

УДК 629.7.035

Г.Г. КУЛИКОВ<sup>1</sup>, П.С. КОТЕНКО<sup>1</sup>, В.С. ФАТИКОВ<sup>1</sup>, В.П. ИЩУК<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Уфимский государственный авиационный технический университет, Россия

<sup>2</sup>Авиационный научно-технический комплекс им. О.К. Антонова, Украина

## ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПОТРЕБНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК КОРОТКОГО ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ САМОЛЕТА С ТВВД

*На примере среднего транспортного самолета проведен комплексный анализ проблем, связанных с режимами короткого взлета и посадки (КВП) этого класса самолетов. Рассмотрена логика автоматического управления тягой ТВВД на этапах снижения, выравнивания и пробега с включением реверса тяги винтовентиляторов. Для повышения эффективности торможения на пробеге с включением реверса тяги винтовентиляторов предложено дополнительно совместное использование антиюзовой автоматики тормозных колес, а также информации о продольной и боковой перегрузке самолета. Сформулированы требования и классифицированы задачи комплексного исследования эффективности характеристик ТВВД в составе силовой установки самолета на всех этапах технологического маршрута испытаний: полунатурный стенд; двигательный стенд; самолет.*

**Ключевые слова:** короткий взлет и посадка, реверс тяги, системный анализ, интегрированное управление, турбовинтовентиляторный двигатель.

### Введение и постановка задачи

В мировой авиационной практике интерес к самолетам короткого взлета-посадки (КВП) все время усиливается. Способность самолетов садиться на короткие полосы (400 – 600 м) особенно важна для самолетов транспортных, МЧС, местных воздушных линий, сельскохозяйственной авиации, а также для всех других типов в случаях поврежденных взлетно-посадочных полос, необходимости увеличения времени принятия решения о прерывании взлета и др.

На основе анализа опыта разработки и эксплуатации самолетов АНТК им. О.К.Антонова (Украина) АН-70, АН-72, АН-74, АН-32, АН-38, АН-3, а также иностранных С-130, С-130J, YC-14 с турбовинтовыми двигателями [1, 2, 3] можно определить следующие основные требования для обеспечения посадки на короткие полосы:

- наличие автономных бортовых средств точного наведения в точку касания;
- обеспечение высокого уровня аэродинамического качества, в большой степени за счет рационального размещения двигателей, позволяющего наиболее эффективно использовать обдув крыла струей воздуха, отбрасываемой винтами;
- реализация прямого управления тягой силовой установки на участках выравнивания, выдерживания и касания;
- обеспечение эффективного режима торможения за счет реверсирования тяги с активным управлением на участках выравнивания, касания и пробега с выполнением требований безопасности;

– наличие автоматической системы, обеспечивающей возможность оптимального сочетания действия тормозов колес и реверса тяги.

Проблема реализации данных требований во многом определяется методологией решения комплекса проблем, связанных с самолетом, бортовым навигационным оборудованием, силовой установкой, системами управления тягой, торможения колес и др. для обеспечения посадки на короткие полосы:

Авторами предложен подход, основанный на системном анализе процесса КВП и организации интегрированного управления самолетом и силовой установкой [4], обеспечивающей необходимые условия для согласованного взаимодействия систем автоматического управления тягой силовой установки, точного наведения в точку касания, предупреждения критических режимов, реверса тяги и торможения колес. Данный подход предусматривает постановку и решение следующих основных задач:

1. Разработка системы логических правил и дополнительных условий интегрированного управления самолётом и его силовой установкой при КВП, включающей: адаптивную коррекцию программы управления СУ по значениям параметров продольной и боковой перегрузки самолёта; формирование сигнала «Разрешение реверса» при посадке самолета; включение и управление реверсом тяги; согласование управления реверсом и колёсными тормозами с учетом антиюзовой автоматики.

2. Разработка алгоритма адаптивной коррекции программы управления силовой установкой за счет дополнительного использования информации о

продольной перегрузке самолёта, с целью повышения точности выдерживания траектории движения самолета при посадке.

3. Разработка динамической характеристики (ДХ) в графо-аналитическом виде, описывающей статические и динамические параметры винтовентилятора (ВВ) в составе ТВВД на режимах реверса.

4. Разработка метода синтеза интегрированной в САУ СУ подсистемы управления ТВВД на режимах реверса, включающего: определение области замкнутого управления ВВ с учётом ограничений; определение условий переключения с временной программы разгона на регуляторы замкнутого управления реверсом; коррекцию программы управления газогенератором.

5. Разработка методики расчетно-экспериментальных исследований подсистемы управления ТВВД на режимах реверса, включающей: графо-аналитическое исследование эффективности статических и динамических характеристик ТВВД с помощью ДХ ВВ; расчетно-экспериментальное исследование на полунатурном стенде; исследование характеристик на двигательном стенде; исследование на самолёте; сравнительный анализ экспериментальных результатов.

Для системного анализа посадки самолета Ан-70 на короткой площадке авторы использовали предложенную в работе [5] последовательность моделей самолета, двигателей, их систем управления и правила их комплексирования для проведения математических, полунатурных и натурных исследований.

### 1. Системы логических правил и дополнительных условий интегрированного управления самолётом и его силовой установкой для КВП

Системы логических правил и дополнительных условий интегрированного управления самолётом и его силовой установкой при КВП определяются на основе системного анализа функциональной схемы

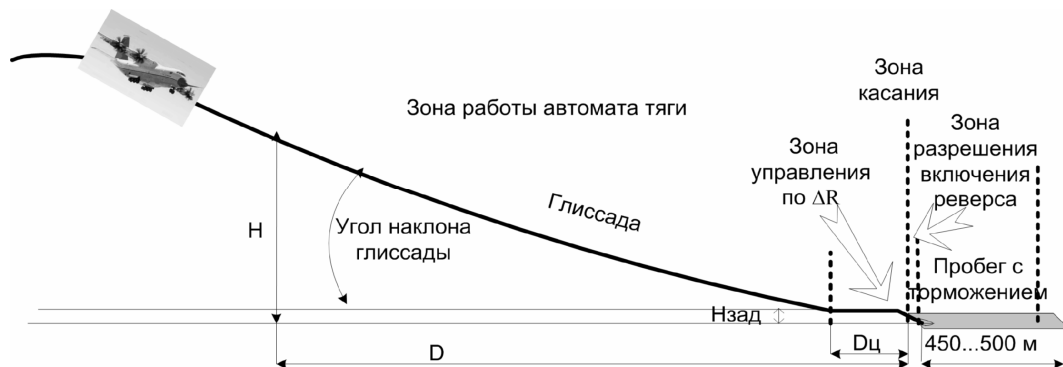


Рис. 1. Схема захода на посадку с зонами переключения законов управления тягой силовой установки

**На четвертом участке** реализуется управление реверсом тяги и комплексная система торможения колесными тормозами и тягой двигателей [4]. При этом торможение реверсной тягой обычно производ-

ится от значений скорости включения реверса  $V = 180 \dots 160$  км/ч до скорости его выключения  $V = \sim 90 \dots 60$  км/ч и начала торможения колесными тормозами. Если посадка осуществляется на мокрую

комплексной системы управления силовой установкой и системы управления самолетом. Они включают коррекцию программы управления силовой установкой по значениям параметров продольной и боковой перегрузок самолёта; формирование сигнала «Разрешение реверса» при посадке самолета; включение и управление реверсом тяги; согласование управления реверсом и колесными тормозами с учетом антиюзовой автоматики [1]. Для самолета КВП можно выделить четыре зоны с различными способами управления тягой двигателей (рис. 1).

**На первом участке** производится традиционное управление двигателями с помощью традиционного автомата тяги, поддерживающего рекомендуемую и заданную пилотом скоростью снижения [1].

**На втором участке** в зоне выравнивания, вплоть до касания, закон управления тягой двигателя переключается на поддержание указанной скорости выдчей в систему автоматического управления силовой установкой **приращения к текущей суммарной тяге**  $\Delta R$  двигателей, вычисляемой в самолете Ан-70 по формуле:

$$\Delta R = K_V \cdot \Delta V + K_{n_x} \cdot \Delta n_x + K_V \frac{T_{VP}}{T_{VP} + 1} \cdot \Delta V, \quad (1)$$

где  $\Delta V$  – отклонение приборной скорости от  $V_{\min}$  км/ч;  $K_V$ ,  $T_V$  – коэффициент передачи и постоянная времени по скорости.

Приращение по тяге в режиме штурвального управления вычисляется в вычислительной системе управления полетом и тягой (ВСУПТ, см. рис. 2) и передается в САУ силовой установки.

**На третьем участке** в зоне касания формируется сигнал «Разрешение реверса тяги» по обычной логике проверки выполнения заданных значений: положения самолета относительно посадочной полосы, скорости, высоты, положений закрылков, шасси, рычага управления двигателем, частот вращения и положения лопастей винтовентиляторов.

дится от значений скорости включения реверса  $V = 180 \dots 160$  км/ч до скорости его выключения  $V = \sim 90 \dots 60$  км/ч и начала торможения колесными тормозами. Если посадка осуществляется на мокрую

или заснеженную полосу, то при торможении может возникать скольжение самолета в боковой плоскости, так называемое глиссирование, при котором возникает боковая перегрузка. Простым способом борьбы с этим явлением является растормаживание колес до уровня, когда боковая перегрузка обнулится.

Закон торможения колесными тормозами с учетом работы антиюзовой автоматики может быть представлен в следующем виде [4]:

$$f_{\text{торм}} = K_{\text{торм}} \cdot P_{\text{торм}}; \quad (2)$$

$$P_{\text{торм}} = (K_{\text{кт}} / (T_{\text{кт}} p + 1)) (\delta_{\text{торм}} - K_{\text{пз}} n_z),$$

при  $V \leq 50 \dots 90 \text{ км/ч}$ , где  $K_{\text{пз}}$  – передаточный коэффициент, приводящий боковую перегрузку к усилии растормаживания;  $\delta_{\text{торм}}$  – перемещение органа управления торможением;  $K_{\text{кт}}$  – передаточный коэффициент в канале торможения и колесными тормозами;  $T_{\text{кт}}$  – постоянная времени в канале торможения колесными тормозами;  $P_{\text{торм}}$  – сила торможения.

Блок схема комплексирования бортовых систем для самолета АН-70 [3] при посадке в режиме КВП показана на рис. 2.

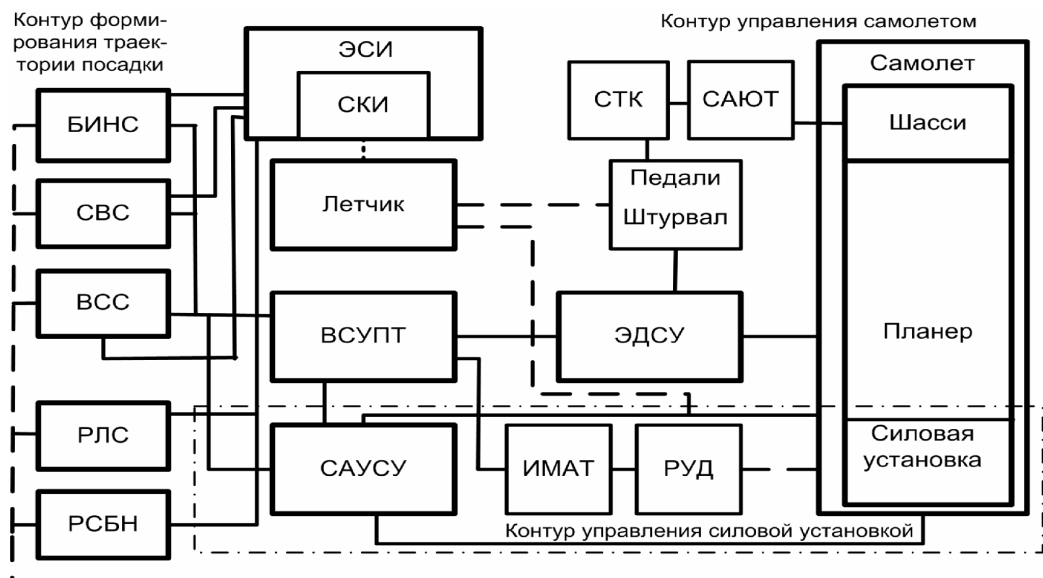


Рис. 2. Блок схема комплексирования бортовых систем при посадке с реверсом тяги  
 БИНС – безплатформенная инерциальная система; СВС – система воздушных сигналов; ВСС – вычислительная система самолетовождения; РЛС – радиолокационная станция; РСБН – то же ближнего наведения; ЭСИ – электронная система индикации; ИМАТ – исполнительный механизм автомата тяги; ВСУПТ – вычислительная система управления полетом и тягой двигателей; САУСУ – система управления силовой установкой; РУД – рычаги управления двигателем; СТК – система торможения колес; САЮТ – система антиюзовой автоматики

Автономный построитель глиссады, реализованный в ВСС или во ВСУПТ или в виде автономного микропроцессорного устройства, в интерактивном режиме вычисляет угол наклона траектории снижения  $\Theta$  по формуле:

$$\Theta_{\text{зад}} = \arcsin \left( (H - H_3) / (D_{\text{ц}} - D_3) \right), \quad (3)$$

где  $H$  – текущая высота полета, измеренная СВС или радиовысотомером;  $H_3$  – заданная высота снижения до зоны выравнивания;  $D_{\text{ц}}$  – дальность до торца ВПП;  $D_3$  – заданная дальность (от торца ВПП до начала зоны выравнивания).

## 2. Адаптивная коррекция программы управления тягой

Для сокращения длины пробега кроме обеспечения попадания в точку приземления, т.е. в торец

ВПП, необходимо выдерживание минимально возможной для самолета скорости приземления. Такой скоростью является минимальная скорость установившегося полета в посадочной конфигурации. Для поддержания этой скорости, постоянной в зонах выравнивания и выдерживания вплоть до касания, используется алгоритм формирования приращения датчика РУД и приращения тяги для передачи его в САУ силовой установки. Алгоритм решает задачу определения требуемого значения приращения тяги при достижении и последующей стабилизации минимальной приборной скорости приземления, задаваемой летчиком в режиме штурвального управления при КВП. Заданное приращение тяги поступает в САУ двигателей для автоматического поддержания скорости посадки в зоне выравнивания и до касания неизменной в режиме КВП без отклонения РУД. При этом рассогласование  $\Delta R$  в формуле (1)

между значением тяги, определяемом положением РУД и фактически заданным двигателю, определяется из условия качества поддержания минимальной скорости на этапе выдерживания. С целью повышения точности выдерживания скорости в алгоритме управления тягой используется информация о продольной перегрузке самолёта.

### 3. Метод графоаналитического анализа и синтеза программ регулирования ТВВД с соосным ВВ на режимах КВП

Исследование статических и динамических характеристик, выделение областей устойчивого и неустойчивого состояния соосного двухрядного винтовентилятора (ВВ) противоположного вращения в составе ТВВД как объекта регулирования на режимах КВП, определение ограничений на его параметры в рамках данного подхода предложено проводить с помощью динамической характеристики (ДХ) [2], которая в графо-аналитическом виде описывает статические и динамические параметры соосного ВВ на режимах КВП с включением реверса тяги в координатах: частота вращения ВВ (выходная координата) – угол установки лопасти (управляющее воздействие). Метод графоаналитического анализа и синтеза программ регулирования соосного ВВ на режимах реверса тяги с учетом основных динамических факторов и ограничений регулирования заключается в анализе нанесенных на ДХ для заданных условий полета положения желаемых линий регулирования относительно ограничений по частотам вращения и значения потребной отрицательной тяги. В результате можно рассчитать соответствующие переходные процессы, а также потребную скорость перевода лопастей в реверсное положение до вступления в работу регуляторов  $n_1$ ,  $n_2$ . Необходимые значения программы (уставок) системы замкнутого регулирования реверса ВВ для обеспечения максимальных значений реверсной тяги по скорости на пробеге определяются по среднему значению суммарной реверсной тяги  $P_{\text{ср.рев}}$ , создаваемой соосным ВВ на интервале скорости от значения  $V_0$  в момент включения реверса до достижения скорости начала эффективного использования тормозов  $V_{\text{торм}}$  [1]:

$$P_{\text{ср.рев}} = \int_{v=V_0}^{V_{\text{торм}}} P_{\text{рев}} \cdot dv / (V_0 - V_{\text{торм}}) \Rightarrow \max. \quad (4)$$

При этом максимум  $P_{\text{ср.рев}}$  будет при максимальных реверсных углах лопастей (на механических упорах) и максимально допустимых значениях частот вращения [1].

Анализ САУ управления соосным ВВ показывает, что реализация программы управления процессами перехода с режима прямой тяги на реверс и обратно

может быть выполнена в гидромеханическом регуляторе сервопривода лопастей, исходя из условия:

$$\int_{t_{\text{ВКЛ.РЕВ}}}^{t_{\text{ВЫКЛ.РЕВ}}} [R_{\text{зад}} - R(t)]^2 dt \Rightarrow \min. \quad (5)$$

При этом возникает задача согласования характеристик программы перевода лопастей в реверсное положение и регуляторов частот вращения ВВ. Существует 2 реализуемых подхода для решения данной проблемы:

- через логический селектор, который по времени или внутрисистемному параметру (по значению отрицательной тяги) переключит на программу стабилизации частот вращения;
- синтезировать оптимальный регулятор перевода лопастей в реверсное положение и частот вращения по внутридвигательным параметрам на основе модели ТВВД и модели существующих ограничений для программ управления с перекрестными связями.

В рамках указанного подхода для обеспечения потребных характеристик короткого взлета и посадки самолета с ТВВД предусматриваются следующие этапы расчетно-экспериментальных исследований:

- Математическое моделирование с помощью динамической характеристики с адекватностью и точностью по основным параметрам  $\pm 5\%$  от текущих значений параметров.
- Исследование системы на полунатурном стенде с натурной электронной частью системы. На данном этапе проверяется логика работы системы и уточняются ее параметры.
- Отработка системы на винтомоторном стенде с реальным ТВВД, где в условиях  $H=0$ ;  $M=0$  проверяются и уточняются характеристики системы управления.
- Окончательным этапом исследований характеристик силовой установки на режимах посадки, торможения и пробега с включением реверса являются испытания на самолете.

### Выводы

Таким образом, предложенный подход позволяет:

1. Провести декомпозицию процесса посадки самолета с КВП на четыре этапа с различными способами управления тягой: снижение по глиссаде; выравнивание и выдерживание минимальной посадочной скорости; разрешения и включения реверса и касания; пробега с торможением реверсом и колесными тормозами.
2. Сформировать логику комплексного управления самолетом и его силовой установки на указанных этапах КВП.

3. Использовать для анализа и синтеза САУ последовательность моделей: графоаналитическую – процесса посадки самолета на КВП; нелинейную динамическую модель ТВВД; комплексирования бортовых систем и системы управления силовой установкой; а также логические правила систем управления силовой установкой и самолетом в виде последовательности условий во времени и распределенной схемы.

### Литература

1. Ищук В.П. Регулирование отрицательной тяги силовой установки транспортного самолета / В.П. Ищук // *Авиационно-космическая техника и технология*. 2006. – № 7(33). – С. 45-57.
2. Lecroy R.S. Future Air Force tactic air lifter considerations / R.S. Lecroy, P.M. Ryle // *A/A – 1984*. – № 2504.

3. Котенко П.С. Электронный борт самолёта АН-70: концепции и перспективы / П.С. Котенко // *Мир Авионики*. – НАА, 1998. – №2. – С. 47-52.

4. Куликов Г.Г. Системный анализ и организация интегрированного управления самолетом с турбовинтовыми двигателями при посадке на короткие площадки / Г.Г. Куликов, П.С. Котенко, В.С. Фатиков, В.П. Ищук // *Вестник УГАТУ*. – Уфа, 2008, – Т. № 1. – С. 45-50.

5. Динамические модели авиационных газотурбинных двигателей для создания и эксплуатации систем управления / Г.Г. Куликов // *Вестник УГАТУ*. – Уфа, 2000. – №2. – С. 157-165.

6. Куликов Г.Г. Динамическая характеристика соосного винтовентилятора на режимах реверса тяги для решения задач автоматического управления и контроля состояния / Г.Г. Куликов, В.Ю. Арьков, О.Д. Лянцев, В.С. Фатиков, В.И. Хилько, В.П. Ищук // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2003. – № 6 (41). – С. 106-110.

Поступила в редакцию 15.05.2008

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф. С.В. Епифанов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Харьков.

### ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ПОТРІБНИХ ХАРАКТЕРИСТИК КОРОТКОГО ЗЛЬОТУ І ПОСАДКИ ЛІТАКА З ТГВД

*Г.Г. Куликов, П.С. Котенко, В.С. Фатіков, В.П. Іщук*

На прикладі середнього транспортного літака проведений комплексний аналіз проблем, зв'язаних режимами короткого зльоту і посадки (КЗП) цього класу літаків. Розглянута логіка автоматичного управління тягою ТВВД на етапах зниження, вирівнювання і пробігу з включенням реверсу тяги гвинтовентиляторів. Для підвищення ефективності гальмування на пробігу з включенням реверсу тяги гвинтовентиляторів запропоновано додатково сумісне використання антиюзової автоматики гальмівних коліс, а також інформації про подовжнє і бічне перевантаження літака. Сформульовані вимоги і класифіковані завдання комплексного дослідження ефективності характеристик ТГВД у складі сигової установки літака на всіх етапах технологічного маршруту випробувань: напівнатурний стенд; руховий стенд; літак.

**Ключові слова:** короткий зліт і посадка, реверс тяги, системний аналіз, інтегроване управління, турбовинтовентиляторний двигун.

### PROVIDING OF REQUIRED CHARACTERISTICS OF SHORT TAKE OFF AND LANDING OF AIRCRAFT WITH TURBOPROPFAN

*G.G. Kulikov, P.S. Kotenko, V.S. Fatikov, V.P. Ishchuk*

The complex analysis of the problems connected with short take off and landing of the middle transport aircraft is discussed. The logic of automatic control by turbopropfan thrust at stages of landing, balancing and run with switching to reversed thrust of propfans is considered. For the efficiency growth of run braking with switching to thrust reversed of propfan, the joint use of anti-skidding automatics of brake wheels, and also the information on a longitudinal and lateral overload of the plane is suggested in addition. Requirements are formulated and the problems of complex research of efficiency of turbopropfan characteristics within the power-plant of the aircraft at all stages of a technological route of tests are classified: hardware-in-the-loop simulation, engine test-bed; aircraft.

**Key words:** short take off and landing, reversed thrust, system analysis, integrated control, turbopropfan.

**Куликов Геннадий Григорьевич** – д-р техн. наук, проф., зав. кафедрой АСУ, ГОУ ВПО Уфимский государственный авиационный технический университет, e-mail: kulikov@asu.ugatu.ac.ru.

**Котенко Павел Степанович** – канд. техн. наук, доцент, ГОУ ВПО Уфимский государственный авиационный технический университет, e-mail: PSKotenko@mail.ru.

**Фатиков Виктор Сергеевич** – канд. техн. наук, доцент, ГОУ ВПО Уфимский государственный авиационный технический университет, e-mail: fatikov2004@mail.ru.

**Ищук Виктор Петрович** – АНТК им. О.К. Антонова, заместитель главного конструктора, e-mail: novikov@antonov.com.