

Летные испытания сверхлегкого вертолета в беспилотном режиме

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»,
Институт системной интеграции и высоких технологий*

Рассмотрен один из важнейших этапов при создании нового сверхлегкого вертолета – подтверждение заявленных летно-технических характеристик путем проведения летного эксперимента в беспилотном режиме. Предложена разработка и приборная реализация автопилота, обеспечивающая автоматическое управление пространственным движением сверхлегкого вертолета на основе современных решений в области вычислительной и измерительной техники.

Ключевые слова: идентификация, математическое моделирование режимов полета, автопилот, летные испытания, обработка результатов летного эксперимента.

Введение

Разработка любого нового вертолета заканчивается проведением летных испытаний, которые подтверждают заявленные летно-технические характеристики. Зачастую летный эксперимент на предельных режимах полета сопряжен с риском для летчика-испытателя. Одним из способов уменьшения этого риска является проведение летного эксперимента в беспилотном режиме. Основой для этого служит бортовая система автоматического управления (БСАУ), которая должна обеспечить выведение вертолета на требуемые режимы полета.

Летные испытания сверхлегкого вертолета с разработанной БСАУ проводили в рамках договора о сотрудничестве Научно-исследовательского института проблем физического моделирования и Института системной интеграции и высоких технологий на базе Опытного конструкторского бюро «Ротор» (г. Кумертау, Россия) в 2007 – 2010 гг.

Вопросам разработки, приборной реализации БСАУ и летной доводки сверхлегкого вертолета посвящена данная статья.

Аппаратный состав БСАУ

В настоящее время получил развитие новый подход к применению систем автоматического управления движением летательным аппаратом (ЛА). Он связан с возможностью улучшения и подтверждения летно-технических характеристик ЛА. Разработанная БСАУ установлена на сверхлегком вертолете (СЛВ) Роторфлай и предназначена для беспилотного управления.

СЛВ Роторфлай с установленной БСАУ проходил летные испытания в воздушном пространстве на полигоне г. Кумертау. Для оценки и отработки БСАУ были выполнены полеты на разных режимах.

На рис.1 показан СЛВ Роторфлай во время выполнения летного эксперимента. Для данного эксперимента вертолет оборудован датчиками, исполнительными механизмами, панелью управления, которые являются составной частью БСАУ.

На рис. 2 показаны основные блоки, входящие в состав БСАУ, и их расположение в вертолете.



Рис. 1. СЛВ Роторфлай во время выполнения летного эксперимента по отработке БСАУ

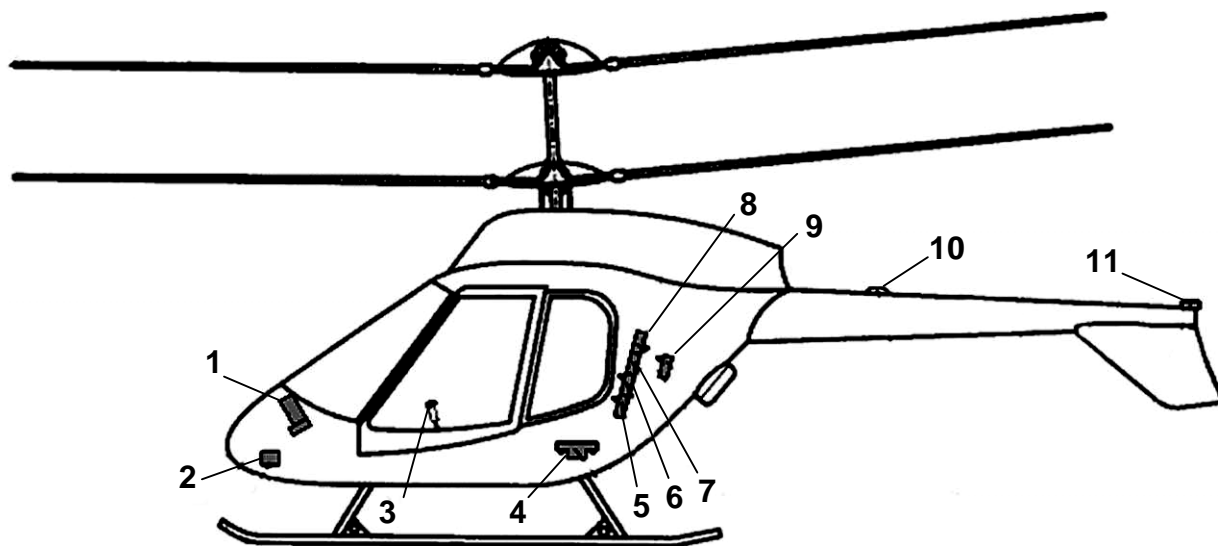


Рис. 2. Пространственное размещение составных частей БСАУ на СЛВ Роторфлай:

1 – индикатор полетных данных и режимов эксперимента; 2 – модем; 3 – пульт включения режимов автопилота; 4 – инерциально-измерительный блок; 5, 6, 7, 8, 9 – приводы управления; 10 – спутниковая навигационная система GPS; 11 – магнитометр

Функциональный состав БСАУ, которая способна решать задачу обеспечения проведения летного эксперимента в беспилотном режиме, показан на рис. 3.

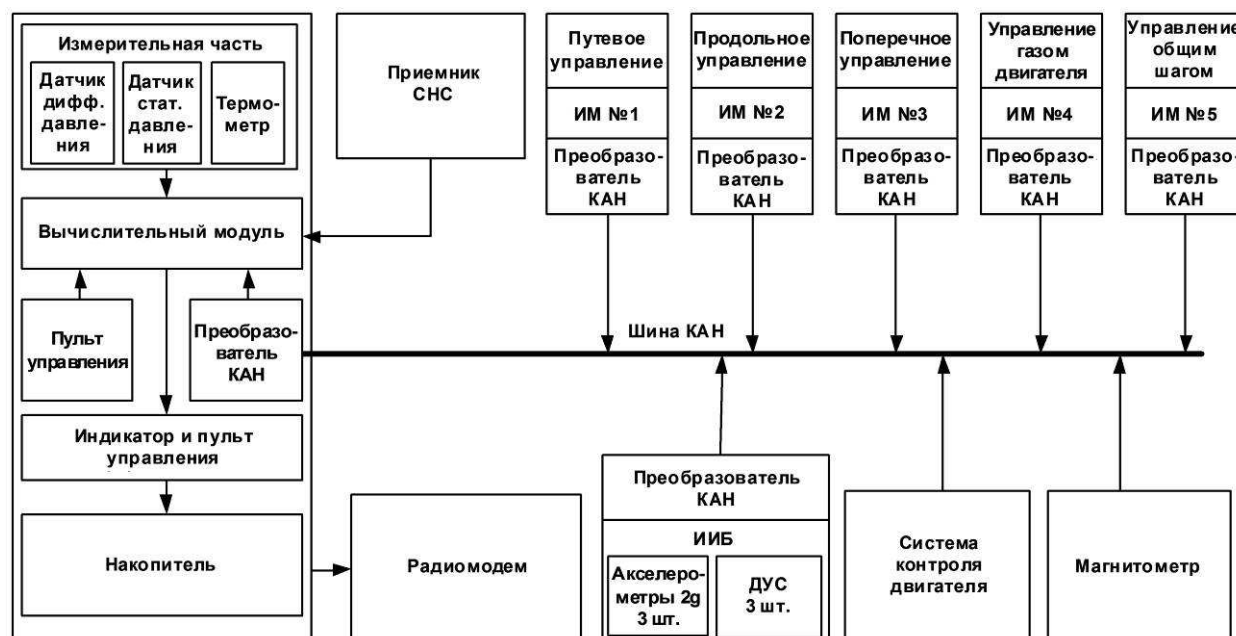


Рис. 3. Функциональная схема БСАУ СЛВ Роторфлай:
 СНС – спутниковая навигационная система; ИИБ – измерительно-индикаторный блок; ДУС – датчик угловой скорости; КАН – последовательная шина, обеспечивающая передачу данных в реальном масштабе времени; ИМ – исполнительный механизм

В целях приборной реализации приведенной функциональной схемы разработаны и изготовлены следующие структурные части БСАУ:

- а) вычислительный модуль, совмещенный с бортовым регистратором полетных данных;
- б) блок датчиков системы воздушных сигналов;
- в) инерциально-измерительный блок на базе волоконно-оптических гироскопов ВГ 910 и микромеханических акселерометров;
- г) блок 3-осевого магнитометра;
- д) специализированный цифровой электрический привод управления рулевыми органами сверхлегкого вертолета (СЛВ) на основе двигателя постоянного тока с функцией принудительного отключения двигателя от схемы управления;
- е) индикатор полетных данных и режимов работы БСАУ, совмещающий функцию поканального ручного задатчика параметров полета СЛВ пилотом на режиме использования БСАУ в режиме совмещенного управления;
- ж) пульт включения режимов БСАУ на ручке управления СЛВ;
- и) модуль контроля параметров силовой установки вертолета.

Контроль траекторного движения осуществляли на основе применения стандартного автомобильного приемника спутниковой радионавигационной системы. Бортовая радиоканальная линия была реализована с помощью стандартного радиомодема типа CONEL CDA-70.

На приборной панели (рис. 4) имеется ряд световых ламп и табло, сигнализирующих о минимальных, максимальных оборотах несущих винтов, об аварийной температуре охлаждающей жидкости и масла, аварийном остатке топлива, поканальные тумблеры включения общего шага продольного, поперечного и путевого управления. Установлен индикатор полетных данных и режимов работы БСАУ.

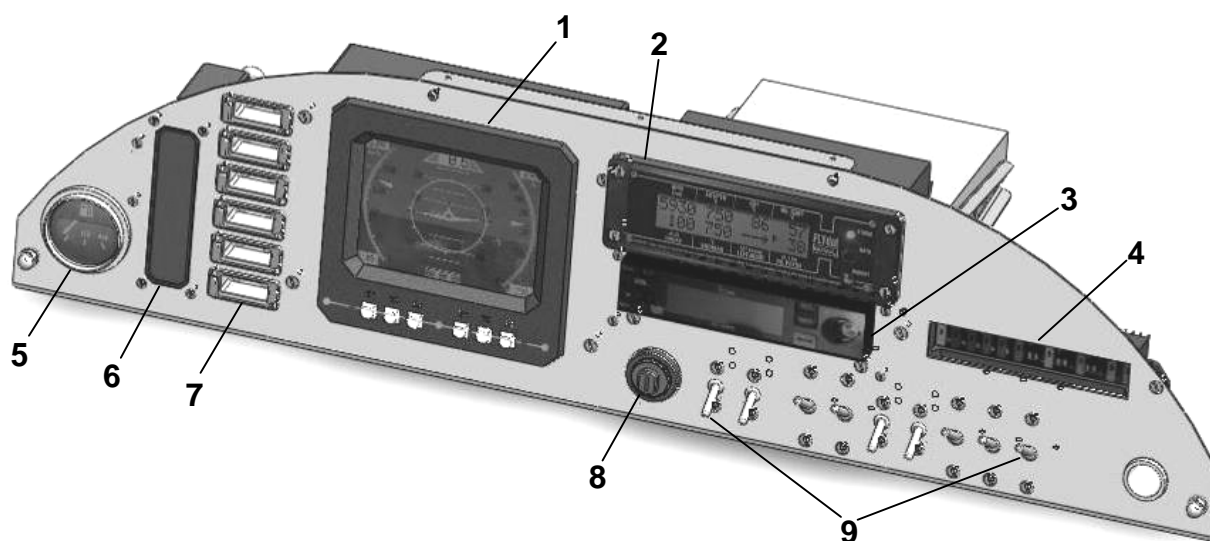


Рис. 4. Приборная панель СЛВ Роторфлай:

1 – индикатор полетных данных и режимов работы БСАУ; 2 – модуль контроля параметров силовой установки; 3 – бортовая радиостанция; 4 – блок предохранителей; 5 – датчик топлива; 6 – индикатор оборота двигателя несущей системы; 7 – световое табло бортовой сигнализации; 8 – контроль климата; 9 – тумблеры управления питания бортовыми потребителями

Идентификация СЛВ Роторфлай как объекта управления

Идентификация СЛВ Роторфлай как объекта управления проведена на основе записей пилотируемых полетов, во время которых пилот выполнял ступенчатые дачи органами управления вертолета во всех каналах. Идентификацию проводили по каналам курса, крена, тангажа. Каналы управления работают автономно, связь между ними осуществляется через динамику СЛВ Роторфлай. На рис. 5, 6, 7 показаны сравнительные характеристики измеренных угловых скоростей ω_z , ω_x , ω_y , соответственно синтезированных ω_z синт, ω_x синт, ω_y синт и результат их отработки рулевыми органами СЛВ Роторфлай в соответствующих каналах.

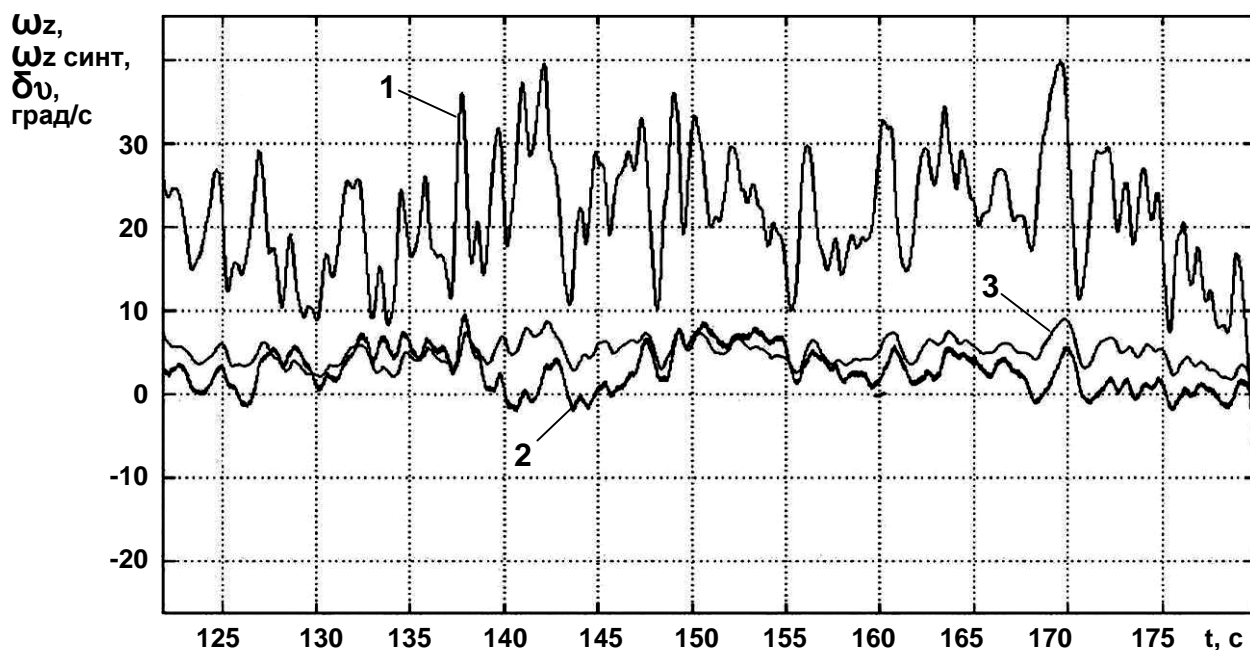


Рис. 5. Сравнительное моделирование измеренной угловой скорости тангажа и синтезированного сигнала угловой скорости тангажа в зависимости от величины сигнала продольного управления:
 1 – $\delta\upsilon$, 2 – ω_z , 3 – ω_z синт

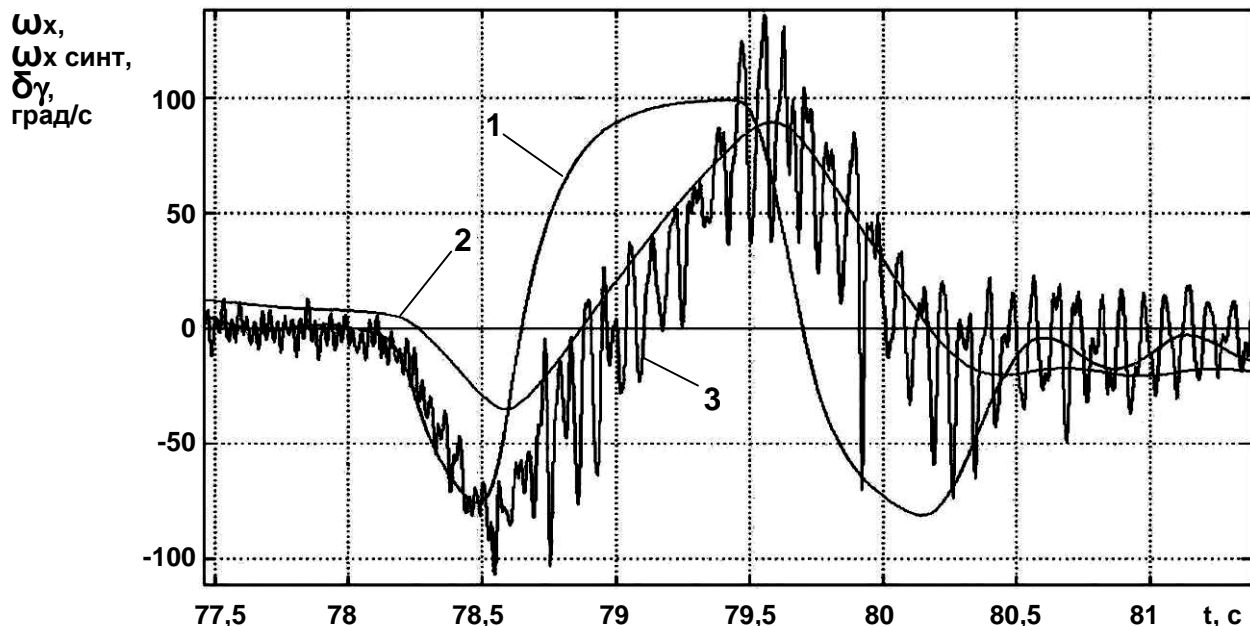


Рис. 6. Сравнительное моделирование измеренной угловой скорости крена и синтезированного сигнала угловой скорости крена в зависимости от величины сигнала поперечного управления:
 1 – $\delta\gamma$, 2 – ω_x синт, 3 – ω_x

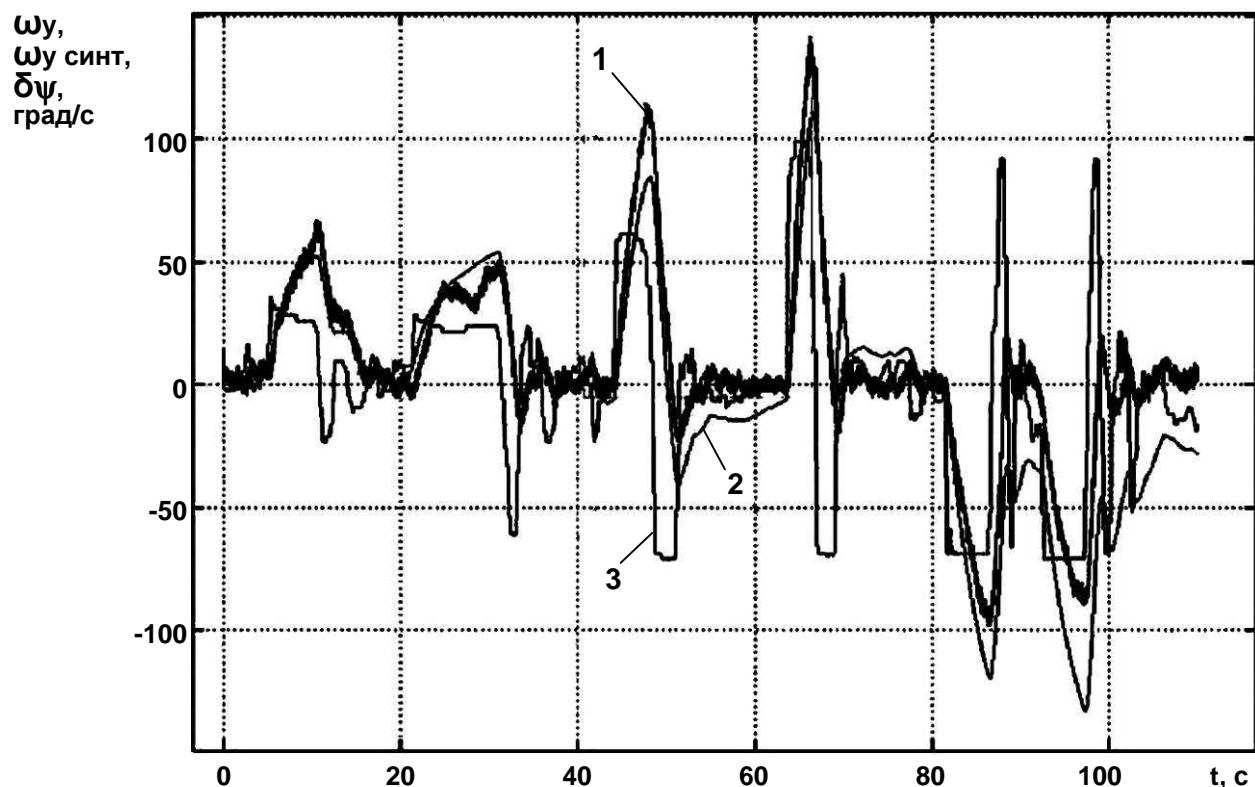


Рис. 7. Сравнительное моделирование измеренной угловой скорости курса и синтезированного сигнала угловой скорости курса в зависимости от величины сигнала бокового управления:

1 – ω_y , 2 – ω_y синт, 3 – $\delta\psi$

Анализ отработки БСАУ (см. рис. 5, 6, 7) показывает достаточную степень сходимости результатов математического моделирования с результатами летного эксперимента.

Эта сходимость дает возможность принять полученное математическое моделирование как основу для выполнения процедуры структурно-параметрического синтеза законов автоматического управления автопилота. Предложения, касающиеся структуры законов управления в продольном, поперечном и боковом каналах управления СЛВ Роторфлай, носят рекомендательный характер и могут изменяться и уточняться по результатам математического моделирования динамики пространственного движения системы СЛВ – система управления.

Математическая модель пространственного движения СЛВ Роторфлай показана на рис. 8. В представленной математической модели приведены:

а) передаточная функция управления угловой скоростью канала крена по управляющему воздействию на ручку управления; б) передаточная функция управления угловой скоростью канала курса по управляющему воздействию на педаль управления; в) передаточная функция продольного канала управления угловой скоростью тангажа по воздействию на ручку управления продольным каналом; г) передаточная функция управления высотой полета по управляющему воздействию на общий шаг несущей системы СЛВ.

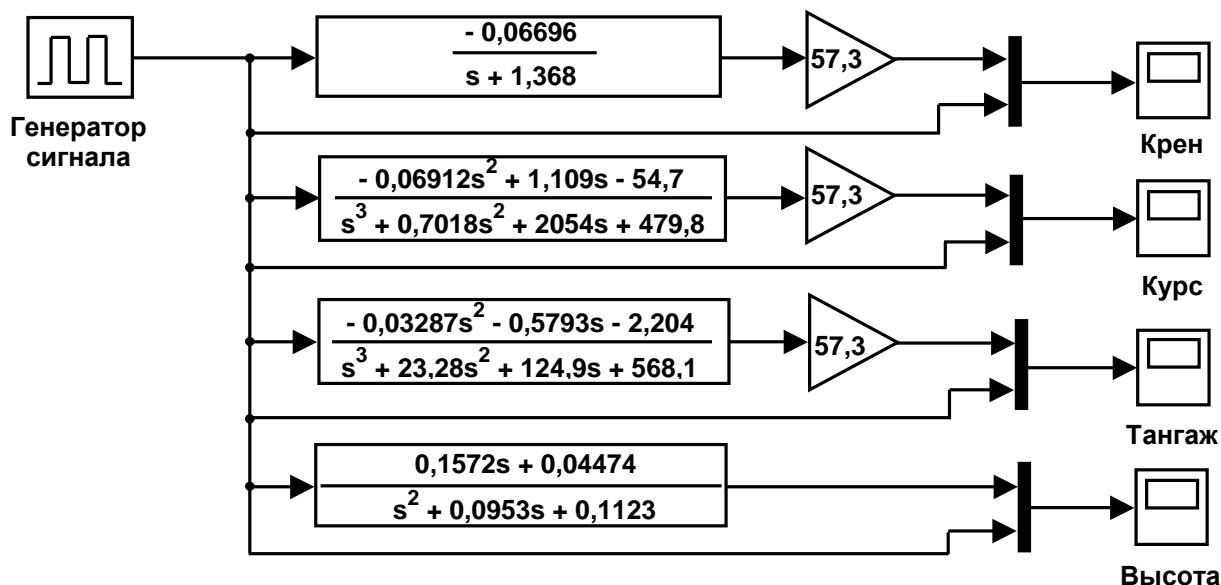


Рис. 8. Математическая модель динамики пространственного движения СЛВ Роторфлай

Выбранная структура и коэффициенты законов управления обеспечивают при математическом моделировании динамической системы БСАУ-вертолет приемлемое качество пространственной стабилизации СЛВ Роторфлай.

Результат математического моделирования процесса стабилизации заданного угла крена γ , тангажа θ и курса ψ в 5 град, а также изменения высоты полета на 5 м показаны на рис. 9.

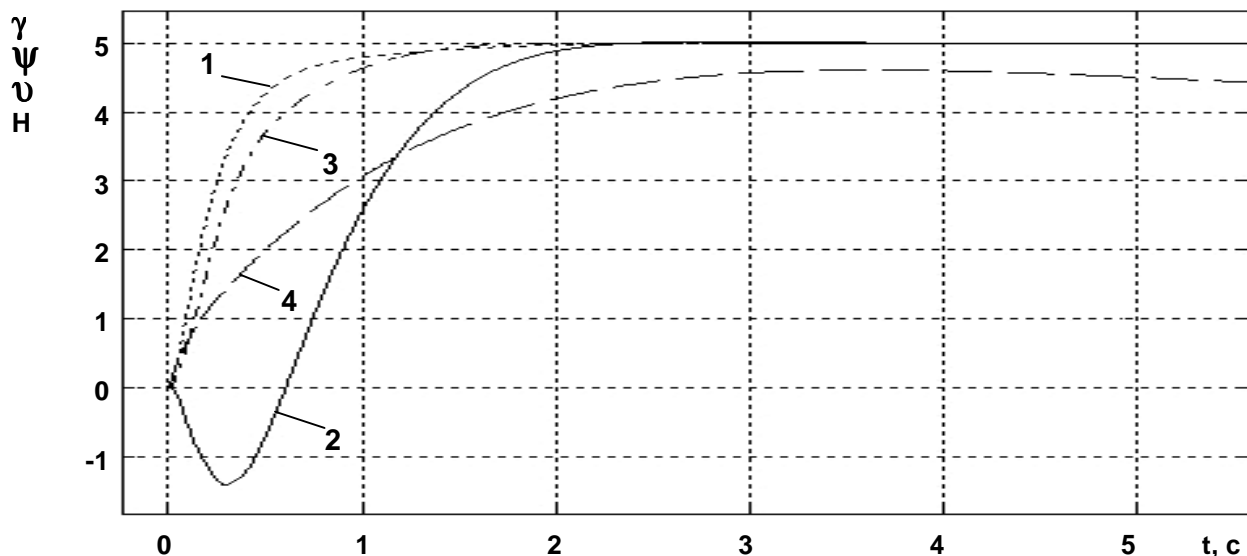


Рис. 9. Результат математического моделирования процесса пространственной стабилизации:

1 – угол γ , 2 – угол θ , 3 – угол ψ , 4 – H

Летные испытания БСАУ

Для оценки и отработки разработанной БСАУ была выполнена серия из 26 полетов на разных режимах со скоростями от 0 до 100 км/ч и на высотах до 100 м. Эффективность работы каждого канала управления проверяли при их поочередном включении пилотом соответствующим тумблером на рукоятке управления. Оценка работоспособности автопилота контролировалась пилотом по показаниям индикатора полетных данных и режимов работы БСАУ, расположенной на приборной панели вертолета. Оценка эффективности короткопериодического движения вертолета в режиме стабилизации проводили по анализу записанных параметров, мнению летчиков и самому факту возможности СЛВ Роторфлай совершать устойчивое движение на различных режимах.

На рис. 10 показана работа системы управления в канале тангажа в полете. График, обозначенный на расшифровке как 3, показывает момент включения и выключения канала (переход с минимума на максимум соответствует включенному состоянию канала тангажа). График, обозначенный как 4, показывает задаваемые БСАУ коды управления рулевым приводом. На графике, обозначенном как 1, показан измеренный текущий угол тангажа. Стабилизируемый угол тангажа определялся как запомненный на момент включения канала текущий угол тангажа и обозначен как 2. Представленный график свидетельствует о том, что вертолет совершает устойчивый полет, а БСАУ успешно обрабатывает возмущения, приводившие к отклонению вертолета по углу тангажа от -8 до +3 град.

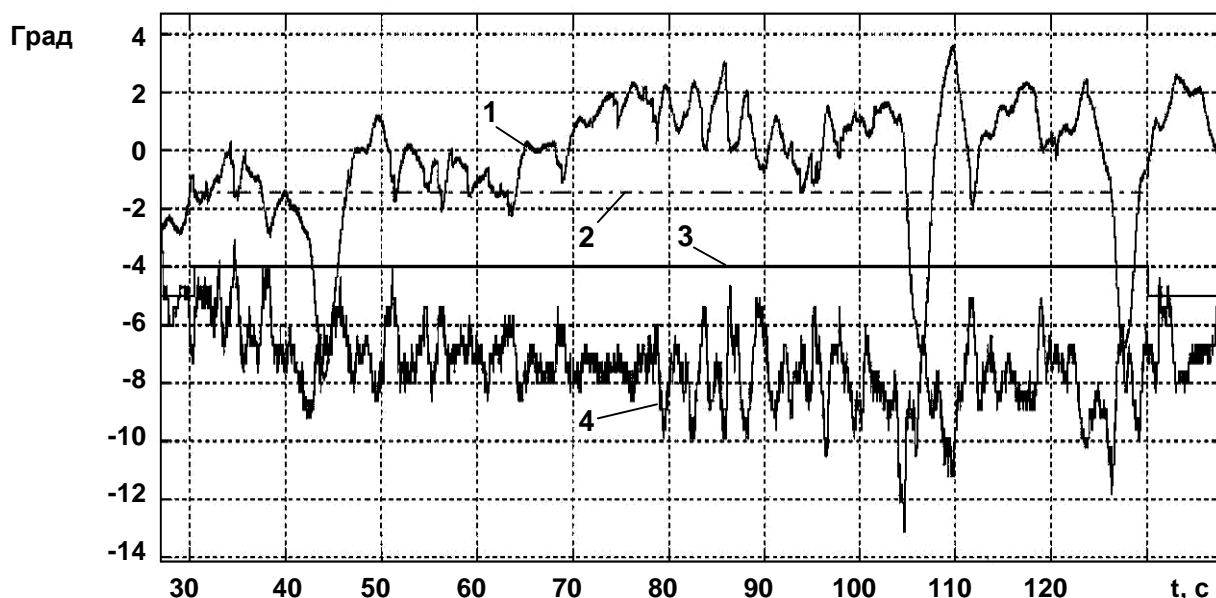


Рис. 10. Пример работы канала стабилизации угла тангажа СЛВ Роторфлай:
1 – тангаж измеренный, 2 – тангаж заданный, 3 – команда вкл/выкл, 4 – код управления приводом

Работа стабилизации каналов крена, угла курса, заданной высоты полета и частоты вращения несущего вала СЛВ аналогична работе канала тангажа.

Выводы

Анализ приведенных выше результатов испытаний СЛВ Роторфлай показывает, что разработанная БСАУ с выбранными на основании математического моделирования динамической системы БСАУ – вертолет коэффициентами законов управления выполняет пространственную стабилизацию с приемлемым качеством, которое достаточно для проведения полностью автоматического полета. Это доказывает возможность применения разработанной методики, а также программно-аппаратного обеспечения к организации процесса летных исследований критических режимов полета вертолетов в беспилотном режиме.

Список литературы

1. Михалев, И.А. Системы автоматического управления самолетом [Текст] / И.А. Михалев, Б.Н. Окоемов, М.С. Чикулаев – М.: Машиностроение, 1987. – 225 с.
2. Бабич, О.А. Обработка информации в навигационных комплексах [Текст] / О.А. Бабич. – М.: Машиностроение, 1991. – 150 с.
3. Математическое моделирование динамики полета в рамках САПР “Динамика”. R–монитор. Версия 4.0: Отчет о НИР / Центр. аэрогидродин. ин-т им. Н.Е. Жуковского (ЦАГИ). – М., 1989. – 73 с.
4. Бесекерский, В.А. Теория систем автоматического регулирования [Текст] / В.А. Бесекерский, Е.П. Попов. – М.: Наука, 1975. – 768 с.
5. Отработка программного обеспечения базы данных для обработки полетной информации: отчет о НИР / НИИ ПФМ ХАИ Г-ПФМ 159.2/95. – Х.: Харьк. авиац. ин-т, 1995. – 28 с.
6. Разработка методики моделирования системы автоматического управления моделями: отчет о НИР / НИИ ПФМ ХАИ 1208/07-95/3. – Х.: Харьк. авиац. ин-т, 1994. – 38 с.

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

Поступила в редакцию 13.10.11

Льотні випробування надлегкого вертольота в безпілотному режимі

Розглянуто один із найважливіших етапів при створенні нового надлегкого вертольота – підтвердження заявлених льотно-технічних характеристик шляхом проведення льотного експерименту в безпілотному режимі. Запропоновано методику розроблення та приладову реалізацію автопілота на основі сучасних рішень у галузі застосування обчислювальної та вимірювальної техніки, яка забезпечує автоматичне керування просторовим рухом надлегкого вертольота.

Ключові слова: ідентифікація, математичне моделювання режимів польоту, автопілот, льотні випробування, обробка результатів льотного експерименту.

Flying tests of the ultralight helicopter in the pilotless mode

One of the major stages at creation of new ultralight helicopter is confirmation of the declared flying and technical descriptions by realization of flying experiment in the pilotless mode. Methodology of development and device realization of autopilot is offered on the basis of modern decisions in area of computing and measuring engineering that provides automatic control for space motion of ultralight helicopter.

Keywords: identification, mathematical simulation of the flight modes, autopilot, flying tests, treatment of flying results.