

УДК 629.7.015.3

Методика исследования штопора самолета с использованием пилотажного стенда.

А.Ю. Воронин, Ю.Б. Дубов, М.В. Желонкин, Ю.Г. Живов, А.М. Поединок

Аннотация

Излагается методика наземного исследования характеристик штопора маневренного самолета, включающая испытание моделей в аэродинамических трубах, оценки качественными методами, математическое моделирование и эксперименты на неподвижном пилотажном стенде с участием летчиков. Формулируются рекомендации к программе специальных летных испытаний самолета на больших углах атаки, на сваливание и штопор.

Ключевые слова

штопор маневренного самолета; неподвижный пилотажный стенд

Штопор — это движение самолета по вертикальной нисходящей спирали малого радиуса при больших углах атаки, возникающее после потери скорости полета и сваливания.

В настоящей работе излагается сформировавшаяся в последнее время в ЦАГИ методика наземного исследования характеристик штопора высокоавтоматизированного маневренного самолета с использованием пилотажных стендов. Эти исследования носят, как правило, опережающий характер с целью выдачи рекомендаций по проведению специальных летных испытаний (ЛИ) на больших углах атаки, на сваливание и штопор, чтобы сделать эти исследования более целенаправленными и безопасными.

Наземные исследования штопора включает в себя следующие основные этапы.

– Создание математической модели аэродинамических характеристик (АХ) на основе данных исследований модели самолета в аэродинамической трубе (АДТ) Т-103 ЦАГИ методами вынужденных колебаний с малой и большой амплитудами для определения производных демпфирования и исследования нелинейных нестационарных

аэродинамических характеристик и в АДТ Т-105 ЦАГИ методом установившегося вращения и на свободный штопор.

– Анализ качественными методами нелинейной динамики возможных характеристик штопора и сравнение их с данными АДТ Т-105 на свободный штопор.

– Математическое моделирование свободного штопора и штопора самолета с системой улучшения устойчивости и управляемости (СУУ) и сравнение полученных данных с расчетными оценками и данными из АДТ. Уточнение банка АХ.

– Моделирование штопора на пилотажных стендах с отработкой мероприятий по повышению безопасности полета и методов вывода из штопора. Уточнение банка АХ при наличии материалов по характеристикам штопора из ЛИ.

– Анализ полученных данных и выдача рекомендаций для проведения специальных ЛИ на больших углах атаки, на сваливание и штопор.

Остановимся кратко на каждом из этих этапов.

Математическая модель аэродинамических характеристик самолета.

Обычный подход к созданию математической модели аэродинамики заключается в суммировании различных статических эффектов (влияние угла атаки, скольжения, углов отклонения органов управления) с динамическими эффектами, обусловленными, например, наличием угловых скоростей вращения.

На углах атаки, меньших угла атаки начала отрыва потока, эти динамические эффекты для самолетов обусловлены наличием демпфирования и находятся по экспериментам с вынужденными колебаниями модели в АДТ с малыми амплитудами по тангажу, крену и рысканию.

В этом случае аэродинамические характеристики могут быть представлены в виде:

$$\begin{aligned}
 c_y &= c_y(\alpha) + \Delta c_y(\alpha, \varphi_{ГО}), \\
 m_z &= m_z(\alpha) + (m_z^{\bar{\omega}_z} + m_z^{\bar{\alpha}})\bar{\omega}_z + \Delta m_z(\alpha, \varphi_{ГО}), \\
 c_z &= c_z^\beta \beta + c_z^{\bar{\omega}_x} \bar{\omega}_x + c_z^{\bar{\omega}_y} \bar{\omega}_y + c_z^{\bar{\beta}} \bar{\beta} + \Delta c_z(\alpha, \delta_\vartheta) + \Delta c_z(\alpha, \delta_\mu), \\
 m_x &= m_x^\beta \beta + m_x^{\bar{\omega}_x} \bar{\omega}_x + m_x^{\bar{\omega}_y} \bar{\omega}_y + m_x^{\bar{\beta}} \bar{\beta} + \Delta m_x(\alpha, \delta_\vartheta) + \Delta m_x(\alpha, \delta_\mu), \\
 m_y &= m_y^\beta \beta + m_y^{\bar{\omega}_x} \bar{\omega}_x + m_y^{\bar{\omega}_y} \bar{\omega}_y + m_y^{\bar{\beta}} \bar{\beta} + \Delta m_y(\alpha, \delta_\vartheta) + \Delta m_y(\alpha, \delta_\mu),
 \end{aligned} \tag{1}$$

где $\bar{\omega}_x, \bar{\omega}_y, \bar{\omega}_z$ — безразмерные составляющие угловой скорости движения самолета в связанной системе координат.

Модели вида (1) применимы к движению самолета на углах атаки, меньших критического, и хорошо зарекомендовали себя на практике. Однако анализ случаев выхода самолета на закритические углы атаки показал, что для этих режимов значительное влияние на динамику самолета оказывают эффекты интенсивного вращения. В связи с этим возникает необходимость в дальнейшем уточнение модели (1).

Для этого используется следующий подход. Предполагается, что экспериментальные данные, полученные в двух различных типах эксперимента (вынужденные колебания и коническое вращение самолета относительно вектора скорости), могут быть векторно объединены для описания произвольного движения самолета на больших углах атаки.

В этом случае вектор установившейся угловой скорости вращения относительно скорости полета можно выразить через составляющие угловых скоростей в связанной системе координат следующим образом:

$$\Omega_a = \omega_x \cos \alpha \cos \beta - \omega_y \sin \alpha \cos \beta + \omega_z \sin \beta. \quad (2)$$

Колебательные же составляющие угловой скорости вращения тогда выражаются через составляющие угловых скоростей в связанной системе координат как:

$$\begin{aligned} \omega_{xBK} &= \omega_x - \Omega_a \cos \alpha \cos \beta, \\ \omega_{yBK} &= \omega_y + \Omega_a \sin \alpha \cos \beta, \\ \omega_{zBK} &= \omega_z - \Omega_a \sin \beta. \end{aligned} \quad (3)$$

Таким образом, математическая модель (1) для больших углов атаки с учетом соотношений (2) и (3) может быть записана в виде:

$$\begin{aligned} c_x &= c_x(\alpha, \beta, \Omega_a) + \Delta c_x(\alpha, \varphi_{ГО}) + \Delta c_x(\alpha, \delta_3) + \Delta c_x(\alpha, \delta_n), \\ c_y &= c_y(\alpha, \beta, \Omega_a) + \Delta c_y(\alpha, \varphi_{ГО}), \\ m_z &= m_z(\alpha, \beta, \Omega_a) + \tilde{m}_z^{\bar{\omega}_z}(\alpha) \bar{\omega}_{zBK} + \Delta m_z(\alpha, \varphi_{ГО}), \\ c_z &= c_z(\alpha, \beta, \Omega_a) + \Delta c_z(\alpha, \delta_3) + \Delta c_z(\alpha, \delta_n), \\ m_x &= m_x(\alpha, \beta, \Omega_a) + \tilde{m}_x^{\bar{\omega}_x}(\alpha) \bar{\omega}_{xBK} + \tilde{m}_x^{\bar{\omega}_y}(\alpha) \bar{\omega}_{yBK} + \Delta m_x(\alpha, \delta_3) + \Delta m_x(\alpha, \delta_n), \\ m_y &= m_y(\alpha, \beta, \Omega_a) + \tilde{m}_y^{\bar{\omega}_x}(\alpha) \bar{\omega}_{xBK} + \tilde{m}_y^{\bar{\omega}_y}(\alpha) \bar{\omega}_{yBK} + \Delta m_y(\alpha, \delta_3) + \Delta m_y(\alpha, \delta_n), \end{aligned} \quad (4)$$

где

$$\tilde{m}_z^{\bar{\omega}_z}(\alpha) = m_z^{\bar{\omega}_z} + m_z^{\bar{\alpha}},$$

$$\tilde{m}_x^{\bar{\omega}_x}(\alpha) = m_x^{\bar{\omega}_x} + m_x^{\bar{\beta}} \sin \alpha,$$

$$\tilde{m}_x^{\bar{\omega}_y}(\alpha) = m_x^{\bar{\omega}_y} + m_x^{\bar{\beta}} \cos \alpha,$$

$$\tilde{m}_y^{\bar{\omega}_x}(\alpha) = m_y^{\bar{\omega}_x} + m_y^{\bar{\beta}} \sin \alpha,$$

$$\tilde{m}_y^{\bar{\omega}_y}(\alpha) = m_y^{\bar{\omega}_y} + m_y^{\bar{\beta}} \cos \alpha.$$

Нелинейные зависимости от $(\alpha, \beta, \Omega_a)$ в выражениях (4) и эффективности органов управления берутся из результатов испытаний на установках Ш-4 и Ш-5 в АДТ Т-105. Данные для углов атаки $\alpha < 40^\circ$ дополняются по результатам более подробных испытаний модели в Т-103.

Численные оценки характеристик штопора и сравнение их с материалами АДТ

Экспериментальные исследования штопора в АДТ Т-105. В процессе выполнения испытаний динамически подобных моделей самолета в АДТ Т-105 на Ш-4, Ш-5 исследуются аэродинамические характеристики самолета с различными вариантами подвесок, с отклоненной и не отклоненной механизацией, при различных положениях рулей, центровок и т.п. На свободно штопорящей модели для тех же конфигураций исследуются режимы правого и левого штопоров и следующие методы вывода самолета из режима установившегося штопора [1]:

1-й — все органы управления в нейтральное положение. Этот метод далеко не всегда обеспечивает надежный выход самолета из полученных режимов;

2-й — элероны и стабилизатор в нейтральное положение, руль направления против штопора;

3-й — отклонение руля направления полностью против штопора, элеронов — в нейтральное положение и через 0,5...1,0 виток, стабилизатор — на пикирование.

4-й — руль направления — полностью против штопора, элероны — полностью по штопору, через 0,5...1,0 виток стабилизатор — на пикирование.

5-й — нестандартный метод: руль направления — против штопора, элероны — по штопору, стабилизатор — полностью на кабрирование и после остановки вращения — в нейтральное положение. Этот метод применяется, как правило, при сильном вращении.

Согласно существующим требованиям самолеты-истребители, принятые на вооружение и эксплуатируемые в частях, должны выходить из штопора либо 1-м, либо 2-м методом.

Отметим, что отклонения органов управления модели в АДТ при выводе из режима штопора осуществляется со скоростью, существенно превышающей реальную скорость отклонения органов управления на самолете.

По результатам испытаний в АДТ определяются средние характеристики штопоров, такие как угол атаки, угловая скорость, время одного витка, скорость снижения и углы отклонения рулей, при которых эти режимы реализуются.

Анализ нелинейной динамики самолета качественными методами. На основании созданной математической модели аэродинамических характеристик формируется система нелинейных дифференциальных уравнений движения самолёта. Определяются стационарные решения и характеристики их устойчивости [2].

По результатам расчетов определяются режимы устойчивого штопора в широком диапазоне высот полета и углов отклонения органов управления, в том числе при отклонениях имевших место при испытаниях модели в АДТ.

Важно также то, что качественные методы дают возможность определить другие возможные реализации устойчивых режимов штопора, которые не были получены в АДТ.

Сравнение результатов математического моделирования установившегося штопора с результатами испытаний в АДТ-105. Целью сравнительного анализа режимов установившегося штопора, полученных в аэродинамической трубе Т-105 и с помощью математического моделирования является уточнение математической модели самолёта. В качестве примера рассматривается режим левого штопора, полученный при испытаниях модели в Т-105 и приведенный на рис. 1.

Вывод из этого режима был осуществлен только 4-м методом с полным отклонением стабилизатора на пикирование, руля направления — против штопора, элеронов — по штопору.

При математическом моделировании данного режима штопора для получения приемлемого совпадения его характеристик с соответствующими характеристиками, полученными при испытании модели самолёта в АДТ Т-105, в аэродинамической модели

продольного и бокового движений потребовалась незначительная коррекция, главным образом, "нулевых" (т.е. при $\beta = 0$) моментов крена Δm_{x0} и рыскания Δm_{y0} .

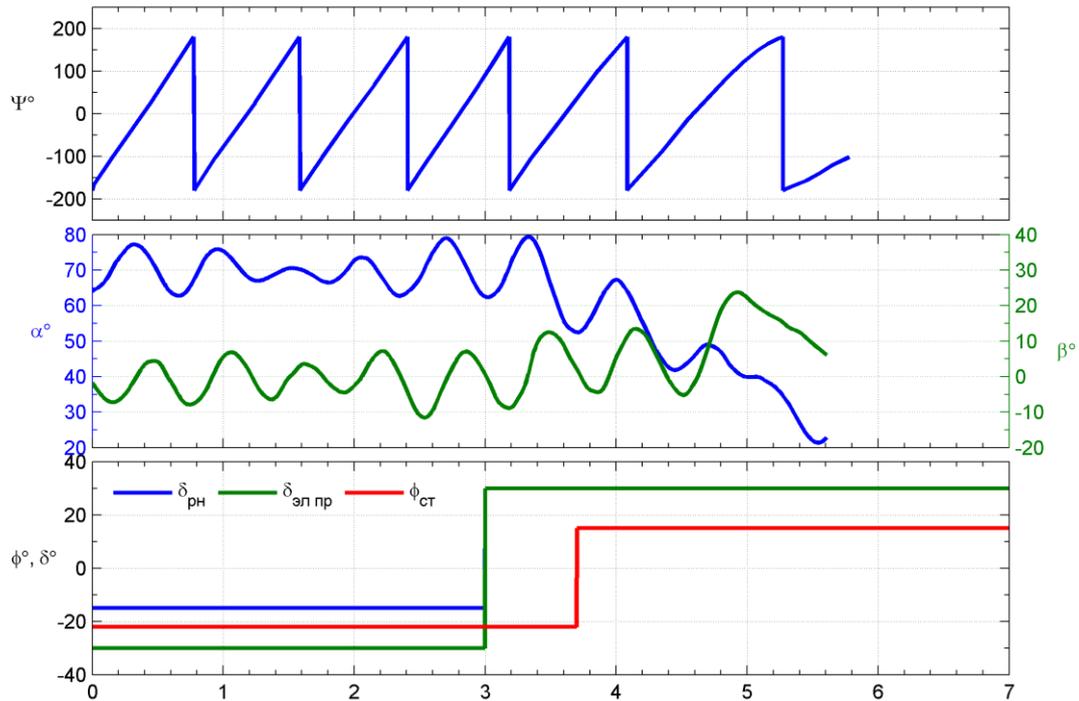


Рис. 1. Пример левого штопора в Т-105

Результаты математического моделирования рассматриваемого варианта штопора проиллюстрированы на рис. 2.

Из сравнения рис. 1 и рис. 2 видно, что переходные процессы, полученные при математическом моделировании и в АДТ-105, близки; при отклонении руля направления против штопора, стабилизатора на пикирование, элеронов по штопору режим штопора прекращается.

Таким образом, созданная математическая модель динамики самолета на больших углах атаки позволяет моделировать режимы штопора, полученные в АДТ Т-105.

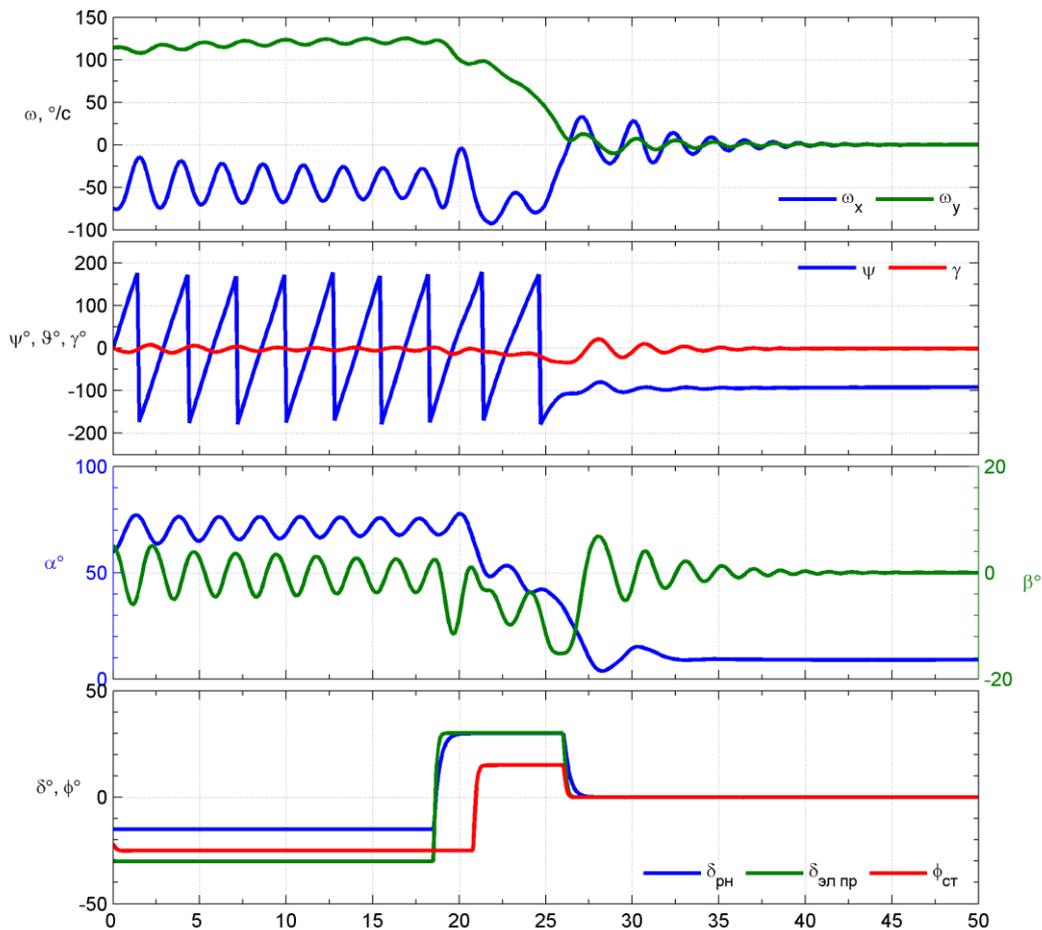


Рис. 2. Математическое моделирование штопора

Уточнение математической модели по результатам ЛИ. В тех редких случаях, когда экспериментальный самолет попадает в штопор случайно, т.е. еще до проведения специальных ЛИ, появляется уникальная возможность сравнить результаты моделирования по определению характеристик штопора, полученных с использованием созданной математической модели, с характеристиками реального штопора.

Из рис. 3 приведены некоторые параметры штопора, в который один из маневренных самолетов попал непреднамеренно при выполнении полетов по оценке допустимых углов атаки. Видно, что вход в штопор происходит на угле атаки $\alpha \approx 28^\circ$ и характеризуется резким увеличением скоростей крена и рыскания.

С целью выяснения причин этого явления было проведено математическое моделирование начального участка входа в штопор — сваливания — на основе имевшихся к тому времени математической модели аэродинамики самолета с алгоритмами СУУ, реализованными на борту.

Отметим, что в АДТ-105 ввод в штопор не моделируется.

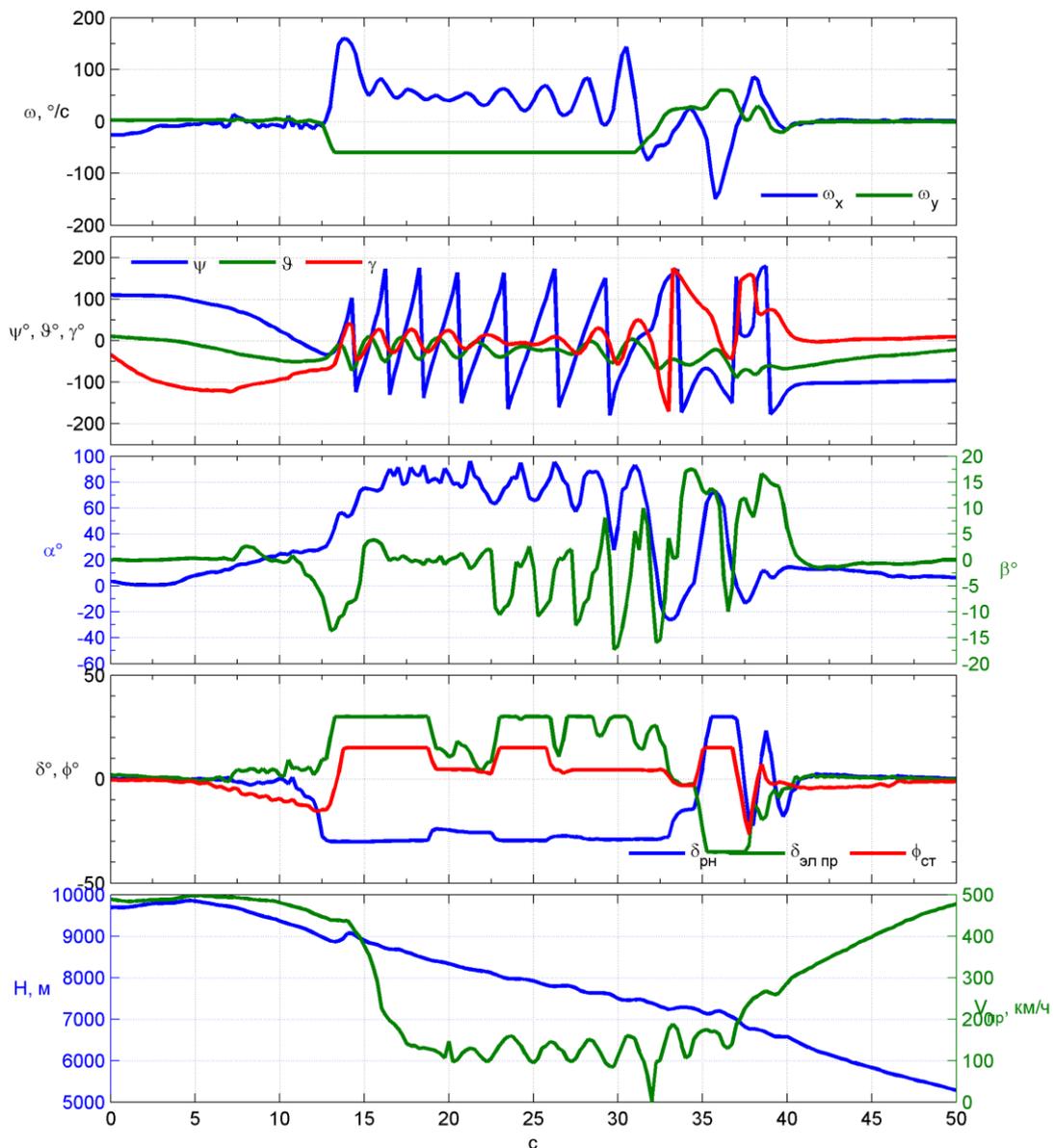


Рис. 3. Летные записи параметров штопора самолета

Из анализа материалов полета было предположено, что причиной резкого увеличения скоростей крена ($\omega_x \text{ max} \approx 160^{\circ}/с$) и рыскания ($\omega_y \text{ max} \approx 180^{\circ}/с$) явилось возникновение больших "нулевых" коэффициентов моментов крена m_{x0} и рыскания m_{y0} из-за срыва потока на правом полукрыле.

В соответствие с этим были вновь подобраны и введены в математическую модель аэродинамики поправки на эти коэффициенты, результирующий характер изменения которых по углу атаки показан на рис. 4.

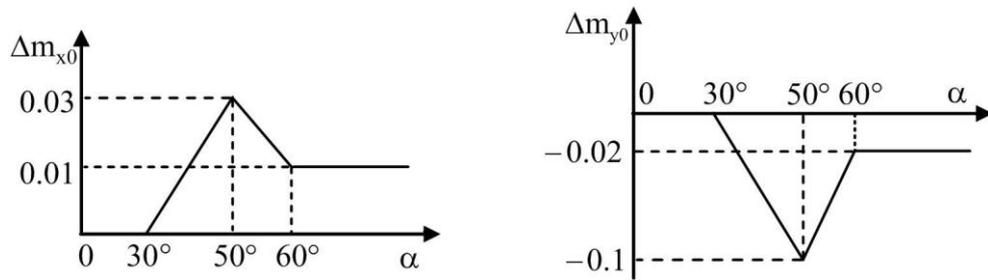


Рис. 4. Поправки к коэффициентам "нулевых" моментов крена и рыскания по летным данным.

Также было проведено дальнейшее уточнение основных аэродинамических характеристик продольного и бокового движения (рис. 5).

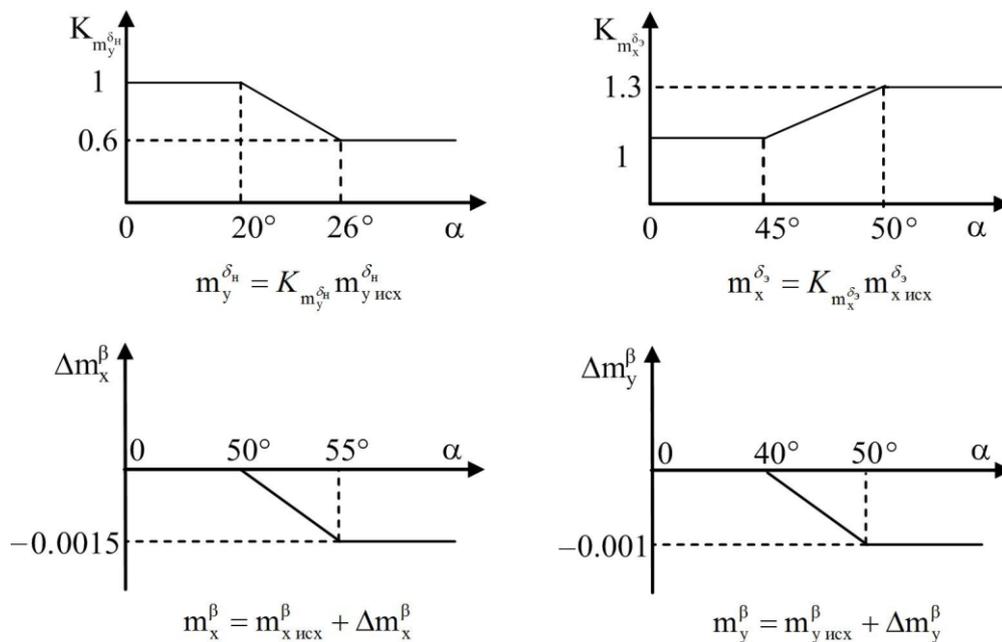


Рис. 5. Поправки к аэродинамическим характеристикам по летным данным.

Выполненная коррекция аэродинамических характеристик позволила при математическом моделировании получить близкое к реальному полету изменение параметров движения самолета в штопоре на начальной стадии его развития и при выводе из установившегося режима (рис. 6).

Из переходных процессов, представленных на рис. 6, видно, что при отклонении органов управления, имевших место в реальном полете, режим штопора прекращается, и самолет выходит в эксплуатационную область углов атаки.

Полученная в результате этих исследований математическая модель аэродинамических характеристик была принята в качестве окончательной и использовалась в дальнейшем при моделировании на пилотажном стенде различных видов штопоров и оценке мероприятий по выводу из них.

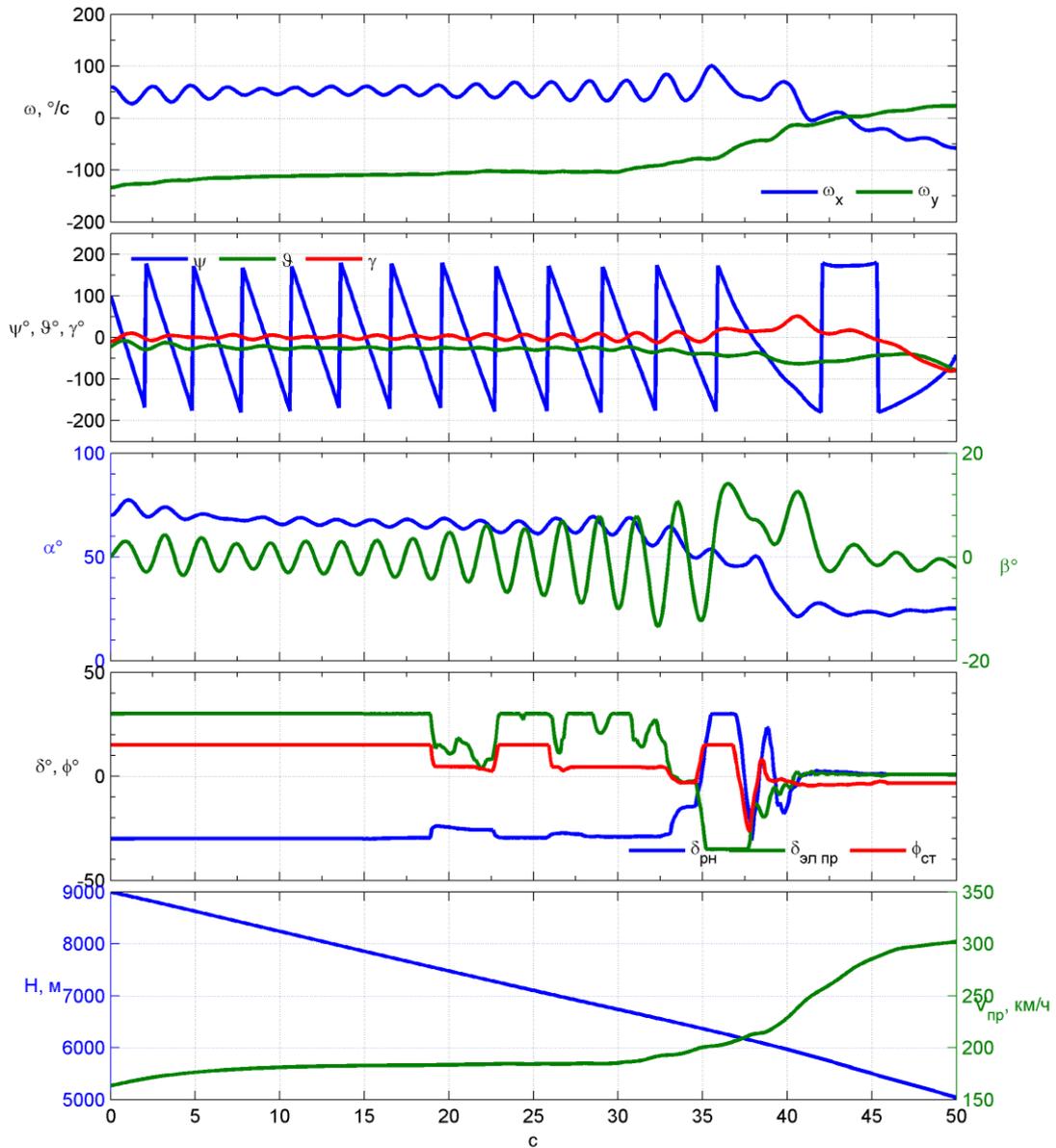


Рис. 6. Моделирование установившегося штопора и процесса вывода из него

Сравнительная оценка эффективности специальных методов вывода из режима штопора

Ранее, в работах [3, 4], рассматривались методы предотвращения попадания в сваливание и штопор посредством использования противоштопорного парашюта и релейного автомата пути.

В данной работе в качестве специальных средств вывода самолета из режима штопора исследуются «разнотяг» двигателей (РТ) и противоштопорные ракеты (ПШР). Эффективность этих средств оценивается по их влиянию на изменение (уменьшение) величины скорости рыскания за одинаковое время действия.

Для сравнения эффективности двух ПШР с эффективностью аэродинамических органов управления, получим величину коэффициента момента рыскания, создаваемого ракетами:

$$\Delta m_{y \text{ пшр}} = \frac{\Delta M_{y \text{ пшр}}}{qSl} = 2 \frac{R_{cp} L_{\text{пшр}}}{qSl},$$

где q — скоростной напор, S, l — площадь и размах крыла самолета, I_y — момент инерции самолета относительно оси ОУ, R_{cp} и $L_{\text{пшр}}$ — тяга ПШР и расстояние от ракеты до оси ОУ.

Изменение угловой скорости рыскания $\Delta \omega_{y \text{ пшр}}$ за время работы противоштопорных ракет может быть оценено следующим образом:

$$\Delta \omega_{y \text{ пшр}} = \frac{\Delta \bar{M}_{y \text{ пшр}}}{\bar{M}_y^{\omega_y}} [1 - \exp(\bar{M}_y^{\omega_y} t_{\text{пшр}})],$$

где $\bar{M}_y^{\omega_y} = m_y^{\omega_y} \frac{1}{2V} \frac{qSl}{I_y}$, $\Delta \bar{M}_{y \text{ пшр}} = \frac{\Delta M_{y \text{ пшр}}}{I_y}$, V — скорость самолёта, $m_y^{\omega_y}$ — коэффициент момента демпфирования рыскания, $t_{\text{пшр}}$ — среднее время работы ПШР.

Оценка эффективности ПШР — величины уменьшения угловой скорости рыскания при различных высотах полёта — дается в таблице (1).

Оценка эффективности ПШР

(1)

Высота полёта, м	2000	5000	10000
$\Delta m_{y \text{ пшр}}$	0,066		
$\Delta \omega_{y \text{ пшр}}, ^\circ/\text{с}$	85	89	94

Результаты математического моделирования показывают, что данная оценка выполняется достаточно точно.

Если рассматриваемый самолёт оснащён несколькими двигателями, то момент рыскания, необходимый для вывода из штопора, можно создавать также следующим

образом: двигателям, расположенных по одному борту, задать режим работы "Малый газ", а двигателям противоположного борта — "Максимал" (т.н. "разнотяг" двигателей). Соответствующие оценки величин $\Delta m_{y_{PT}}$ и $\Delta \omega_{y_{PT}}$ за время, равное времени действия ПШР $t_{ПШР} = 3$ с, приведены в таблице (2).

Оценка эффективности РТ (2)

Высота полёта, м	2000	5000	10000
$\Delta m_{y_{PT}}$	0,020	0,014	0,005
$\Delta \omega_{y_{PT}}, \text{ } ^\circ/\text{с}$	26	19	7

Как видно из таблицы (2), эффективность РТ значительно уступает эффективности ПШР.

Оценка эффективности рассмотренных методов вывода была выполнена применительно к полученным в АДТ Т-105 режимам левых штопоров с максимальной скоростью вращения $2,5 \text{ с}^{-1}$.

Оказалось, что в этом случае самолет с СУУ, работающей в штатном режиме, не выводится из режима штопора даже при одновременном применении метода N4 и ПШР (рис. 7). Выйти из штопора такой интенсивности позволяет только переход на режим СУУ «Прямая связь», и совместное применение метода N4 и ПШР (рис. 8).

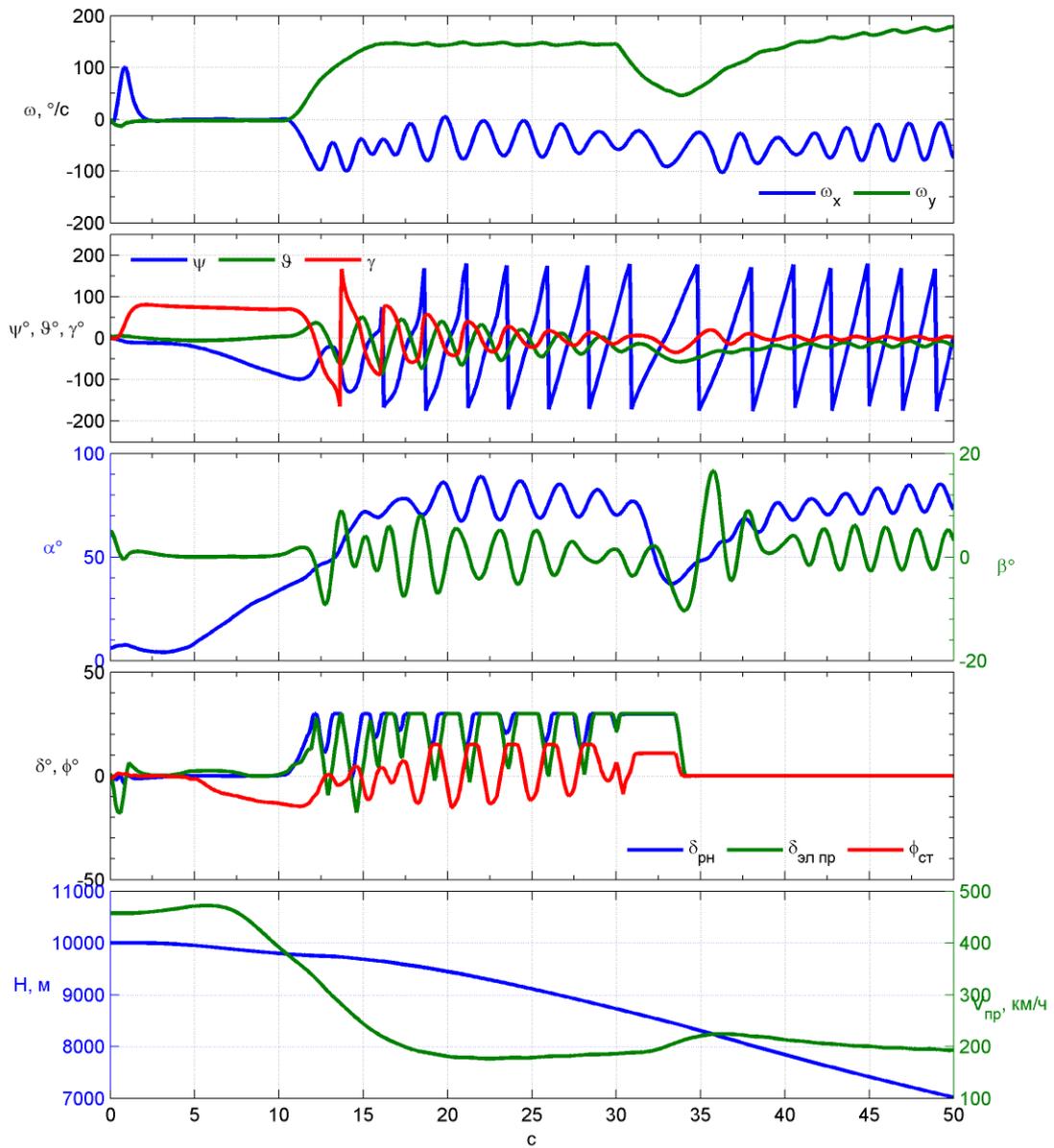


Рис. 7. Попытка вывода из штопора самолета с СУУ в штатном режиме методом N4 и ПШР

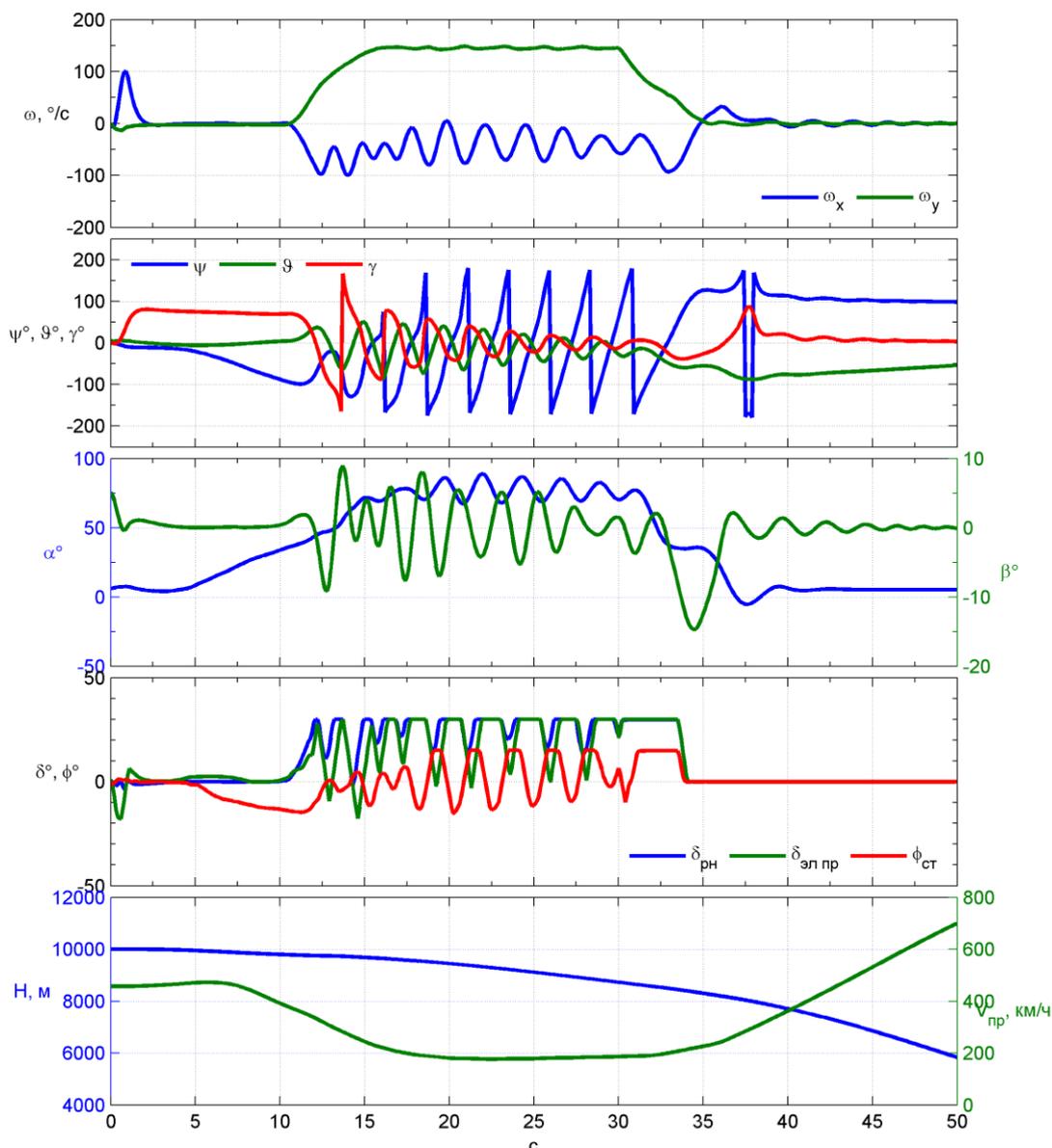


Рис. 8. Вывод самолета из штопора с СУУ в режиме "Прямая связь" методом N4 и ПШР

Исследование штопора самолета с СУУ на неподвижном пилотажном стенде ПС-10М

Обоснование возможности использования неподвижного стенда для исследования штопора можно найти в работах [5, 6].

Неподвижный пилотажный стенд ПС-10М ЦАГИ (рис. 9) является универсальной исследовательской установкой, предназначенной для решения различных задач динамики полета с участием летчика-оператора, в том числе для исследования режимов больших углов атаки, сваливания и штопора.



Рис.9. Пилотажный стенд ПС-10М

В состав ПС-10М входят:

- вычислительный комплекс, состоящий из универсальных персональных компьютеров, ПО которого обеспечивает моделирование динамики пространственного движения самолета с системой управления;
- рабочее место оператора или летчика, представляющее собой макет кабины самолета, включающий информационно-управляющее поле кабины;
- пост управления с изменяемой загрузкой;
- широкоугольная многоканальная проекционная система визуализации, обеспечивающая практически круговой обзор;

Моделирования штопора на ПС-10М. На стенде было выполнена серия экспериментов с участием летчиков и операторов по оценке эффективности различных методов вывода, включая различные сочетания специальных мероприятий: ПШР и РТ и различных методов вывода с использованием аэродинамических органов управления.

Изменение параметров движения самолета в штопоре и при выводе из него методом N4 для режима работы СУУ «Прямая связь» иллюстрируется на рис. 10, 11, 12.

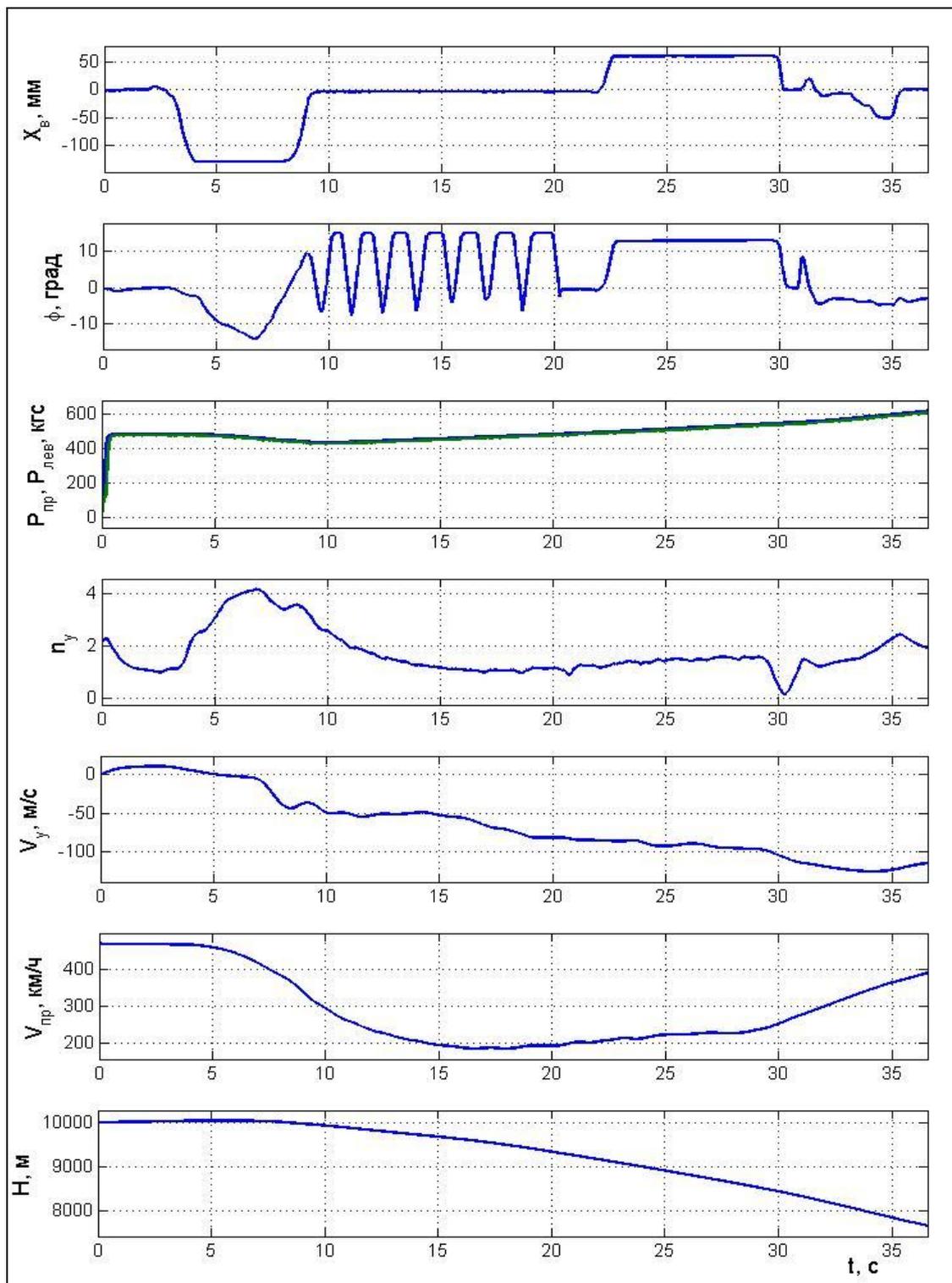


Рис. 10. Изменение параметров движения самолета при выводе из штопора методом N4, режим СУУ «Прямая связь» (продольный канал).

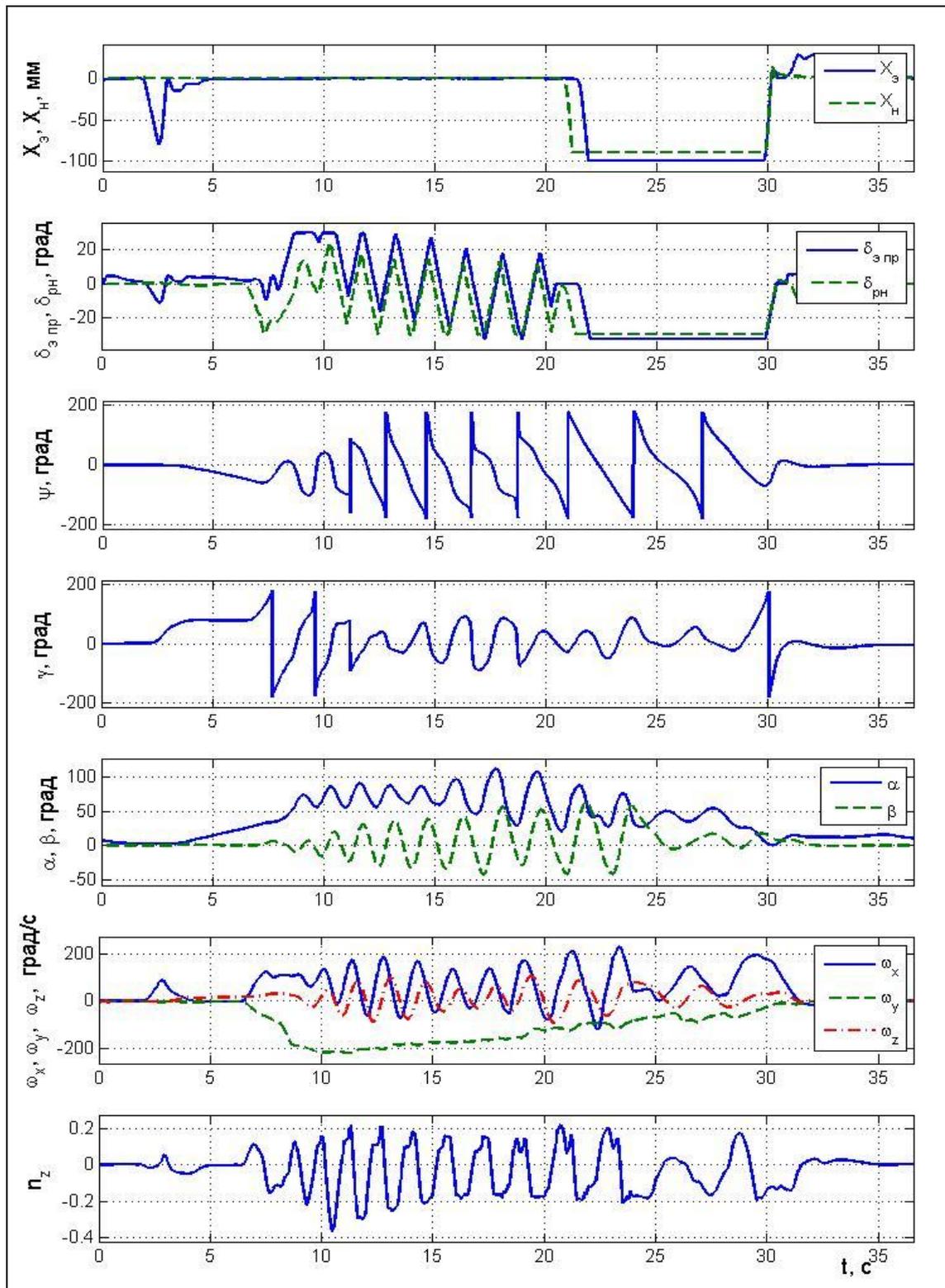


Рис. 11. Изменение параметров движения самолета при выводе из штопора методом N4, режим СУУ «Прямая связь» (боковой канал).

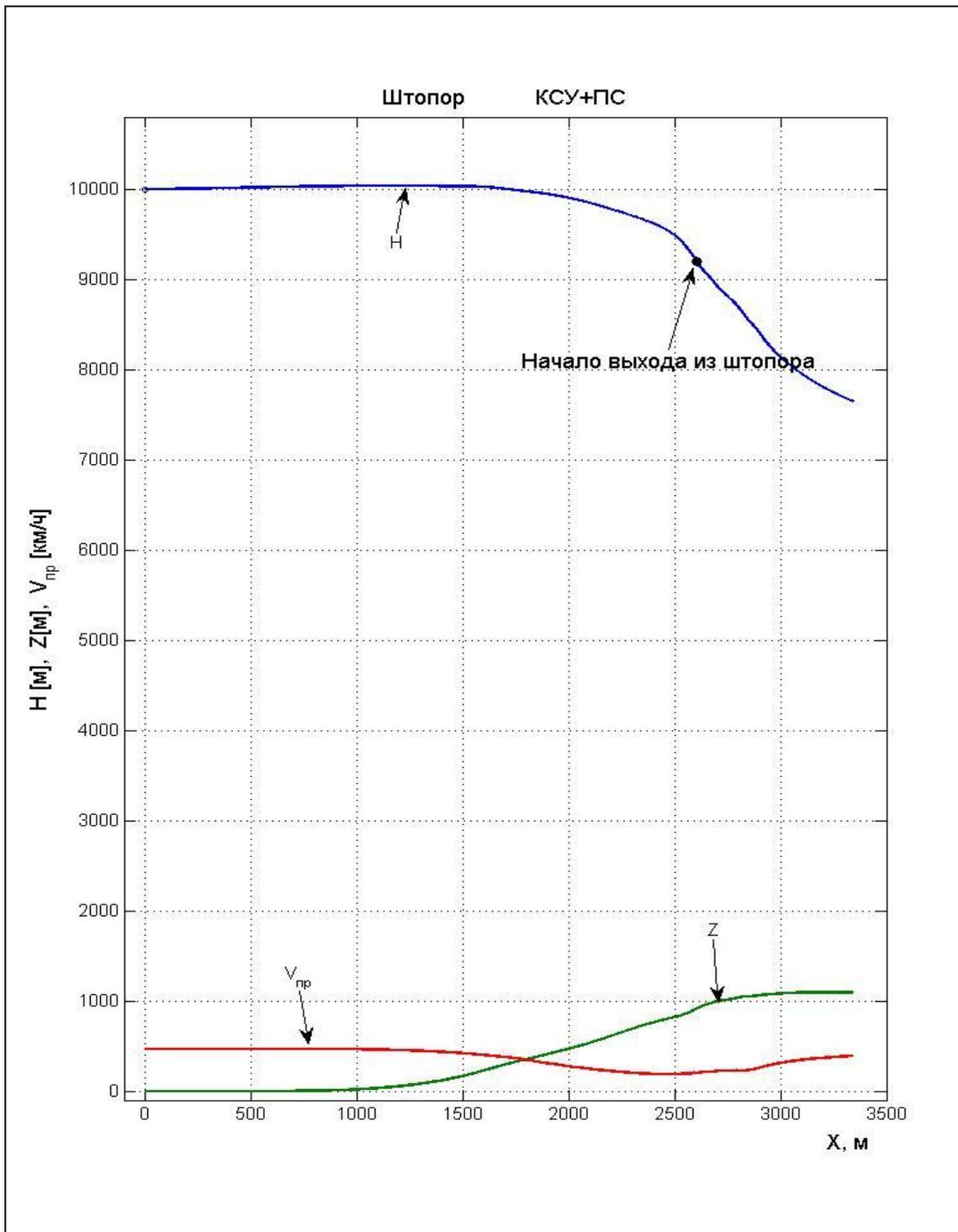


Рис. 12. Изменение параметров движения самолета при выводе из штопора методом N4, режим СУУ «Прямая связь»

Результаты анализа математического и стендового моделирования по оценке эффективности различных методов вывода самолета из режима штопора сведены в

таблицу (3), в которой знаку «+» соответствует выход самолета из штопора, знаку «-» — невыход.

Результаты анализа математического и стендового моделирования (3)

ω, c^{-1}	Штатный режим СУУ				Режим СУУ «Прямая связь»			
	N4	N4+PT	N4+ППШР	N4+PT+ППШР	N4	N4+PT	N4+ППШР	N4+PT+ППШР
2.5	-	-	-	+	-	-	+	+
2	-	-	+	+	-	+	+	+

Таким образом, моделирование штопора на пилотажном стенде с участием летчиков является заключительным этапом наземного исследования характеристик штопора и методов вывода из него, по результатам которого и с учетом материалов предыдущих этапов даются рекомендации к методике проведения специальных ЛИ на больших углах атаки.

Конкретная программа лётных испытаний на сваливание и штопор зависит от характеристик самолёта, но должна включать следующие основные этапы:

- уточнение аэродинамических характеристик самолёта на больших углах атаки;
- уточнение характеристик измерительного комплекса высотно-скоростных параметров, углов атаки и скольжения;
- обеспечение режима "Прямая связь" с возможностью полного отклонения органов управления по сигналам отклонений рычагов управления;
- оснащение самолёта противоштопорными ракетами.

Программа лётных испытаний на сваливание и штопор должна предусматривать в качестве начальных максимальные высоту полёта и запас продольной устойчивости с поэтапным их уменьшением после тщательного анализа результатов каждого этапа.

Библиографический список

1. **М.Г. Котик.** Динамика штопора самолёта. Москва, Машиностроение, 1976, 328 с.
2. **М.Г. Гоман, В.В. Гришин, Ю.Б. Дубов, Ю. В. Мандельбаум, Е.В. Милаш, В.А. Сыроватский, А.В. Храмцовский, В.И. Четвергов.** Расчет и моделирование штопора маневренного самолета. Труды ЦАГИ, 1989.
3. **Ю.Б. Дубов, Р.В. Студнев, В.М. Шibaев.** Исследования возможности вывода маневренного самолета из режима сваливания с использованием парашюта. Труды ЦАГИ, 1976.
4. **Ю.Б. Дубов, В.А. Сыроватский, Р.В. Студнев.** Исследование на пилотажном стенде мероприятий по предотвращению сваливания маневренного самолета средствами автоматики. Труды ЦАГИ, 1976.
5. **Г.С. Бюшгенс, Р.В. Студнев.** Динамика самолета. Пространственное движение. Москва, Машиностроение, 1983, 320 с.
6. **Е.А. Starh, I. M. Wilson.** Visual and motion simulation in energy maneuvering. AIAA Paper. N 73-934, 1973, 10 p.

Сведения об авторах

Воронин Александр Юрьевич, младший научный сотрудник НИО-15 ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского, e-mail: flight15@tsagi.ru

Дубов Юрий Борисович, ведущий научный сотрудник НИО-15 ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского, к.т.н., тел. +7 (495) 556-34-18, e-mail: flight15@tsagi.ru

Желонкин Михаил Владимирович, младший научный сотрудник НИО-15 ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского, e-mail: flight15@tsagi.ru

Живов Юрий Григорьевич, ведущий научный сотрудник НИО-15 ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского, к.т.н., e-mail: flight15@tsagi.ru

Поединок Александр Михайлович, ведущий инженер НИО-15 ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского, e-mail: flight15@tsagi.ru