

УДК 004.942

**Программно-моделирующий комплекс для полунатурного  
моделирования динамики маневренного самолета**

**Костин П.С.,\* Верещагин Ю.О.,\*\* Волошин В.А.\*\*\***

*Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е.Жуковского и  
Ю.А.Гагарина, ул. Старых Большевиков, 54а, Воронеж, 394064, Россия*

*\*e-mail: [texnnik@mail.ru](mailto:texnnik@mail.ru)*

*\*\*e-mail: [proartvrn@mail.ru](mailto:proartvrn@mail.ru)*

*\*\*\*e-mail: [vovanello-p.s90@yandex.ru](mailto:vovanello-p.s90@yandex.ru)*

**Аннотация**

На сегодняшний момент пилотажные стенды различных типов самолетов используются в различных целях всеми ведущими авиационными компаниями и организациями. Неотъемлемым элементом пилотажного стенда является программно-моделирующий комплекс, включающий модели динамики пространственного движения самолета, информационного поля кабины и закабинной обстановки. Результаты создания и использования авторами программно-моделирующего комплекса для полунатурного моделирования динамики пространственного движения маневренного самолета с высокоавтоматизированной системой управления представлены в настоящей статье. Так же представлены результаты синтеза адаптивного управления поперечным движением современ-

ного маневренного самолета с использованием пилотажного стенда маневренного самолета.

**Ключевые слова:** полунатурное моделирование, устойчивость, управляемость, адаптация, идентификация.

## **Введение**

Современный подход к обеспечению заданных характеристик устойчивости и управляемости (ХУУ) многорежимных маневренных самолетов заключается в применении комплексных систем управления (КСУ), реализующих адаптивные с эталонной моделью алгоритмы на основе идентификации ряда аэродинамических характеристик самолета в темпе управления [1]. Применение таких систем управления особенно оправдано применительно к учебно-тренировочным самолетам с изменяемыми в зависимости от задач обучения характеристиками. Научно-методическое сопровождение создания, испытания и эксплуатации таких самолетов, а так же подготовка летного состава требуют разработки программно-моделирующих комплексов для изучения особенностей динамики самолетов с учетом функционирования высокоавтоматизированных систем управления с использованием принципов полунатурного моделирования. К таким особенностям целесообразно отнести применение алгоритмических ограничителей предельных режимов [2, 3], реализацию алгоритмов траекторной устойчивости, электронного триммирования, нейтральность самолетов

по скорости за счет использования интегральных коррекций и, в связи с этим, отсутствие обратной связи по скорости в виде необходимости в перемещении командного рычага управления для балансировки самолета [4, 5]. Таким образом, программно-моделирующие комплексы являются на сегодня необходимым инструментом инженера - испытателя, - исследователя, педагога для обеспечения безопасной летной эксплуатации современных авиационных комплексов и подготовки авиационных специалистов.

В данной работе в 1-й главе изложен опыт авторов в направлении создания программно-моделирующего комплекса современного высокоавтоматизированного самолета, аэродинамические, массовые и геометрические характеристики которого соответствуют самолету Як-130, с использованием технологий Matlab@Simulink [6].

Во 2-й главе рассмотрены особенности практической реализации работ по созданию и применению пилотажного стенда с непосредственным участием авторов [7].

В 3-й главе описаны методика и некоторые результаты по оценке адекватности результатов моделирования с использованием программно-моделирующего комплекса и материалов летных испытаний самолета Як-130 [8].

Опыт создания и реализации в бортовых вычислителях эффективных алгоритмов, обеспечивающих заданные характеристики устойчивости и управляемости самолетов в продольном канале, позволяет выработать рекомендации

к построению адаптивных алгоритмов управления самолетом и в боковом канале управления. В частности, для маневренных самолетов с внешними подкрыльевыми подвесками актуальным является обеспечение одинаковой реакции в канале крена на отклонение ручки управления при наличии их несимметричной конфигурации. Это, во-первых, повышает качество пилотирования в маневрах с многократными переключками из одного крена в другой, а во-вторых, упрощает задачу компенсации возмущений из-за проявления взаимосвязи продольного и бокового движений [9]. В этой связи в 4-й главе работы предложен один из возможных подходов к созданию эффективного алгоритма поперечного канала управления, реализованного в составе программно-моделирующего комплекса самолета Як-130 [10, 11].

Созданный авторами программно-моделирующий комплекс в настоящее время используется в 929 ГЛИЦ им. В.П.Чкалова (г. Ахтубинск) для решения исследовательских задач в области летных испытаний и подготовки авиационных специалистов, в ОАО «ОКБ им. А.С.Яковлева» для исследования летно-технических и пилотажных характеристик в процессе сопровождения специальных летных испытаний и подготовке комплексов пилотажа, в Московском авиационном институте и в ВУНЦ ВВС «ВВА» (г. Воронеж) при проведении учебных занятий и выполнении научно-исследовательской работы.

## **1. Программно-моделирующий комплекс динамики маневренного самолета**

В ходе создания программно-моделирующего комплекса динамики маневренного самолета, имеющего аэродинамические, массовые и геометрические характеристики, соответствующие Як-130 были решены следующие основные задачи:

- сформирована Simulink-модель аэродинамики самолета;
- сформирована Simulink-модель комплексной системы управления самолетом;
- создана имитационная модель информационного поля кабины в виде комплекта из 3-х многофункциональных цифровых индикаторов с изображением пилотажного, навигационного и типового кадров;
- Simulink-модели и информационное поле интегрированы в единый комплекс для проведения исследований динамики движения самолета.

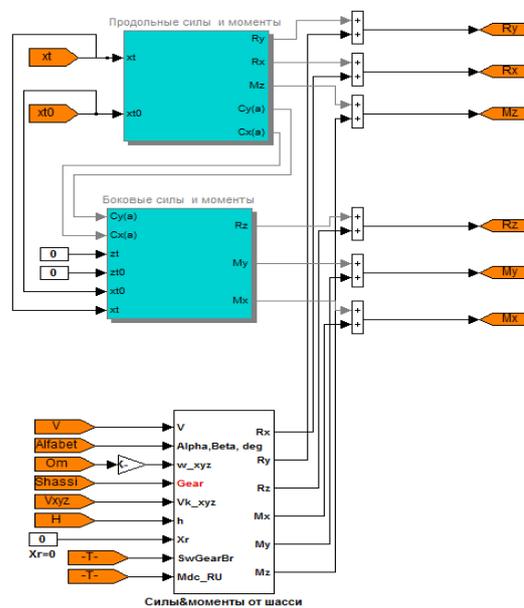


Рисунок 1 – Simulink-модель аэродинамики самолета.

Simulink-модель аэродинамики (рисунок 1) формировалась с использованием банка данных аэродинамических характеристик (рисунок 2), полученного

в процессе трубных экспериментов и скорректированного в ходе проведения летных испытаний.

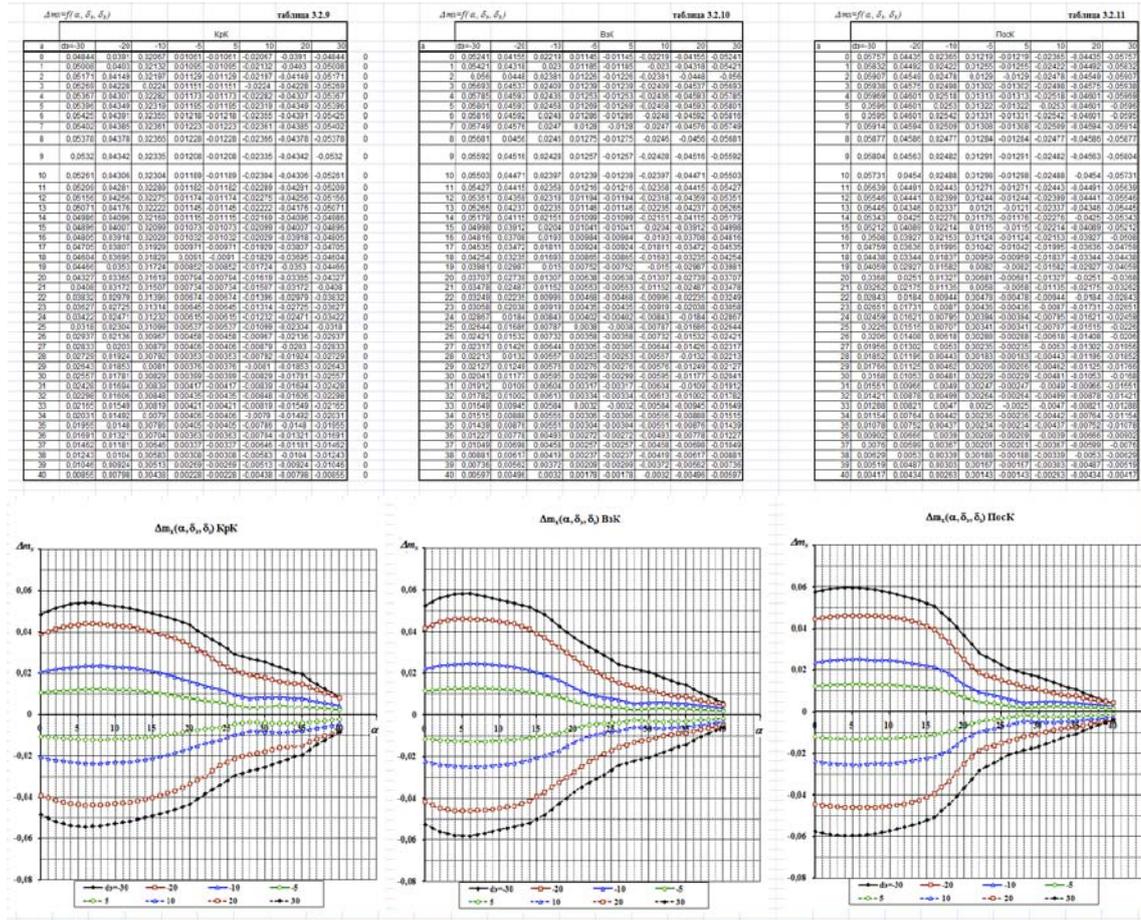


Рисунок 2 – Банк данных аэродинамических характеристик.

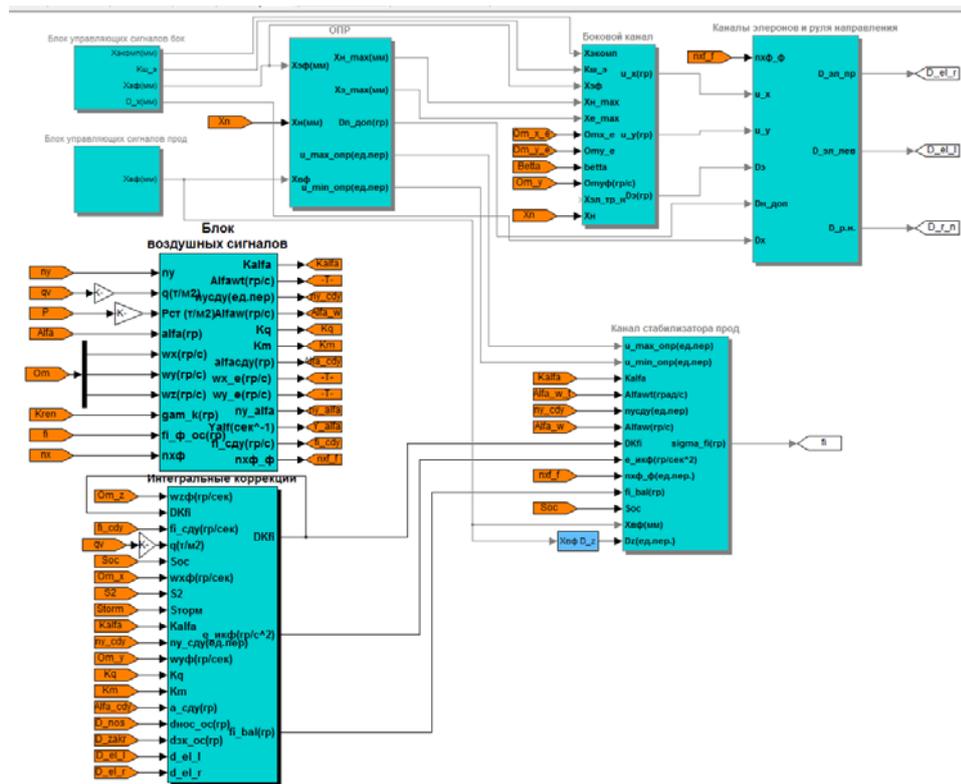


Рисунок 3 – Simulink-модель комплексной системы управления.

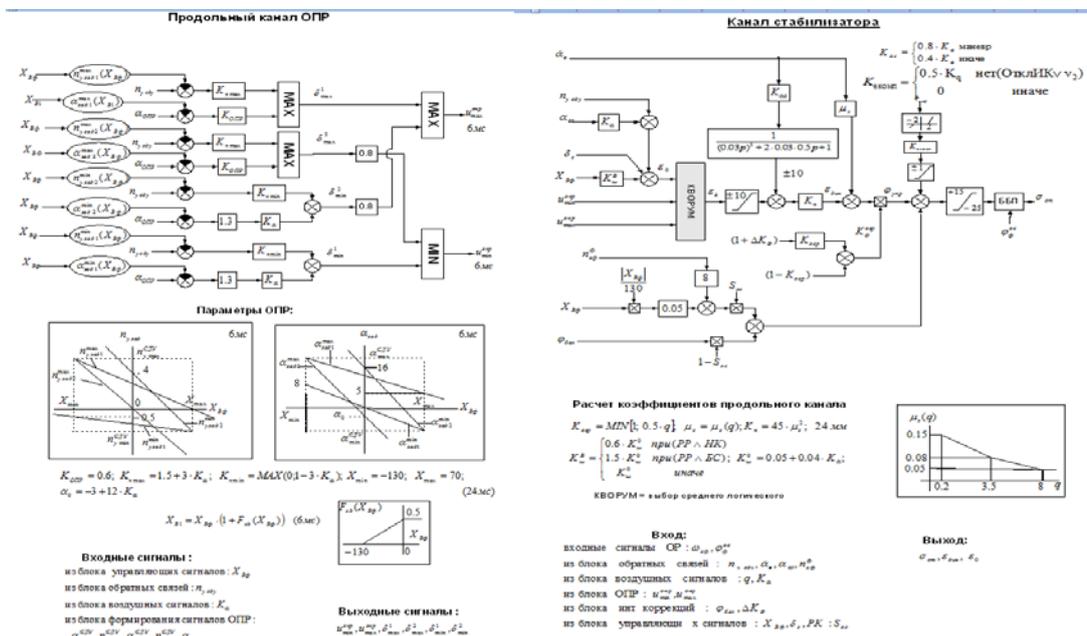


Рисунок 4 – Алгоритмы работы комплексной системы управления.

Simulink-модель КСУ строилась на основе имеющегося алгоритма в 8-й версии реализации. На рисунках 3 и 4 представлены Simulink-модель КСУ и, в

качестве примера, схемы алгоритмов ограничителя предельных режимов и продольного канала КСУ соответственно.

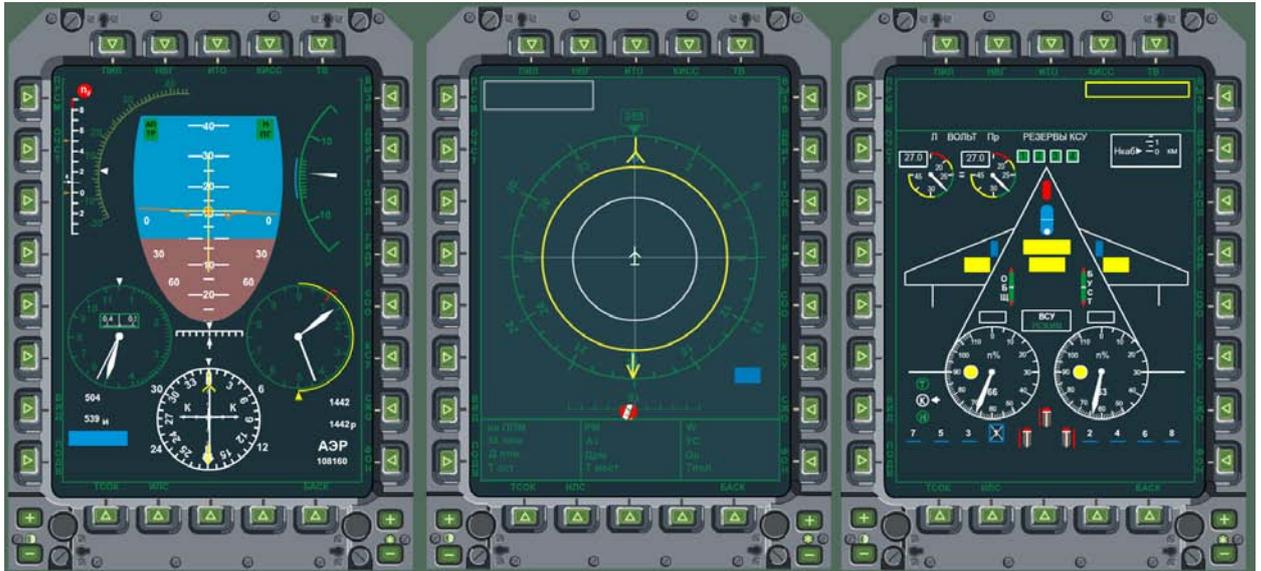


Рисунок 5 – Имитационная модель информационного поля кабины.

Модель информационного поля кабины (рисунок 5) создавалась с использованием средств программного комплекса Adobe Flash Professional с обеспечением двухстороннего обмена информацией с Simulink посредством сетевых технологий и разработанного авторами плагина на языке ActionScript 3.0. Внешний вид индикации и ее функционирование в полном объеме соответствует руководству по летной эксплуатации самолета Як-130.

Интеграция Simulink-моделей аэродинамики и КСУ в составе программно-моделирующего комплекса осуществлялась с использованием возможностей, предоставляемых разработанным в ЦАГИ специализированным программным комплексом FlightSim [12]: модулей решения систем дифференциальных уравнений, начальных условий, реального времени, визуализации пространственного положения самолета. При отработке программно-

моделирующего комплекса на настольном варианте пилотажного стенда для визуализации закабинной обстановки применена свободно распространяемая программа с открытым кодом Flight Gear [13].

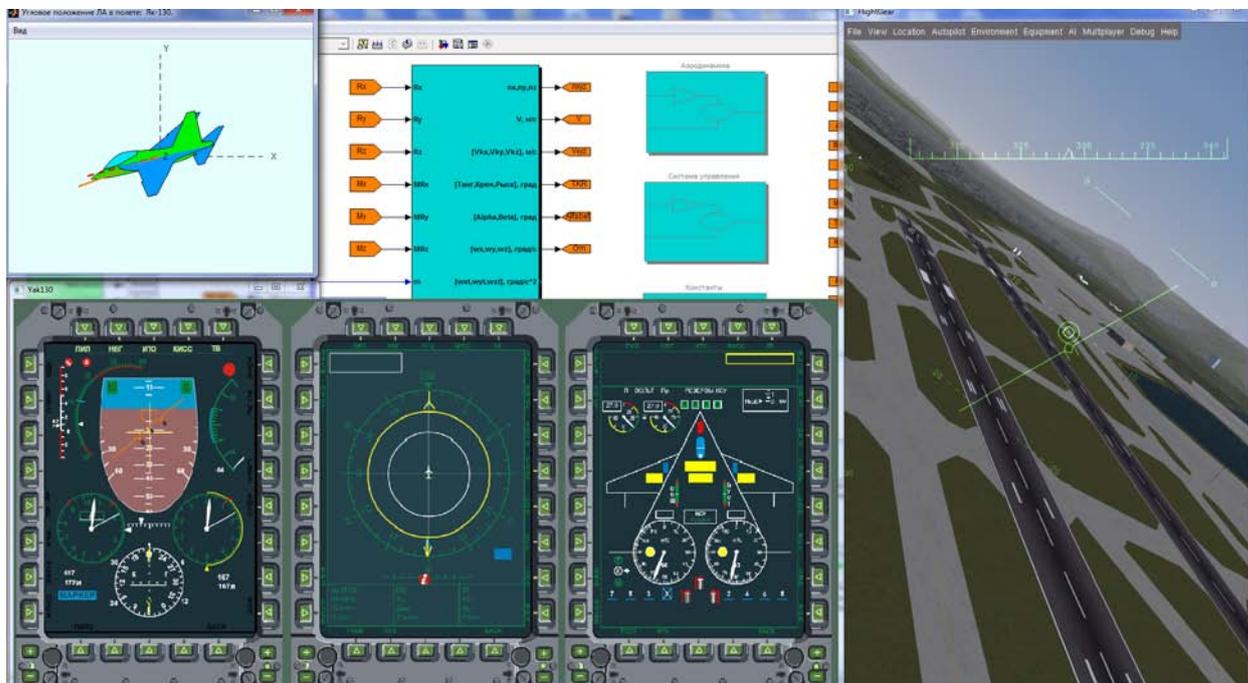


Рисунок 6 – Настольный вариант пилотажного стенда.

## 2. Пилотажный стенд маневренного самолета

Решение широкого круга задач в области динамики маневренных самолетов с использованием программно-моделирующего комплекса возможно как на настольной моделирующей станции, так и с использованием пилотажного стенда, имеющего информационно-управляющее поле, соответствующее реальному самолету. Настольная моделирующая станция, имеющая в качестве командных рычагов управления джойстик и несколько мониторов для отображения пилотажной индикации и закабинной обстановки, используется, как правило, для отработки математических моделей аэродинамики и системы управления и проведения экспериментов не связанных с необходимостью включения летчика-оператора в замкнутый контур «самолет – система управления». Для обеспечения полунатурного моделирования с участием летчика авторами был создан пилотажный стенд на базе элементов кабины истребителя 4-го поколения с широкоугольной индикацией закабинной обстановки (рисунок 7) [7].

Основными элементами пилотажного стенда являются корпус кабины, командные рычаги в виде центральной ручки управления (РУС), педалей, двух рычагов управления двигателями (РУД), крана уборки и выпуска шасси, набора кнопок и тумблеров на левой и правой боковых панелях, центрального монитора для отображение пилотажно-навигационной информации, катапультного кресла К-36ДМ, а так же системы визуализации закабинной обстановки. Стенд смонтирован на металлической раме.

РУС в каналах крена и тангажа имеет пружинные загрузатели с механизмами триммерного эффекта МП-100М, кнюппели и гашетки. Педали так же оснащены пружинным загрузателем и механизмом триммерного эффекта МП-100М. Характеристики перемещения и загрузки командных рычагов близки к характеристикам маневренных самолетов 4-го поколения.

Рычаги управления двигателями ползункового типа с регулируемым усилием перемещения. Реализованы проходные защелки между режимами «Стоп» – «Малый газ» и «Максимал» – «Форсаж», тумблер выпуска и уборки тормозного щитка.

Сигналы перемещения командных рычагов управления снимаются потенциометрическими датчиками МУ-615 и передаются с помощью экранированных линий в 12-разрядный аналого-цифровой преобразователь (АЦП), выполненный на базе микроконтроллера Atmega-16 (рисунок 8). АЦП обеспечивает обработку восьми аналоговых сигналов и более ста разовых команд и воспринимается в операционной системе Windows как стандартное Hid устройство с соответствующим количеством осей и кнопок.

Управление стендом осуществляется тремя вычислителями. 1-й вычислитель обеспечивает решение системы дифференциальных уравнений, описывающих динамику самолета в программном комплексе Matlab@Simulink. 2-й вычислитель решает задачу формирования пилотажно-навигационной информации на центральном мониторе приборной доски. 3-й вычислитель синтезирует закабинную обстановку и индикацию на лобовом стекле (рисунок 9). Изо-

бражение закабинной обстановки формируется с помощью программного продукта VisualCreator [14]

Обмен информацией между вычислителями осуществляется по сети с использованием UDP и TCP протоколов. Использование такой схемы сетевого обмена и соответствующие настройки программного обеспечения позволяют реализовывать мультиплеерный режим с одновременным управлением несколькими объектами в едином информационном пространстве.



Рисунок 7 – Пилотажный стенд

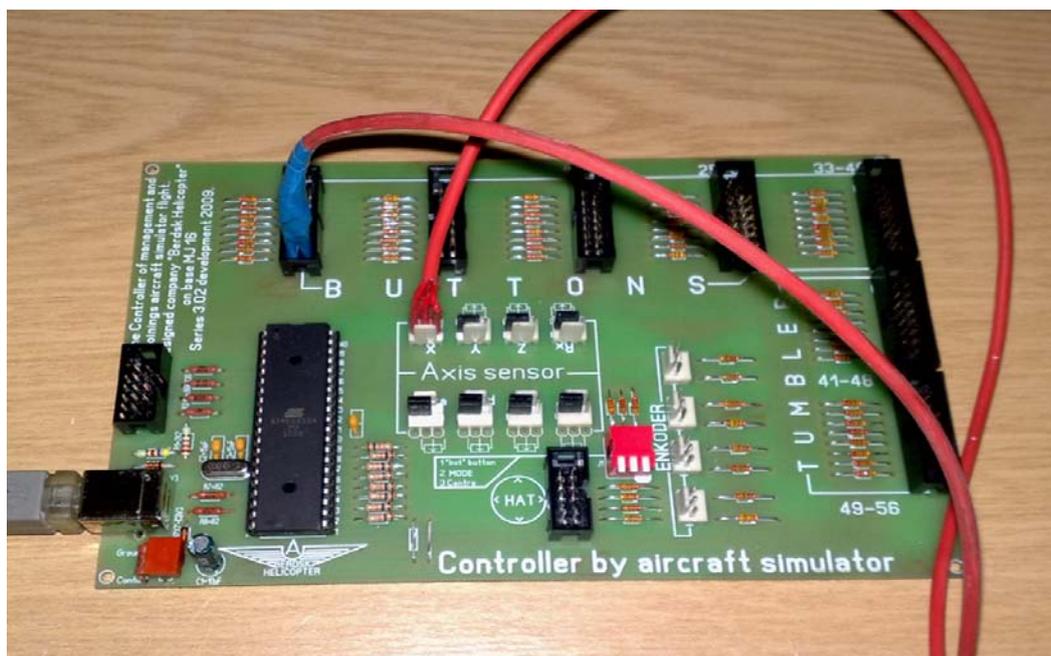


Рисунок 8 – Аналого-цифровой преобразователь



Рисунок 9 – Индикация пилотажного стенда

### 3. Оценка адекватности математической модели маневренного самолета с высокоавтоматизированной системой управления

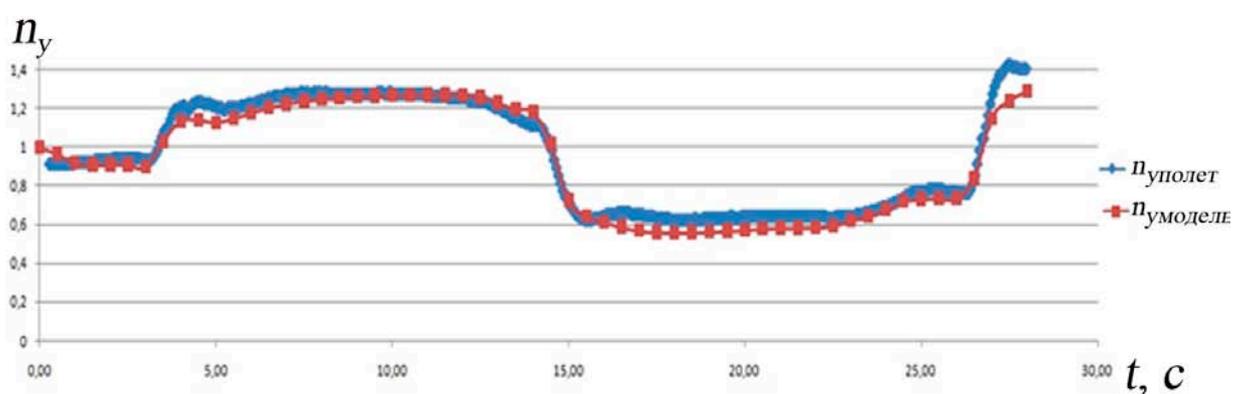
Оценка адекватности модели динамики самолета может выполняться различными способами, суть которых заключается в сравнении кинематических параметров движения самолета, зарегистрированных в полете, с результатами моделирования такого же режима полета. В этой связи авторы воспользовались двумя наиболее распространенными подходами. Суть первого из них заключается в воспроизведении испытательных режимов, предусмотренных методиками летных испытаний [15, 16], а второго в том, что модель обрабатывает сигналы с командных рычагов управления, зафиксированные средствами объективного контроля непосредственно в полете. При проведении исследований авторами учитывался основной ряд параметров, существенно влияющих на результаты моделирования: высота, скорость, значения основных кинематических параметров движения (углы атаки, скольжения, перегрузки), положение командных рычагов управления, управляющих поверхностей, механизации крыла, конфигурация и масса самолета.

В настоящей работе представлены результаты моделирования режимов, обеспечивающих получение балансировочных характеристик в продольном и боковом движениях, а так же дачи РУС по тангажу и крену. Обращает на себя внимание тот факт, что ряд режимов выполнялся при наличии несимметрично размещенных внешних подвесок.

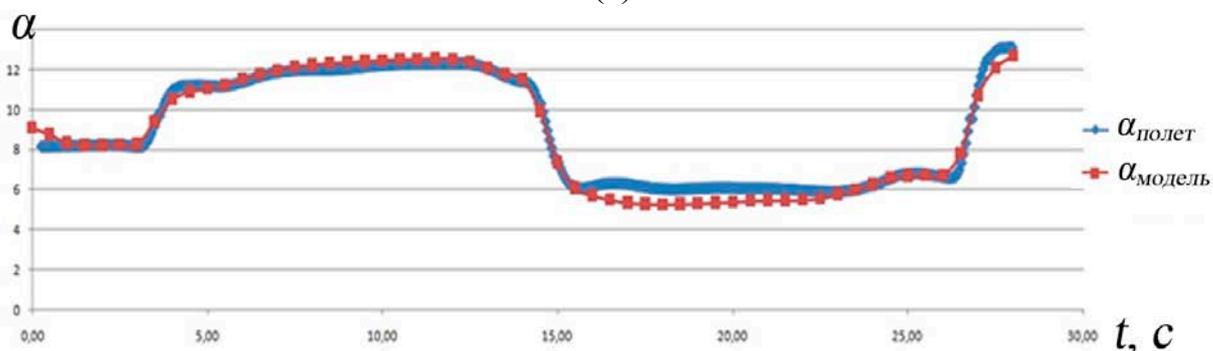
Результаты моделирования дачи РУС по тангажу представлены на рисунке 10. Характер изменения нормальной перегрузки и угла атаки в полете и на стенде практически аналогичны, при этом стабилизатор отклоняется таким об-

разом, чтобы обеспечить модельную динамику движения, что объясняется логикой работы алгоритма КСУ. Качественно характер отклонения стабилизатора в полете и на стенде совпадают, а количественные различия могут быть вызваны не полной достоверностью банка аэродинамических характеристик в части эффективности стабилизатора, в том числе и с учетом несовпадения расчетной и модельной центровок.

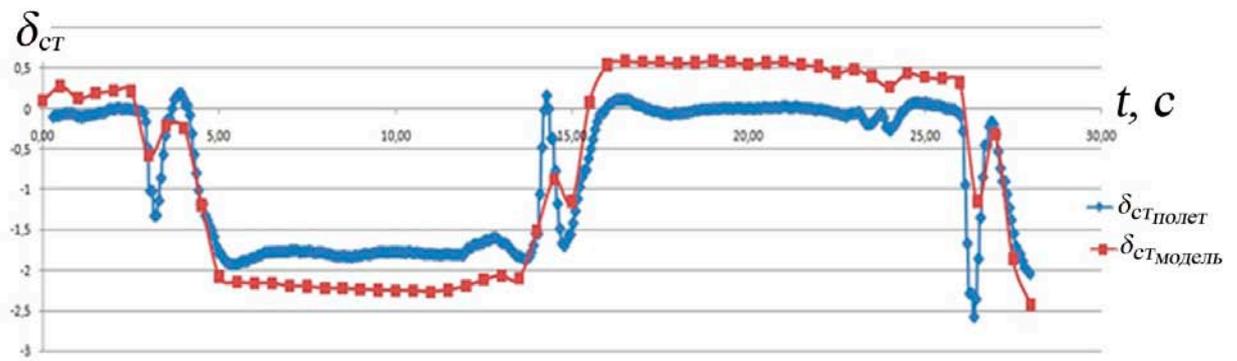
Моделирование дачи РУС по крену и сравнение с результатами летных экспериментов так же показало высокую сходимость результатов (рисунок 11). Представленные результаты на рисунках 10 и 11 были получены путем обработки моделью командных сигналов с рычагов управления, взятых из материалов объективного контроля уже состоявшегося полета.



(а)



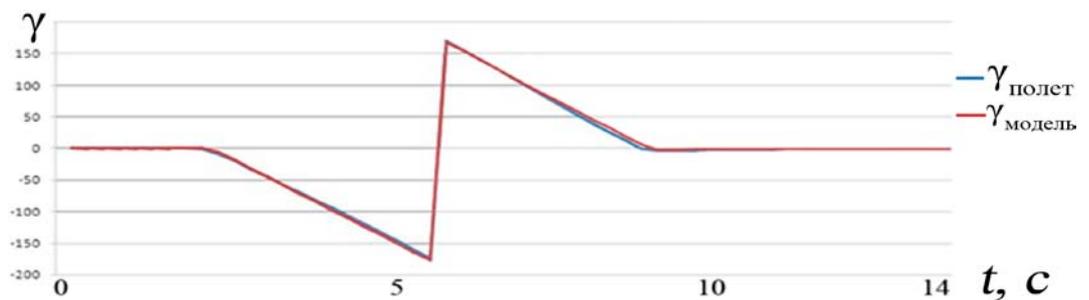
(б)



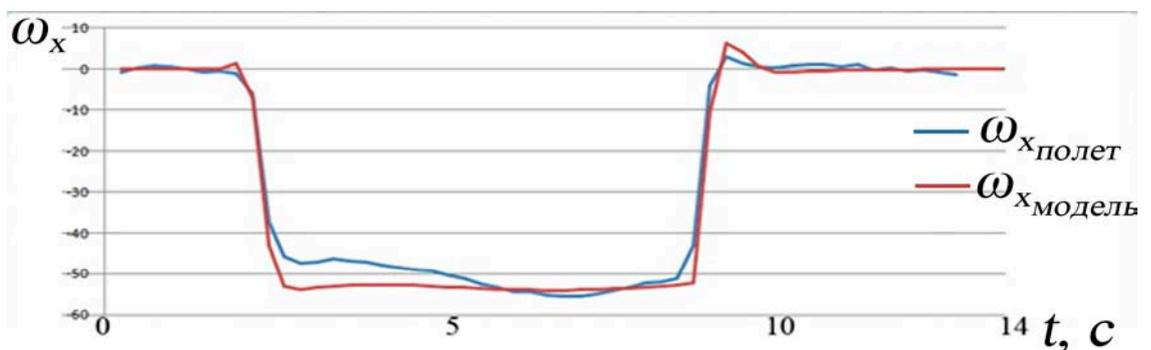
(в)

Рисунок 10 Характер изменения (а) – нормальной перегрузки, (б) – угла атаки, (в) – угла отклонения стабилизатора при одинаковом отклонении РУС по тангажу.

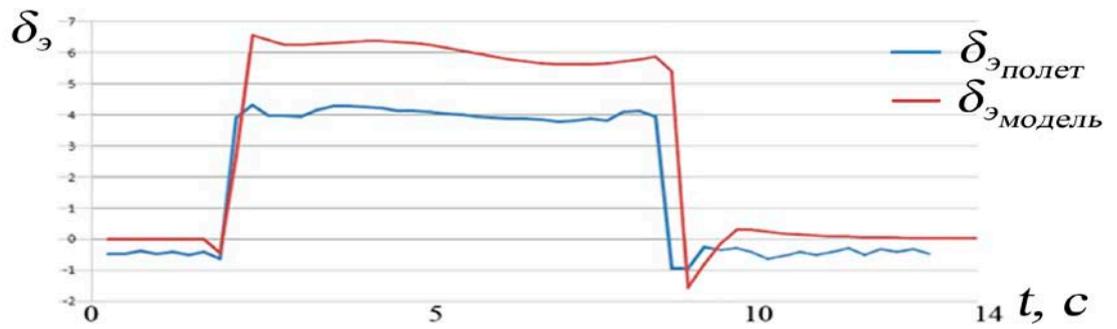
Результаты моделирования на пилотажном стенде движения самолета с несимметричной внешней подвеской при различных числах М так же показали высокую сходимость с полетными данными (рисунок 12).



(а)



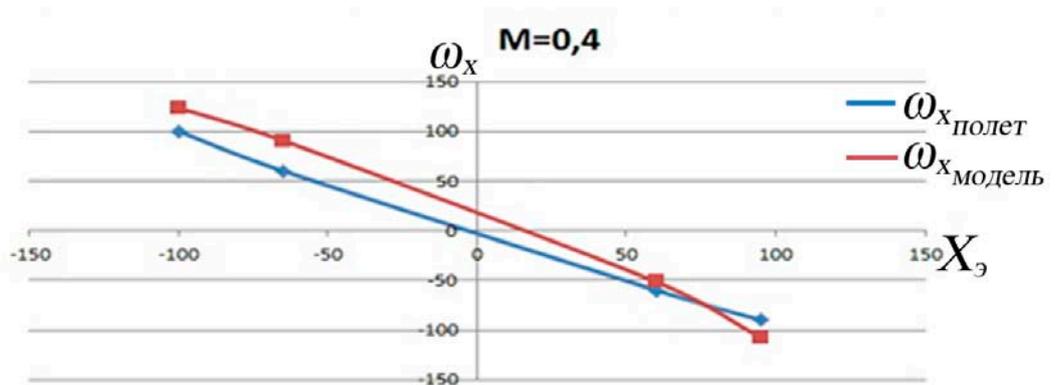
(б)



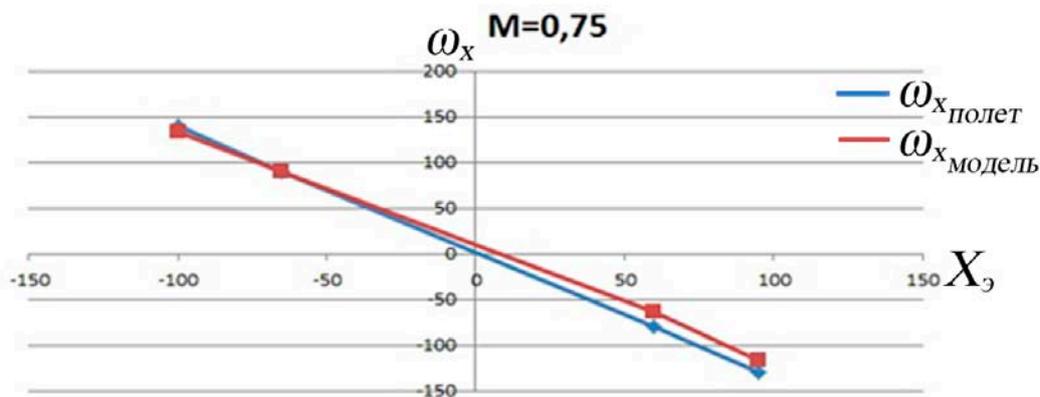
(b)

Рисунок 11 Характер изменения (а) – крена, (б) – скорости крена, (в) – угла отклонения элеронов при одинаковом отклонении РУС по крену.

Для моделирования и последующего сравнения с данными из Руководства по летной эксплуатации балансировочных характеристик в разгоне и торможении применялся пропорционально-дифференциальный регулятор, который путем виртуального отклонения командных рычагов управления обеспечивал заданный режим полета.



(a)



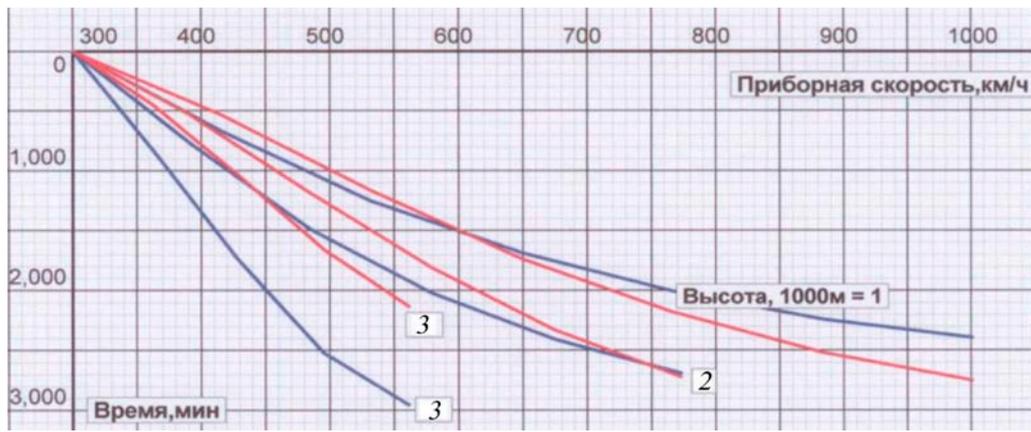
(б)

Рисунок 12 Развиваемые скорости крена с несимметричной внешней подвеской:

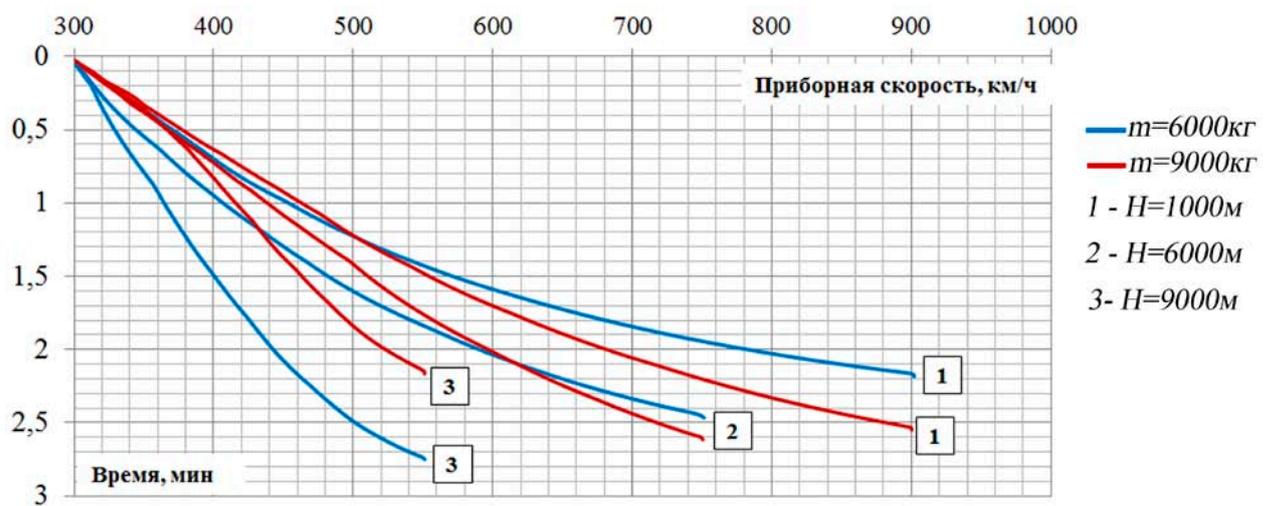
(а) –  $M = 0,4$ , (б) –  $M = 0,75$ .

На рисунке 13 представлены данные из Руководства по расчету дальности и продолжительности полета (РДП) и результаты моделирования торможения самолета в горизонтальном полете. Наблюдается практически полное соответствие результатов моделирования и сведений нормативно-технической документации.

Результаты сравнительного анализа данных моделирования и летных экспериментов дают основание утверждать о возможности использования комплекса для полунатурного моделирования динамики самолета Як-130 для решения задач летных испытаний и исследований в интересах эксплуатирующих организаций.



(а)



(б)

Рисунок 13 Время в торможении маневренного самолета: (а) – данные из РДП, (б) – результаты моделирования.

#### 4. Адаптивный алгоритм управления поперечным движением маневренного самолета с высокоавтоматизированной системой управления

Одним из путей решения задачи обеспечения заданных ХУУ современного маневренного самолета является реализация адаптивного управления на основе идентификации нескольких аэродинамических характеристик в режиме реального времени. Анализ алгоритмов КСУ современных маневренных само-

летов показал, что адаптивные алгоритмы используются только в продольном канале для обеспечения заданной динамики движения самолета [1, 17, 18]. В этой связи авторами разработан адаптивный алгоритм управления поперечным движением маневренного самолета, который обеспечивает одинаковый характер движения самолета по крену с несимметрично размещенной внешней подвеской при вращении по крену, как в сторону подвески, так и в противоположную ей сторону.

Сущность адаптивного алгоритма управления поперечным движением заключается в том, что в режиме реального времени осуществляется идентификация аэродинамических характеристик самолета и на основании полученных оценок корректируется сигнал управления элеронами. Корректировка сигнала управления осуществляется в результате сравнения заданной (модельной) и текущей скоростей крена.

В качестве алгоритма идентификации используется рекуррентный метод наименьших квадратов [19, 20]. Поперечное движение самолета представляется дифференциальным уравнением

$$I_x \frac{d\omega_x}{dt} + (I_z - I_y)\omega_y\omega_z + I_{zy}(\omega_z^2 - \omega_y^2) - I_{xy} \frac{d\omega_y}{dt} - I_{xz} \frac{d\omega_z}{dt} + \omega_x(I_{yx}\omega_z - I_{zx}\omega_y) = M_x^{\delta_s} \delta_s + \\ + M_x^{\omega_x} \omega_x + M_x^{\omega_y} \omega_y + M_x^\beta + M_x^{\delta_n} \delta_n, \quad (1)$$

где  $I_x, I_y, I_z$  – осевые моменты инерции;  $I_{xy}, I_{xz}, I_{zy}$  – центробежные моменты инерции;  $\omega_x, \omega_y, \omega_z$  – скорости крена, рыскания, тангажа соответственно;  $M_x^{\delta_s}$ ,  $M_x^{\delta_n}$  – производные момента крена, характеризующие отклонение рулевых поверхностей;  $M_x^\beta, M_x^{\omega_x}, M_x^{\omega_y}$  – производные момента крена, характеризующие

поперечную статическую устойчивость, демпфирование и перекрестную связь;  $\delta_\delta$ ,  $\delta_n$ , – углы отклонения элеронов и руля направления соответственно;  $\beta$  – угол скольжения.

Для удобства дальнейших аналитических выкладок инерционные перекрестные связи представляются в виде дополнительного момента крена  $M_{кр}$

$$M_{кр} = (I_z - I_y)\omega_z\omega_y - I_{zy}(\omega_z^2 - \omega_y^2) + I_{xy}\frac{d\omega_y}{dt} + I_{xz}\frac{d\omega_z}{dt} - \omega_x(I_{xy}\omega_z - I_{xz}\omega_y). \quad (2)$$

В целях увеличения сходимости оценок параметров при идентификации выражение (1) с учетом выражения (2) преобразуется к виду (3) и, таким образом, исключается инерционная составляющая поперечного движения:

$$\frac{d\omega'_x}{dt} = \frac{d\omega_x}{dt} - \frac{M_{кр}}{I_x} = \frac{1}{I_x} (M_x^{\delta_\delta}\delta_\delta + M_x^{\omega_x}\omega_x + M_x^{\omega_y}\omega_y + M_x^\beta\beta + M_x^{\delta_n}\delta_n). \quad (3)$$

Влияние изменения инерционных перекрестных связей за счет изменения конфигурации самолета на динамику поперечного движения учитывается в результате пересчета значений моментов инерции (рисунок 14 – Блок расчета моментов инерции).

Адаптация поперечного движения самолета осуществляется путем определения расчетного (потребного) угла отклонения элеронов  $(\delta_\delta)_{расчет}$  для обеспечения модельной скорости крена  $\omega_{x,мод}$

$$(\delta_\delta)_{\delta\ddot{\alpha}\ddot{\delta}-\delta\dot{\delta}} = \frac{\frac{d\omega_x}{dt} - \left( \widehat{M}_x^{\omega_x}(\omega_x\ddot{\alpha}\ddot{\delta}) + \widehat{M}_x^{\omega_y}\omega_y + \widehat{M}_x^\beta\beta + \widehat{M}_x^{\delta_i}\delta_i \right)}{\widehat{M}_x^{\delta_\delta}}, \quad (4)$$

где  $\widehat{M}_x^{\omega_x}$ ,  $\widehat{M}_x^{\omega_y}$ ,  $\widehat{M}_x^\beta$ ,  $\widehat{M}_x^{\delta_i}$ ,  $\Delta\widehat{M}_{x_{\text{в}i\text{a}\delta\delta}}$ ,  $\widehat{M}_x^{\delta_y}$  – оценки аэродинамических производных крена, отнесенные к осевому моменту инерции  $I_x$ . Величина модельной скорости крена задается исходя из требований к пилотажным характеристикам самолета

После определения  $(\delta_y)_{\text{расчет}}$  его значение сравнивается с текущим  $\delta_y$  и, если они не равны, формируется корректирующий сигнал, направленный на устранение этой разницы

$$u_{\text{кор}} = \delta_y - (\delta_y)_{\text{расчет}}. \quad (5)$$

В процессе проведения исследований по оценке работоспособности представленного адаптивного алгоритма моделировалось движение самолета с несимметричной внешней подвеской. Наличие несимметрии приводит к изменению моментов инерции и появлению дополнительных моментов от весовой несбалансированности и интерференционного аэродинамического взаимодействия крыла и подвески. При наличии несимметричной внешней подвески выражения 1-4 изменятся и будут выглядеть следующим образом:

$$\begin{aligned} I_x \frac{d\omega_x}{dt} + (I_z - I_y)\omega_y\omega_z + I_{zy}(\omega_z^2 - \omega_y^2) - I_{xy} \frac{d\omega_y}{dt} - I_{xz} \frac{d\omega_z}{dt} + \omega_x(I_{yx}\omega_z - I_{zx}\omega_y) = \\ = M_x^{\delta_y} \delta_y + M_x^{\omega_x} \omega_x + M_x^{\omega_y} \omega_y + M_x^\beta \beta + M_x^{\delta_H} \delta_H + \sum_i (G_{\text{подвески}_i} r_{z_i}) n_y \cos \gamma + \Delta M_{x_{\text{интер}}}, \end{aligned} \quad (6)$$

$$M_{\text{кр}} = \sum_i (G_{\text{подвески}_i} r_{x_i}) n_y \cos \gamma - (I_z - I_y)\omega_z\omega_y - I_{zy}(\omega_z^2 - \omega_y^2) + I_{xy} \frac{d\omega_y}{dt} + I_{xz} \frac{d\omega_z}{dt} - \omega_x(I_{yx}\omega_z - I_{zx}\omega_y), \quad (7)$$

$$(\delta_y)_{\delta\delta\ddot{n}+\delta\dot{\delta}} = \frac{\frac{d\omega_x}{dt} - \left( \widehat{M}_x^{\omega_x} (\omega_x \ddot{\omega}_x) + \widehat{M}_x^{\omega_y} \omega_y + \widehat{M}_x^\beta \beta + \widehat{M}_x^{\delta_i} \delta_i + \Delta\widehat{M}_{x_{\text{в}i\text{a}\delta\delta}} + \overline{M}_{\text{в}i\text{d}} \right)}{\widehat{M}_x^{\delta_y}}. \quad (8)$$

В этих выражениях  $G_{\text{подвески}_i}$  – вес несимметричной  $i$ -ой подвески;  $r_z$  – расстояние по оси  $OZ$  связанной системы координат до центра масс несимметричной  $i$ -ой подвески;  $\gamma$  – угол крена;  $n_y$  – нормальная перегрузка.

Структурная схема адаптивного алгоритма на основе идентификации аэродинамических характеристик самолета с несимметричной конфигурацией внешних подвесок представлена на рисунке 14.

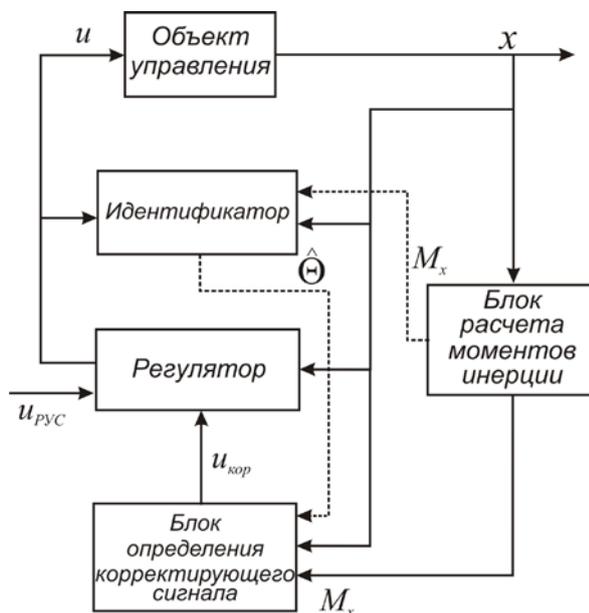
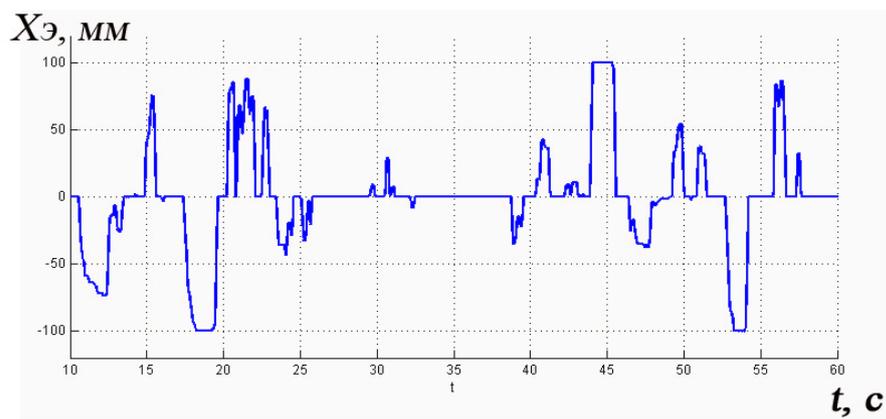
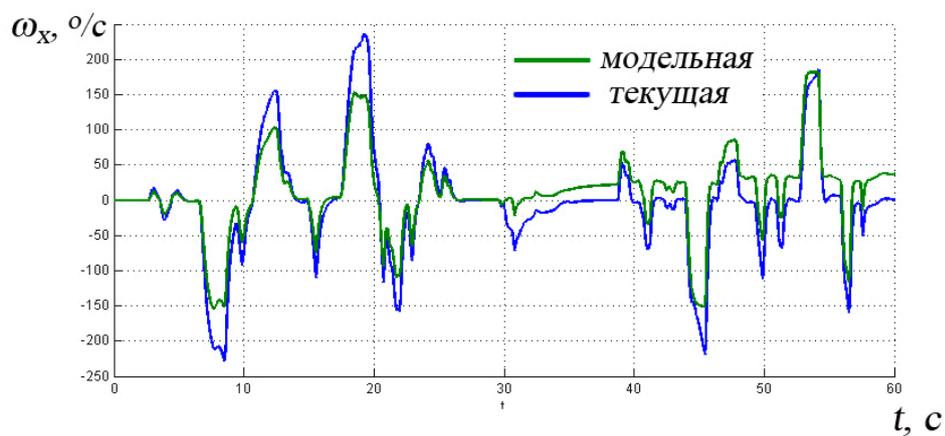


Рисунок 14 Структурная схема адаптивного алгоритма управления поперечным движением самолета.

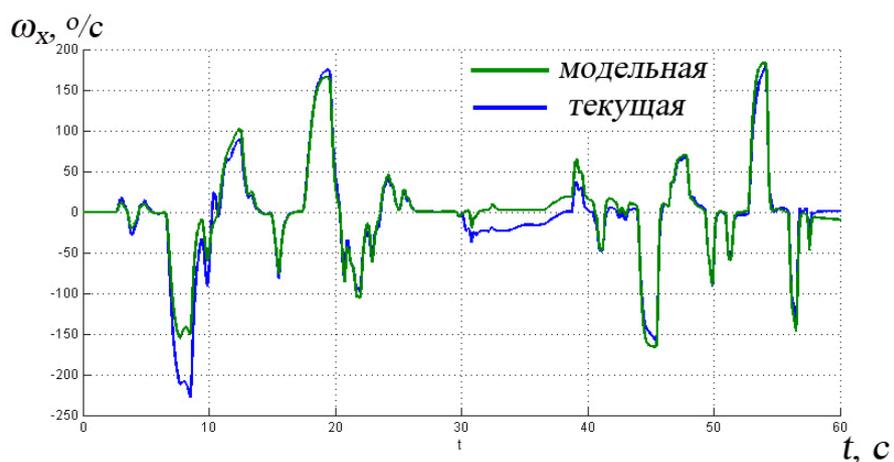
Результаты моделирования пространственного движения маневренного самолета с использованием программно-моделирующего комплекса на пилотажном стенде с включенным в работу адаптивным алгоритмом управления и без него представлены на рисунке 15.



(а)



(б)



(в)

Рисунок 15 Моделирование пространственного движения учебно-боевого самолета: (а) – отклонение РУС; (б) – характер изменения скоростей крена при выключенном адаптивном алгоритме; (в) – характер изменения скоростей крена при включенном адаптивном алгоритме.

Моделирование осуществлялось в течении 60 секунд, в то время, как первые 30

секунд моделируется полет с симметричной конфигурацией внешних подвесок. На 31-й секунде происходит образование несимметричной конфигурации (подвеска остается под левой консолью крыла).

Адаптивный алгоритм включается в работу на 10-й секунде моделирования. Следует обратить внимание, что при неработающем адаптивном алгоритме имеет место отличие текущей скорости крена от модельной на величину до 45 %. При включенном алгоритме адаптации текущая скорость крена практически полностью соответствует модельной. Разница между модельной и текущей скоростями крена, наблюдаемая с 30-й по 40-ю секунды, объясняется затратами времени для получения оценок изменившихся аэродинамических характеристик самолета.

Таким образом, программно-моделирующий комплекс динамики движения маневренного самолета позволяет осуществлять в том числе и синтез адаптивного алгоритма системы управления для обеспечения заданных характеристик устойчивости и управляемости при наличии несимметричной конфигурации внешних подвесок.

### **Заключение**

Практика создания программно-моделирующих комплексов для полунатурного моделирования пространственного движения самолета показала, что адекватность формируемых математических моделей сильно зависит от полноты и точности имеющейся о самолете информации. Сохранение соответствия

между созданными математическими моделями и реальными объектами требует постоянного уточнения данных в течение жизненного цикла самолета.

Созданный на кафедре авиационных комплексов и конструкции летательных аппаратов ВУНЦ ВВС «ВВА» пилотажный стенд маневренного самолета позволяет осуществлять полунатурное моделирование пространственного движения маневренных самолетов. Полунатурное моделирование динамики пространственного движения самолета Як-130 дает основание утверждать о высокой степени соответствия математической модели пространственного движения самолета реальному движению. Это дает нам возможность использовать программно-моделирующий комплекс динамики пространственного движения самолета Як-130 для сопровождения летных испытаний, серийной эксплуатации и в исследовательской деятельности.

Результаты проведенных исследований показывают работоспособность представленного адаптивного алгоритма управления поперечным движением самолета, при этом обеспечивается модельное движение самолета и заданная поперечная управляемость. Обеспечение заданного (модельного) движения самолета является весьма важной задачей для современных маневренных самолетов и может значительно снизить нагрузку на летчика, в том числе и при наличии несимметричной конфигурации внешних подвесок.

Адаптивный алгоритм управления поперечным движением на основе идентификации аэродинамических характеристик поперечного движения мо-

жет быть использован при синтезе систем управления современных многорежимных маневренных самолетов.

### **Библиографический список**

1. Константинов С.В., Москалев П.А., Редько П.Г. Особенности разработки алгоритмов и архитектуры системы управления перспективного маневренного самолета // Техника воздушного флота. 2002. №3-4. С. 34-46.

2. Оболенский Ю.Г. Управление полетом маневренных самолетов. – М: Воениздат, 2007. – 480 с.

3. Бюшгенс Г.С. Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолетов. – М: Наука, 1998. – 811 с.

4. Верещиков Д.В., Костин П.С., Макаров И.К. Особенности динамики самолетов с высокоавтоматизированными системами управления // Сборник тезисов докладов Международной научно-технической конференции «Актуальные вопросы науки и техники в сфере развития авиации». Минск, Беларусь, 15-16 мая 2014. – С. 61.

5. Верещиков Д. В., Шинькарук А. С., Волошин В. А. Принципы построения современных высокоавтоматизированных систем управления ЛА // Сборник тезисов докладов Международной научно-технической конференции «Актуальные вопросы науки и техники в сфере развития авиации». Минск, Беларусь, 15-16 мая 2014. с. 60- 62.

6. Свидетельство о регистрации программы для ЭВМ «Программа для моделирования динамики дозвукового учебно-боевого маневренного самолета с

комплексной системой управления на пилотажном стенде» № 2014618201 от 12.08.2014, Россия, заявка № 2014616095 от 24.06.2014 г.

7. Верещиков Д.В., Верещагин Ю.О., Костин П.С., Макаров И.К., Разуваев Д.В. Пилотажный стенд маневренного самолета. – Воронеж, Изд-во ВУНЦ ВВС «ВВА», 2013. – 84 с.

8. Волошин В.А. Создание модели динамики пространственного движения маневренного дозвукового самолета для полунатурного моделирования // XL Гагаринские чтения, Москва, 7-11 апреля 2014 г. Т. 2. – С. 134-136.

9. Бюшгенс Г.С, Студнев Р.В. Аэродинамика самолета: Динамика продольного и бокового движения. - М.: Машиностроение, 1979. – 352 с.

10. Верещиков Д.В, Костин П.С., Верещагин Ю.О. Идентификация параметров объекта управления в изолированном движении по крену // Сборник тезисов докладов Всероссийской научно-практической конференции «Авиатор». Воронеж, Россия, 12-14 февраля 2014. С. 159-161

11. Костин П.С., Верещагин Ю.О. Адаптивный алгоритм управления движением самолета по крену с несимметричной конфигурацией внешних подвесок // XL Гагаринские чтения. Москва, 7-11 апреля 2014. Т. 2. С. 145-147.

12. Кувшинов В.М., Анимица О.В. Программный комплекс FlightSim для моделирования и анализа динамики самолета с системой управления в среде программирования MATLAB /SIMULINK // Техника воздушного флота. 2004. №1. С. 1-10.

13. Иванов Д.А. Разработка программно-аппаратного комплекса имитации полета на основе компьютерного авиасимулятора // Сборник тезисов докладов научно-практической конференции «Инновации в авиации и космонавтике – 2011». Москва, 26-30 апреля 2011. С. 50-51.

14. Ефремов А.В., Кошеленко А.В., Тяглик М.С. Разработка программного обеспечения комплекса виртуальной реальности для моделирования и демонстрации процессов спуска и посадки пилотируемых космических аппаратов на лунную поверхность. – М.: Изд-во МАИ, 2013. – 153 с.

15. Гридчин В.С., Торопов В.А., Коломиец Л.В., Пушкарский Е.Ю., Гончарова Е.И. Испытания авиационных комплексов. - Волгоград, Изд-во Волгоградского государственного университета, 2013. – 401 с.

16. Бизин Г.А., Торопов В.А. Определение летно-технических характеристик самолетов в летных испытаниях. – Волгоград, Изд-во Волгоградского государственного университета, 2012. – 337 с.

17. Балык А.А., Москалев П.Б. Реализация принципов адаптивного управления самолетом // Научно-технический сборник 929 ГЛИЦ им. В.П. Чкалова. 2006. № 4. С. 67-74.

18. Москалев П.Б. Применение самонастраивающихся алгоритмов в системе управления маневренных самолетов // Сборник трудов Международного научно-технического симпозиума в рамках международного авиасалона МАКС- 2001. Жуковский, ЦАГИ, 2001. – С. 23-29.

19. Александров А.Г. Оптимальные и адаптивные системы. – М: Высшая школа, 1989. – 263 с.

20. Сергиенко А. Б. Алгоритмы адаптивной фильтрации: особенности реализации в MATLAB // Exponenta Pro. Математика в приложениях. 2003. №1. С. 18-28.