), то действия по пунктам 3 и 4 в основном соответствуют выполнению фигуры пилотажа «кобра Пугачева» на маневренном самолете типа Су-27 при отключении ограничителя предельных режимов по углу атаки [5]. Однако специфика проводимых исследований такова (см. ниже), что угол атаки уменьшается не сразу после достижения $\alpha_{забр}$, а с некоторой задержкой в области «штопорных» значений или в непосредственной близости к ним.

Графики переходного процесса при динамическом выходе самолета на повышенные углы атаки после «зависания» приведены на рис. 8. При этом относительная заданная приборная скорость для «зависания»

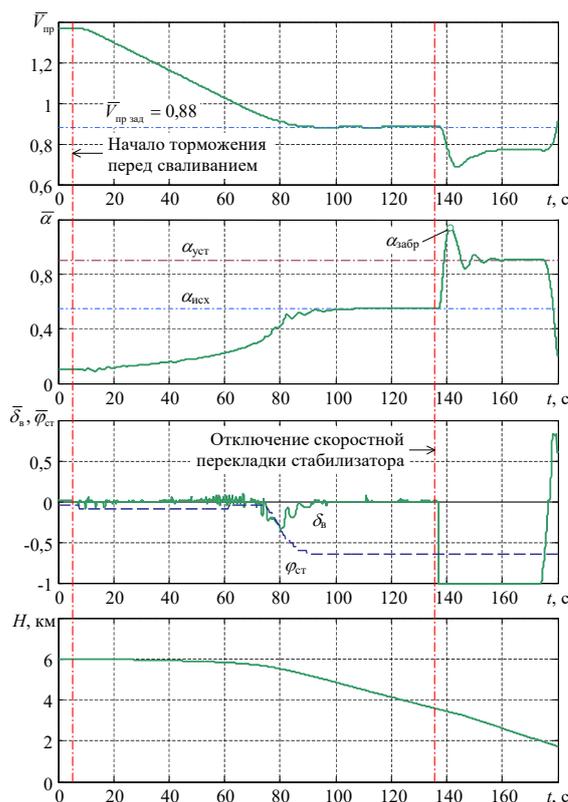


Рис. 8. Переходной процесс при динамическом выходе самолета на повышенные углы атаки после «зависания» на $\bar{V}_{пр\ зад} = 0,88$ с определением величины $\alpha_{уст}$

Fig. 8. Time history for aircraft dynamical reaching the increased angles of attack after “holding” at $\bar{V}_{i\ giv} = 0,88$ with the determination of the value of α_{steady}

$\bar{V}_{пр\ зад} = 0,88$. Видно, что величина $\varphi_{ст}$ остается постоянной с момента выхода на «зависание» за счет ручного отключения скоростной перекладки стабилизатора (см. выше), а характер изменения угла атаки аналогичен наблюдаемому при испытаниях в АДТ, когда модель самолета совершает колебания по тангажу (см., например, [7]). В процессе стендовых исследований для получения $\alpha_{уст}$ требовалось удерживать рычаг управления по тангажу на упоре до почти полного затухания колебаний угла атаки, что приводило к чрезмерной потере высоты.

При дальнейших исследованиях для сокращения потери высоты было принято до-

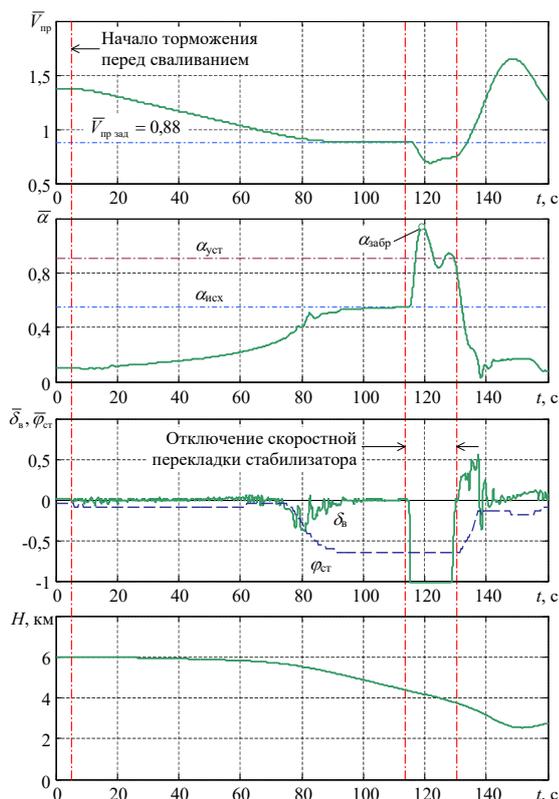


Рис. 9. Переходной процесс при динамическом выходе самолета на повышенные углы атаки после «зависания» на $\bar{V}_{\text{пр зад}} = 0,88$

Fig. 9. Time history for aircraft dynamical reaching the increased angles of attack after “holding” at $\bar{V}_{i \text{ giv}} = 0.88$

пущение, что промежуток времени между первыми двумя максимумами угла атаки в процессе колебаний (то есть их период) достаточен для возможности определения аэродинамических характеристик по итогам динамического выхода. Далее угол атаки уменьшается до значения ниже первого максимума $c_{y \text{ а бал}}$ (см. выше) и самолет выводится из снижения. При этом скоростная перекладка стабилизатора включается в момент первой постановки (с некоторой задержкой) рычага управления по тангажу в нейтральное положение. Графики такого переходного процесса приведены на рис. 9 (начальные условия – те же, что и для рис. 8).

Для каждого значения $\bar{V}_{\text{пр зад}}$ в диапазоне от 0,79 до 0,97 с шагом 0,018 (при соответствующих величинах $\alpha_{\text{исх}}$; см. рис. 5) выпол-

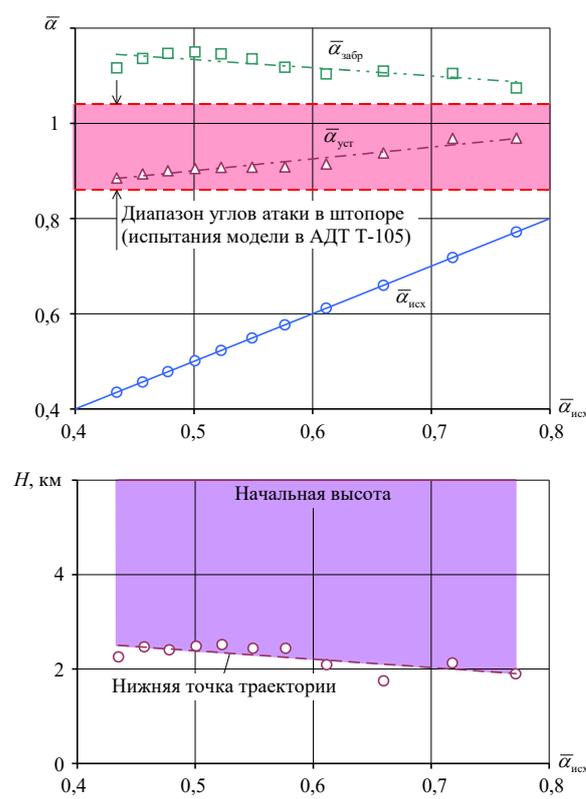


Рис. 10. Углы атаки, достигаемые в процессе динамического выхода, и потеря высоты за время режима

Fig. 10. The angles of attack achieved during dynamical approach, and the decrease in altitude during the mode

нялись три зачетных режима. Конкретные величины всех значений угла атаки, характерных для динамического выхода ($\alpha_{\text{исх}}$, $\alpha_{\text{уст}}$ и $\alpha_{\text{забр}}$), а также наименьшего значения высоты (то есть в нижней точке траектории) представляют собой средние арифметические по их результатам. На основании стендовых исследований удалось показать, что для рассмотренного самолета все достигнутые значения $\alpha_{\text{уст}}$ расположены внутри «штопорного» диапазона углов атаки (определяемого при испытаниях модели самолета в АДТ Т-105), а все $\alpha_{\text{забр}}$ – за верхним пределом указанного диапазона (рис. 10, верхний график). Это позволяет определять в полете аэродинамические характеристики во всем диапазоне углов атаки, в том числе при

«штопорных» величинах с возможностью их превышения. Кроме того, суммарная потеря высоты слабо зависит от $\alpha_{исх}$, а указанный запас высоты в нижней точке траектории (в среднем примерно 2 км) достаточен для безопасного выхода из снижения (рис. 10, нижний график).

Рассмотренный способ управления обеспечивает расширение диапазона углов атаки в процессе летных исследований за счет динамического выхода на максимально достижимый угол атаки при постановке руля высоты в нейтральное положение перед таким выходом и полным использованием диапазона углов его отклонения на кабрирование.

Устойчивость и управляемость самолета в боковом движении

При реальных летных исследованиях перечисленные выше действия летчика в продольном движении допустимы, если одновременно выполняются два условия применительно к боковому движению:

1) несимметричные составляющие моментов крена M_{x0} и рыскания M_{y0} , от которых зависит интенсивность сваливания [8], не превышают располагаемых эффективностей соответствующих органов управления в боковом канале. Они зависят от многих факторов (в том числе случайных) и, по оценке автора, могут определяться в полете при «зависании» по скорости (см. выше);

2) тенденция самолета к сваливанию с интенсивным боковым движением во всем достигаемом диапазоне углов атаки устраняется при помощи средств как аэродинамики, так и автоматики в соответствии с критериями, приведенными в работе [9]:

– условие боковой динамической устойчивости:

$$\sigma_{\beta} = m_y^{\beta} \cdot \cos \alpha + m_x^{\beta} \cdot \frac{I_y}{I_x} \cdot \sin \alpha < 0;$$

– условие прямой реакции по крену на отклонение элеронов (см. также [2]):

$$\left(\frac{\dot{\omega}_x}{\Delta \bar{M}_x(\delta_{\alpha})} \right)_{cp} = \frac{m_y^{\beta} - m_x^{\beta} \frac{m_y^{\delta_{\alpha}}}{m_x^{\delta_{\alpha}}}}{\sigma_{\beta}} > 0; \quad (1)$$

– условие сохранения демпфирования крена:

$$m_x^{\bar{\omega}_x} < 0;$$

– условие путевой устойчивости в полусвязанных осях:

$$m_{ye}^{\beta} = m_x^{\beta} \cdot \sin \alpha + m_y^{\beta} \cdot \cos \alpha < 0.$$

Обращение в нуль или изменение знака хотя бы одного из этих неравенств (первые три из них – главные) определяет появление тенденции самолета к сваливанию.

Задачей **второго** этапа исследований является определение характеристик боковой устойчивости и управляемости самолета (с учетом автоматизации системы управления) в диапазоне углов атаки, полученном на первом этапе. По рекомендациям работ [2, 4] в каналах руля направления и элеронов используются обычные позиционные алгоритмы автоматизации

$$\Delta \delta_{\alpha \text{ авт}} = K_{\omega_x} \omega_x + K_{\gamma} (\gamma - \gamma_{\text{зад}});$$

$$\Delta \delta_{\text{н авт}} = K_{\omega_y} \omega_y + K_{\beta} \beta - K_{\text{н/э}} \delta_{\alpha}.$$

В указанных выражениях K_{ω_x} , K_{ω_y} , K_{γ} , K_{β} , $K_{\text{н/э}}$ – передаточные коэффициенты; $\gamma_{\text{зад}}$ – заданный угол крена. При этом коэффициент перекрестной связи от элеронов к рулю направления определяется из условия координированного управления по крену [2]

$$K_{\text{н/э}}(\alpha) \approx \frac{m_y^{\delta_{\alpha}} + \frac{I_y}{I_x} \cdot \text{tg} \alpha \cdot m_x^{\delta_{\alpha}}}{m_y^{\delta_{\text{н}}} + \frac{I_y}{I_x} \cdot \text{tg} \alpha \cdot m_x^{\delta_{\text{н}}}}, \quad (2)$$

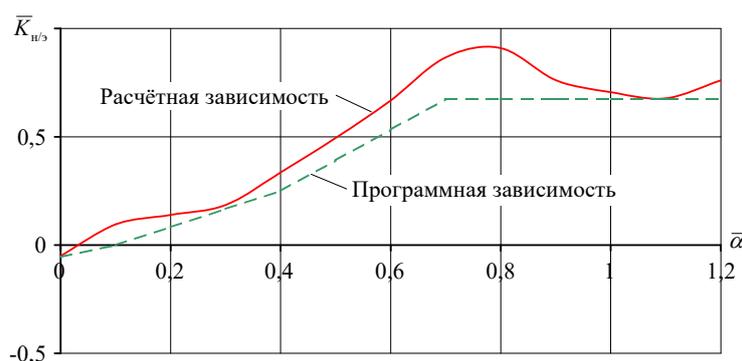


Рис. 11. Зависимости коэффициента перекрестной связи от элеронов к рулю направления от угла атаки
Fig. 11. The coefficient of cross-coupling between the ailerons and rudder as a function of angle of attack

а в процессе испытательных маневров, описанных выше, должно быть $\gamma_{\text{зад}} = 0$.

Для рассматриваемого самолета производные коэффициентов моментов крена и рыскания по углу отклонения руля направления отрицательны во всем диапазоне углов атаки. Поэтому рост передаточного коэффициента K_β будет приводить к повышению как поперечной, так и путевой устойчивости. Кроме того, программная зависимость $K_{n/3}(\alpha)$ должна представлять собой упрощенный вариант расчетной, определяемой по формуле (2), и при этом располагаться несколько ниже ее. Расчетная и программная зависимости $K_{n/3}(\alpha)$ приведены на рис. 11. Определим условия устранения тенденции самолета (для которого $I_y/I_x = 3,5$) к сваливанию с интенсивным боковым движением по критериям, требующим изменения K_β , то есть использования автомата путевой устойчивости.

Боковая динамическая устойчивость. Проведенные расчеты показали, что диапазон углов атаки, в котором реализуется $\sigma_\beta > 0$, уменьшается с ростом K_β и при некотором значении указанного передаточного коэффициента полностью исчезает (рис. 12, верхний график). При таком подходе потребная зависимость $K_\beta(\alpha)$ должна быть расположена за пределами области $\sigma_\beta > 0$. Это же обстоятельство относится к использованию других

критериев из вышеуказанных; рассмотрим их далее. При этом соответствующие координатные оси на всех графиках в составе рис. 12 имеют одинаковые диапазоны.

Реакция самолета по крену на отклонение элеронов. Перепишем формулу (1) в виде

$$\left(\frac{\dot{\omega}_x}{\Delta \bar{M}_x(\delta_3)} \right)_{\text{cp}} = \frac{\zeta_r}{\sigma_\beta m_x^{\delta_3}},$$

где

$$\zeta_r = m_y^\beta m_x^{\delta_3} - m_x^\beta m_y^{\delta_3}.$$

Поскольку обеспечение условия $\sigma_\beta < 0$ возможно при помощи обычного автомата путевой устойчивости, а во всем диапазоне углов атаки реализуется $m_x^{\delta_3} < 0$ (то и другое см. выше), то прямая реакция по крену на отклонение элеронов возможна при выполнении условия $\zeta_r > 0$ (см. также [2]). Области обратной реакции по крену на отклонение элеронов в координатах (K_β, α) при отсутствии перекрестной связи от элеронов к рулю направления и при наличии такой связи с программной зависимостью $K_{n/3}(\alpha)$ приведены на рис. 12 (средний график). Видно, что
– использование перекрестной связи от элеронов к рулю направления приводит к уменьшению как диапазона углов атаки,

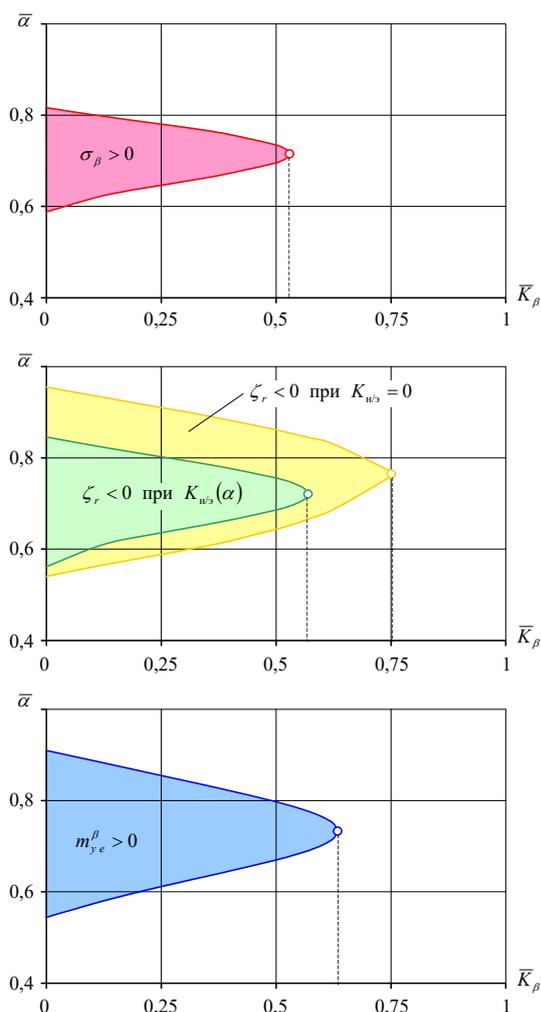


Рис. 12. Области возникновения тенденции к сваливанию с интенсивным боковым движением по различным критериям при использовании автомата путевой устойчивости

Fig. 12. Areas of tendency to stall accompanied by intense lateral motion for different criteria in case of yaw stability control automatic feature being applied

в котором реализуется обратная реакция по крену на отклонение элеронов, так и значения передаточного коэффициента K_β , при превышении которого такая реакция полностью исчезает;

– требуемое значение K_β обеспечивает боковую динамическую устойчивость $\sigma_\beta < 0$ (сравнить с верхним графиком в составе рис. 12).

Путевая устойчивость в полусвязанных осях. Расчеты, проведенные с использовани-

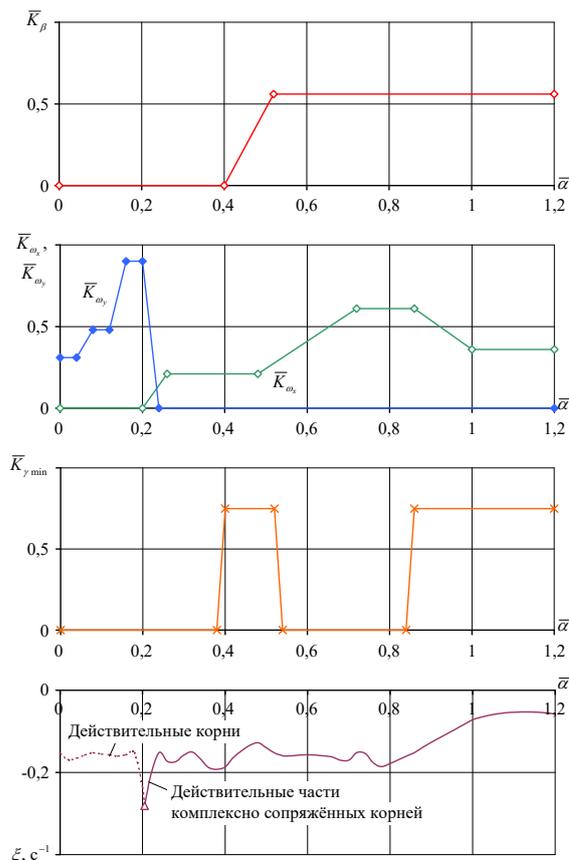


Рис. 13. Зависимости передаточных коэффициентов в поперечном и путевом каналах управления и действительных частей доминирующих корней уравнений бокового движения от угла атаки

Fig. 13. Gear coefficients in the lateral and directional control channels and the real parts of the dominant roots of the lateral motion equations as functions of angles of attack

ем этого критерия, показали, что область $m_{ye}^\beta > 0$ имеет вид, аналогичный двум предыдущим критериям (рис. 12, нижний график).

Суммарный анализ полученных областей, соответствующих появлению тенденции самолета к сваливанию по каждому из перечисленных критериев, показывает, что требуемое значение K_β должно быть не ниже наибольшего по всем трем критериям, а его постоянство – начинаться с угла атаки не выше наименьшего по нарушению хотя бы одного из вышеуказанных неравенств при $K_\beta = 0$ (все перечисленное – при наличии перекрестной связи от элеронов к рулю направления).

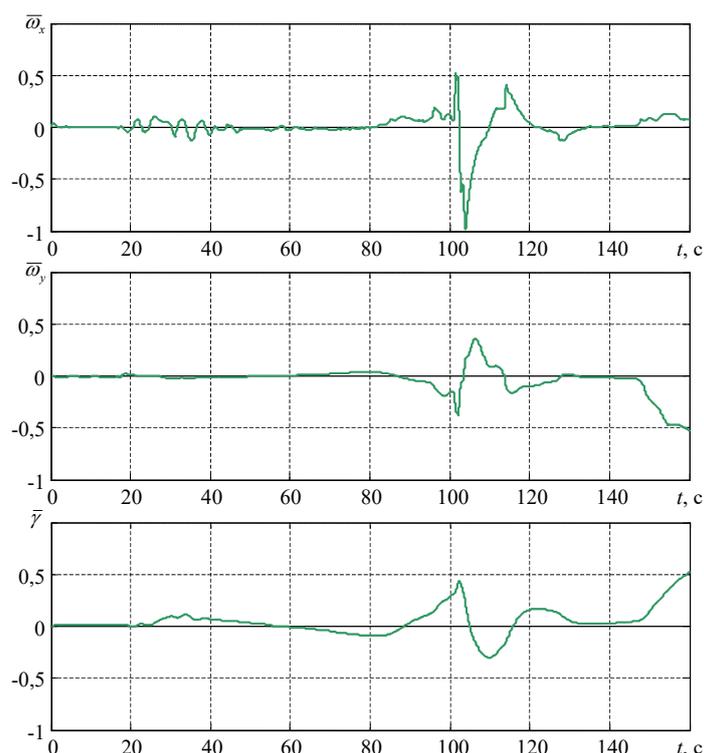


Рис. 14. Переходной процесс в боковом движении при динамическом выходе самолета на повышенные углы атаки после «зависания» на $\bar{V}_{пр зад} = 0,88$

Fig. 14. Time histories for lateral motion during aircraft dynamical reaching the increased angles of attack after “holding” at $\bar{V}_{i giv} = 0.88$

С учетом этого обстоятельства все значения передаточных коэффициентов подбирались из условия обеспечения времени затухания боковых колебаний (до 5 % начальной амплитуды; см. [2]) $t_{зат} \leq 20$ с, то есть действительный доминирующий корень (при апериодическом боковом движении) или действительная часть доминирующих комплексно сопряженных корней (при колебательном боковом движении) должны быть $\xi \leq -0,15$ с⁻¹. Указанная задача решалась для начальной высоты перед торможением для выхода на большие углы атаки (см. выше).

На рис. 13 приведены графики подобранных зависимостей K_β , K_{ω_x} , K_{ω_y} и $K_{\gamma min}$ от угла атаки. При этом в области больших углов атаки требуемое значение K_{ω_x} увеличивается, что в сочетании с реализацией условия $m_x^{\delta_3} < 0$ позволяет сохранять демпфирование крена. Кроме того, стабилизация

угла крена $\gamma_{зад} = 0$ (см. выше) включается летчиком вручную непосредственно перед выполнением маневра для выхода на большие углы атаки, а $K_{\gamma min}$ является наименьшей величиной K_γ из условия обеспечения заданных или максимально достижимых характеристик боковой устойчивости и управляемости. Указанные характеристики определяются действительными частями доминирующих корней уравнений бокового движения. Соответствующая зависимость от угла атаки приведена на нижнем графике в составе рис. 13. Из нее видно, что:

- при малых углах атаки доминирующие корни являются действительными, а при больших – комплексно сопряженными;
- величина действительных корней всегда $\xi \leq -0,15$ с⁻¹, а у комплексно сопряженных корней действительная часть (максимально достижимые значения) уменьшается с ростом угла атаки в области его больших величин.

Таким образом, существенное снижение затухания боковых колебаний в области углов атаки, соответствующих динамическому выходу, дополнительно указывает на кратковременность пребывания самолета в этой области (помимо фактора потери высоты; см. выше). Стендовое моделирование полного движения при динамическом выходе на большие углы атаки показало, что тенденция к сваливанию с интенсивным боковым движением отсутствует и при нулевой боковой несимметричности самолета возмущения по крену легко устраняются (рис. 14 – параметры бокового движения в том же переходном процессе, что и на рис. 9).

Заключение

1. Проведены стендовые исследования управляемого выхода неманевренного самолета на большие углы атаки, что обеспечивает возможность летных исследований продольных нестационарных аэродинамических характеристик во всем диапазоне этих углов, в том числе с превышением их значений, соответствующих режимам штопора.

2. Использование скоростной перекладки стабилизатора (с приводом, рассчитанным на регулирование скорости перекладки) в зависимости от отклонения рычага управления по тангажу позволяет повысить точность поддержания заданного темпа торможения перед сваливанием, а при динамическом выходе на повышенные углы атаки – полностью использовать диапазон углов отклонения руля высоты на кабрирование. При этом такая перекладка должна включаться или отключаться летчиком вручную. Кроме того, может потребоваться увеличение максимальной скорости перекладки по сравнению с приводом на серийном самолете.

3. Для обеспечения приемлемых характеристик боковой устойчивости и управляемости в каналах руля направления и элеронов могут использоваться обычные позиционные алгоритмы автоматизации. При этом устранение тенденции самолета к сваливанию с интенсивным боковым движением осуществ-

ляется с помощью автомата путевой устойчивости, в котором снижение потребного значения передаточного коэффициента возможно за счет перекрестной связи от элеронов к рулю направления.

Список литературы

1. Котик М.Г. Критические режимы сверхзвукового самолета (сваливание и штопор). М.: Машиностроение, 1967. 228 с.
2. Бюшгенс Г.С., Студнев Р.В. Аэродинамика самолета: Динамика продольного и бокового движения. М.: Машиностроение, 1979. 352 с.
3. Сверканов П.Л. Способ управления самолетом при выводе на большие углы атаки. Патент № RU 2761687 С1, МПК G05D 1/04, B64C 13/10: опубл.13.12.2021, 6 с.
4. Алешин Б.С. Системы дистанционного управления магистральных самолетов / Б.С. Алешин, С.Г. Баженов, Ю.И. Диденко, Ю.Ф. Шелюхин. М.: Наука, 2013. 292 с.
5. Блинов А.И. Особенности динамики самолета Су-27 при выполнении фигуры высшего пилотажа «кобра Пугачева» / А.И. Блинов, В.Б. Гутник, О.Г. Калибабчук, М.П. Симонов // Техника воздушного флота. 1990. № 2. С. 61–63.
6. Сверканов П.Л. Использование горизонтальной директорной планки при выполнении режимов торможения перед сваливанием // Техника воздушного флота. 2005. № 5. С. 25–28.
7. Глазков А.С., Жук А.Н., Храбров А.Н. Математическое моделирование нестационарных аэродинамических характеристик в условиях развития отрыва потока при автоколебаниях модели на динамической установке свободных колебаний по тангажу // Ученые записки ЦАГИ. 2008. Т. 39, № 4. С. 9–15.
8. Васильченко К.К. Летные исследования маневренного самолета на больших и сверхбольших углах атаки / К.К. Васильченко, В.И. Вид, И.П. Волк, В.П. Заборов, Л.Д. Лобас, Ю.В. Мандельбаум, В.Н. Четвергов // Техника воздушного флота. 1992. № 4-6. С. 10–19.

9. Дубов Ю.Б., Суханов В.Л., Тарасов А.З. Освоение больших углов атаки // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 1998. С. 58–68.

References

1. Kotik, M.G. (1967). Critical flight regimes of a supersonic aircraft (stall and spin). Moscow: Mashinostroyeniye, 228 p. (in Russian)

2. Byushgens, G.S., Studnev, R.V. (1979). Aircraft aerodynamics: Dynamics of longitudinal and lateral motion. Moscow: Mashinostroyeniye, 352 p. (in Russian)

3. Sverkanov, P.L. (2021). Method for aircraft control at large angles of attack. Patent RU no. 2761687 C1, IPC G05D 1/04, B64C 13/10: publ. December 13, 6 p. (in Russian)

4. Aleshin, B.S., Bazhenov, S.G., Didenko, Yu.I., Shelyukhin, Yu.F. (2013). Fly-by-wire control systems of long-range aircraft. Moscow: Nauka, 292 p. (in Russian)

5. Blinov, A.I., Gutnik, V.B., Kalibabchuk, O.G., Simonov, M.P. (1990). Specifics

of Su-27 dynamics while performing aerobatic maneuver “Pugachev cobra”. *Tekhnika vozdušnogo flota*, no. 2, pp. 61–63. (in Russian)

6. Sverkanov, P.L. (2005). Use of horizontal directional bar in the course of performing deceleration before stall. *Tekhnika vozdušnogo flota*, no. 5, pp. 25–28. (in Russian)

7. Glazkov, A.S., Zhuk, A.N., Khrabrov, A.N. (2008). Mathematical modeling of unsteady aerodynamic characteristics under conditions of flow separation development during auto-oscillations of the model detected on the dynamic rig for free pitch oscillations. *Uchenyye zapiski TSAGI*, vol. 39, no. 4, pp. 9–15. (in Russian)

8. Vasilchenko, K.K., Vid, V.I., Volk, I.P., Zaborov, V.P., Lobas, L.D., Mandelbaum, Yu.V., Chetvergov, V.N. (1992). In-flight research of maneuverable aircraft at high and super-high angles of attack. *Tekhnika vozdušnogo flota*, no. 4-6, pp. 10–19. (in Russian)

9. Dubov, Yu.B., Sukhanov, V.L., Tarasov, A.Z. (1998). Mastering high angles of attack. *Polet. Obshcherossiyskiy nauchno-tekhnicheskiy zhurnal*, pp. 58–68. (in Russian)

Сведения об авторе

Сверканов Павел Львович, научный сотрудник ЦАГИ, flight15@tsagi.ru.

Information about the author

Pavel L. Sverkanov, Research Engineer, Central Aerohydrodynamical Institute named after Professor N.E. Zhukovsky (TsAGI), flight15@tsagi.ru.

Поступила в редакцию	16.01.2025	Received	16.01.2025
Одобрена после рецензирования	24.03.2025	Approved after reviewing	24.03.2025
Принята в печать	22.05.2025	Accepted for publication	22.05.2025