

УДК 629.7.035

Г. Г. КУЛИКОВ, П. С. КОТЕНКО, В. С. ФАТИКОВ, В. П. ИЩУК

СИСТЕМНЫЙ АНАЛИЗ И ОРГАНИЗАЦИЯ ИНТЕГРИРОВАННОГО УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ С ТУРБОВИНТО-ВЕНТИЛЯТОРНЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ ПРИ ПОСАДКЕ НА КОРОТКИЕ ПЛОЩАДКИ

На примере среднего транспортного самолета проведен комплексный анализ проблем короткого взлета и посадки. Рассмотрена логика автоматического управления тягой ТВВД на этапах снижения, выравнивания и пробеге с включением реверса тяги винтовентиляторов. На пробеге с включением реверса тяги винтовентиляторов предложено 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. *Короткий взлет и посадка ; реверс тяги ; интегрированное управление ; турбовинтовентиляторный двигатель*

Способность самолетов садиться на короткие полосы (400–600 м) позволяет существенно расширить использование авиации в труднодоступных географических районах, что особенно важно для самолетов транспортных, МЧС, местных воздушных линий, сельскохозяйственной авиации и всех других типов в случаях поврежденных взлетно-посадочных полос и при необходимости увеличения времени принятия решения о прерывании взлета. Поэтому в мировой авиационной практике интерес к самолетам короткого взлета–посадки (КВП) все время только усиливается.

Анализ опыта эксплуатации самолетов семейства АН-72, АН-74, АН-32, АН-38, АН-3 и др., а также зарубежных С-130, С-130J, YC-14 с турбовинтовыми двигателями [3] выявил следующие основные требования к самолету, бортовому навигационному оборудованию, силовой установке и системе управления тягой самолетов этого класса для обеспечения посадки на короткие полосы:

- иметь автономные бортовые средства точного наведения в точку касания;
- обладать высоким уровнем аэродинамического качества, в большей степени за счет рационального размещения двигателей, позволяющего наиболее эффективно использовать обдув крыла струей воздуха, отбрасываемой винтами;

- иметь режим прямого управления тягой силовой установки на участках выравнивания, выдерживания и касания;

- иметь эффективный режим торможения за счет реверсирования тяги с активным управлением на участках выравнивания, касания и пробеге с выполнением требований по безопасности;

- иметь автоматическую систему, обеспечивающую оптимальное сочетание действия тормозов колес и реверса тяги.

С учетом этих требований в АНТК им. О. К. Антонова (Украина) разрабатывался средний транспортный самолет (СТС) АН-70, имеющий силовую установку из 4-х ТВВД мощностью по 14000 э.л.с. с реверсивными соосными двухрядными винтовентиляторами и систему автоматического управления типа FADEC [4]. За рубежом эти требования учитывались при реализации проектов военно-транспортных самолетов С-130J, С-17 (США), А-400 (Airbus military, Европа). Тем не менее, несмотря на то, что они оборудованы современными средствами для посадки в режиме КВП, проблема обеспечения заданных перспективных требований в полной мере остается актуальной.

Предложен подход, основанный на системном анализе процесса КВП и интегрированного управления самолетом и силовой установкой, обеспечивающей необходимые условия для согласованного взаимодействия си-

стем автоматического управления тягой силовой установки, точного наведения в точку касания, предупреждения критических режимов, реверса тяги и торможения колес.

Одной из основных задач системного анализа является построение адекватных структурных и параметрических моделей исследуемой системы. Для системного анализа посадки самолета Ан-70 на короткие площадки авторы использовали предложенную в работе [5] последовательность моделей самолета, двигателей, их систем управления и правила их комплексирования для проведения математических, полунатурных и натурных исследований.

Данный подход предусматривает постановку и решение следующих основных задач:

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

2. Разработка алгоритма адаптивной коррекции программы управления силовой установкой за счет дополнительного использования информации о продольной перегрузке самолета, с целью повышения точности выдерживания траектории движения самолета при посадке.

3. Разработка динамической характеристики (ДХ) в графо-аналитическом виде, описывающей статические и динамические параметры ($\dot{n}_{ПВ}$, $\dot{n}_{ЗВ}$, $\varphi_{ПВ}$, $\varphi_{ЗВ}$, $R_{ВВ}$, $N_{СТ}$) винтовентилятора (ВВ) в составе ТВВД на режимах реверса.

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

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 самолете; сравнительный анализ экспериментальных результатов.

1. СИСТЕМЫ ЛОГИЧЕСКИХ ПРАВИЛ И ДОПОЛНИТЕЛЬНЫХ УСЛОВИЙ ИНТЕГРИРОВАННОГО УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ И ЕГО СИЛОВОЙ УСТАНОВКОЙ ДЛЯ КВП

Системы логических правил и дополнительных условий интегрированного управления самолетом и его силовой установкой при КВП определяются на основе системного анализа функциональной схемы комплексной системы управления силовой установкой и системы управления самолетом. Они включают коррекцию программы управления силовой установкой по значениям параметров продольной и боковой перегрузок самолета; формирование сигнала «Разрешение реверса» при посадке самолета; включение и управление реверсом тяги; согласование управления реверсом и колесными тормозами с учетом антиюзовой автоматики.

Практически на всех самолетах, у которых предусмотрена автоматическая посадка с высотой принятия решения ниже, чем предусмотрена I категорией ИКАО (60 м), предусмотрена установка автомата тяги или система управления автоматом тяги. Законы управления тягой могут быть различными в зависимости от типа летательного аппарата и его аэродинамических характеристик. На участках выравнивания, выдерживания и касания закон управления, как правило, не изменяется, положение РУД находится на отметке малого газа или имеет незначительные перемещения относительно этого значения.

Для самолетов КВП необходим несколько другой способ управления тягой двигателей, так как здесь требуется, во-первых, высокая точность приземления в начало ВПП и, во-вторых, необходимо выдерживать предельно минимальную посадочную скорость. А так как самолет находится в зоне выравнивания, поддержание скорости возможно только приращением тяги двигателей. В контуре управления находится летчик, который, получая информацию о положении самолета и о параметрах работы двигателей при посадке с экрана ЭСИ, управляет штурвалом и РУД, а после приземления и педалями системы торможения колес.

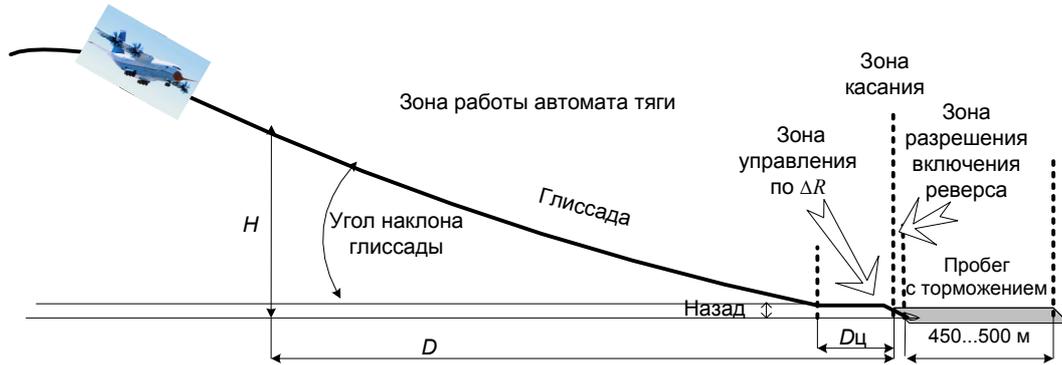


Рис. 1. Схема захода на посадку с зонами переключения законов управления тягой силовой установки

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. Закон управления автоматом тяги может быть представлен (по аналогии с автоматом тяги, реализованном для самолета АН-72) как:

$$\delta_{РУД} = \frac{1}{p} [(K_{\vartheta}\vartheta + K_{n_x}n_x + K_{\Delta V}\Delta V) \times \times \frac{p}{T_p + 1} + K_V\Delta V + K_{\omega_z}\frac{T_p}{T_p + 1}\omega_z]. \quad (1)$$

Регулируемым параметром в (1) является $\Delta V = V_{пр} - V_{пр,зад}$, где $V_{пр,зад}$ — приборная скорость, заданная летчиком с пульта управления.

На втором участке в зоне выравнивания вплоть до касания закон управления тягой двигателей переключается на поддержание указанной скорости выдачей в систему автоматического управления силовой установкой **приращения к текущей суммарной тяге ΔR** двигателей, вычисляемой по формуле, реализованной в самолете АН-70:

$$\Delta R = K_V\Delta V + K_{n_x}\Delta n_x + K_V\frac{T_V p}{T_V p + 1}\Delta V, \quad (2)$$

где ΔV — 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 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.

На четвертом участке реализуется управление реверсом тяги и комплексная система торможения колесными тормозами и тягой двигателей. При этом торможение реверсной тягой обычно производится от значений скорости включения реверса $V \approx 180 \dots 160$ км/ч до скорости его выключения $V \approx 90 \dots 60$ км/ч и начала торможения колесными тормозами.

Комплексное торможение реверсом тяги и колесными тормозами можно представить в следующем виде:

$$-\frac{G_c}{g} \frac{dV}{dt} = -c_x S \rho \frac{V_a^2}{2} - (R_{\Sigma}^+ - R_{\Sigma}^-) - [(f_{тр-кач.} + f_{торм})(G_c - c_y S \rho \frac{V_a^2}{2})],$$

где R_{Σ} — суммарная реверсная тяга двигателей.

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 мо-

жет быть представлен в следующем виде:

$$\begin{aligned} f_{\text{торм}} &= K_{\text{торм}} \cdot P_{\text{торм}}; \\ P_{\text{торм}} &= \frac{K_{\text{кт}}}{T_{\text{кт}}p + 1} (\delta_{\text{торм}} - K_{nz} n_z), \end{aligned} \quad (3)$$

при $V \leq 50 \dots 90$ км/ч, где K_{nz} — передаточный коэффициент, приводящий боковую перегрузку к усилию 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 при посадке в режиме КВП показана на рис. 2. Здесь: БИНС — безплатформенная инерциальная система; СВС — система воздушных сигналов; ВСС — вычислительная система самолетовождения; РЛС — радиолокационная станция, РСБН тоже ближнего наведения; ЭСИ — электронная система индикации; ИМАТ — исполнительный механизм автомата тяги; ВСУПТ — вычислительная система управления полетом и тягой двигателей; САУ СУ — 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 Θ по формуле:

$$\Theta_{\text{зад}} = \arcsin \frac{H - H_3}{D_{\text{ц}} - D_3},$$

где H — текущая высота полета, измеренная СВС или радиовысотомером;

H_3 — заданная высота снижения до зоны выравнивания;

$D_{\text{ц}}$ — дальность до торца ВПП, определенная дальномером РЛС, РСБН, MLS-M или вычисленная по данным приемника СНС;

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 задатчика 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 ΔR в формуле (2) 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 самолета.

3. МЕТОД ГРАФО-АНАЛИТИЧЕСКОГО 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) [1], см. рис. 3.

ДХ ВВ в графо-аналитическом виде описывает статические и динамические параметры соосного ВВ на режимах КВП с включением реверса тяги, и строится для переднего и заднего ВВ в координатах: частота вращения ВВ (выходная координата) — угол установки лопасти (управляющее воздействие). Кроме того, на динамическую характеристику ВВ наносятся линии равных значений ускорений переднего и заднего ВВ, включая режим реверса, суммарной тяги ВВ, ограничений по частотам вращения, углам установки, мощности турбины винта.

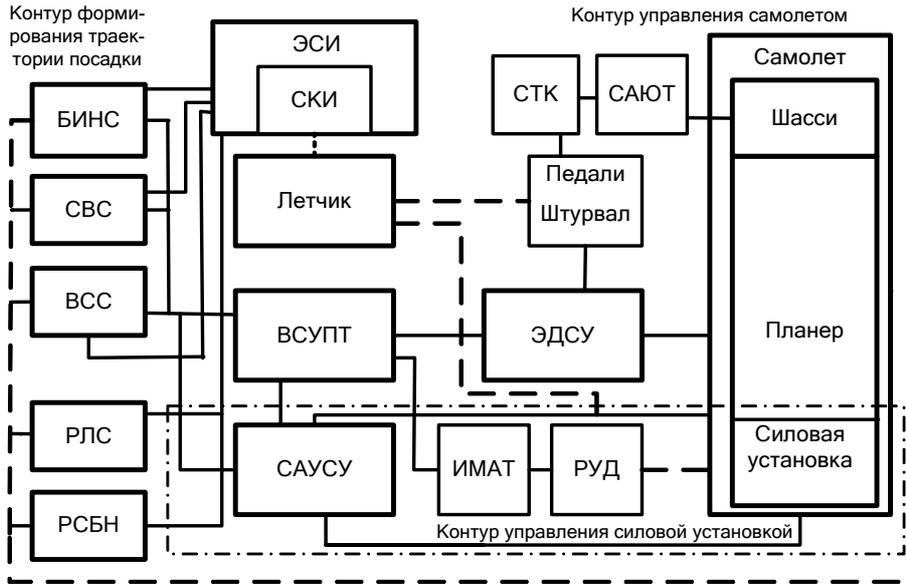


Рис. 2. Блок-схема комплексирования бортовых систем при посадке с реверсом тяги

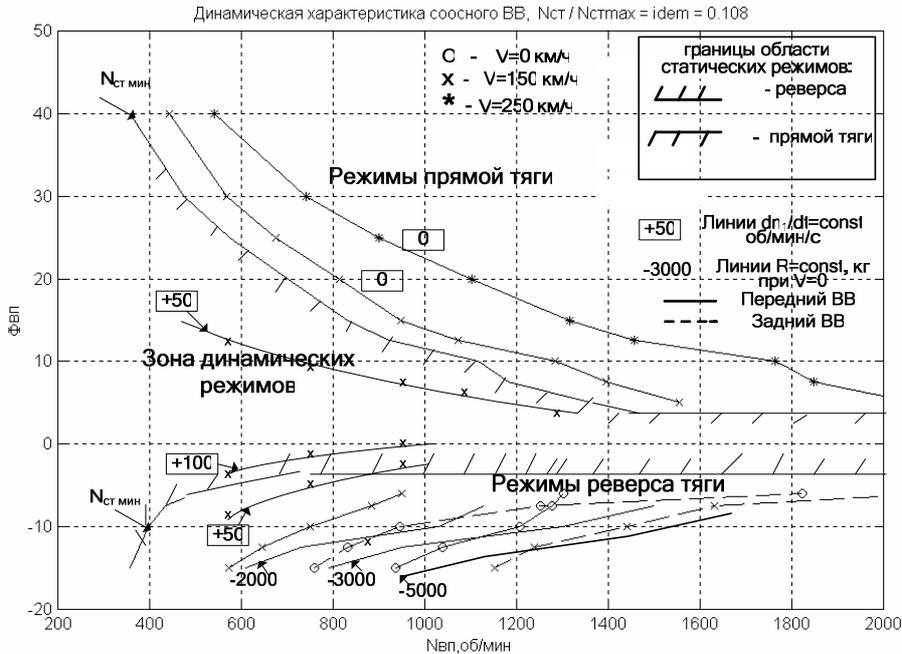


Рис. 3. Динамическая характеристика соосного винтовентилятора на режимах посадки

Путем графического интегрирования желаемой программы управления углами лопастей, можно рассчитать соответствующие переходные процессы и, в частности, определить требуемую для безопасного перевода лопастей в реверсное положение скорость $\dot{\varphi}$ до вступления в работу регуляторов n_1, n_2 .

Метод графо-аналитического анализа и синтеза программ регулирования соосного ВВ на режимах реверса тяги с учетом основных динамических факторов, располагаемых областей установившихся и неустойчивых режимов и ограничений регулирования,

влияющих на характер протекания переходных процессов, заключается в нанесении на ДХ, построенную для заданных условий полета, желаемых программ регулирования и анализе их относительно ограничений по частотам вращения и требуемой тяге.

Необходимые значения программы (уставок) системы замкнутого регулирования реверса ВВ для обеспечения максимальных значений реверсной тяги по скорости на пробеге можно определить из следующих соображений.

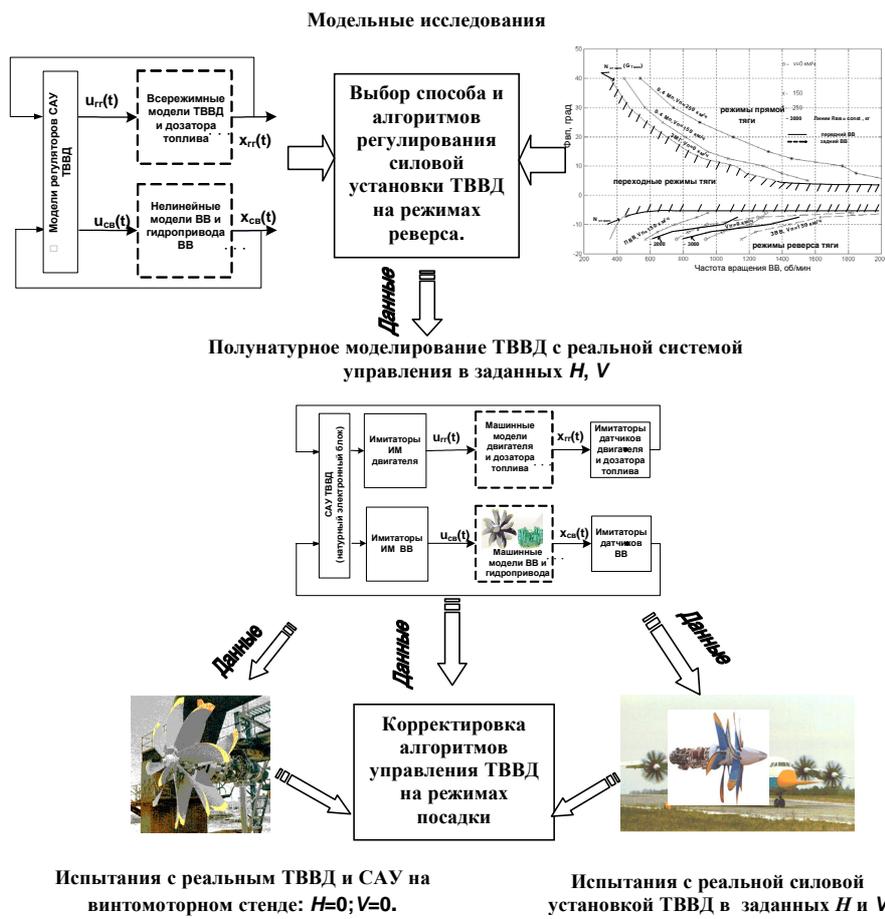


Рис. 4. Методология исследований и отработки системы управления ТВВД с соосным ВВ на режимах реверса

В качестве критерия примем среднее значение суммарной реверсной тяги $P_{ср.рев}$, создаваемой соосным ВВ (в сумме передним и задним ВВ) на интервале скорости от значения V_0 в момент включения реверса до достижения скорости начала эффективного использования тормозов $V_{торм}$ (примем $V_{торм} = 50$ км/ч). Очевидно, что максимум $P_{ср.рев}$ будет при максимальных реверсных углах лопастей (на механических упорах реверса) $\varphi_{1рев} = \varphi_{2рев} = \varphi_{рев.макс}$. И максимально допустимых значениях частот вращения $n_{пв} = n_{зв} = n_{рев.макс}$, то есть

$$P_{ср.рев} = \frac{\int_{v=v_0}^{v_{торм}} P_{рев} \cdot dv}{V_0 - V_{торм}} = \max;$$

Таким образом, обобщая приведенные выше рассуждения, можно сформировать оптимальную программу управления реверсом. Необходимо выполнить: условия получения максимальной отрицательной тяги при заданной скорости посадки с учетом ограничений на углы поворота лопастей переднего и заднего винтов; регулирование частот вращения

винтами по замкнутой схеме. В этом случае также необходимо обеспечить требуемые запасы устойчивости и качество регулирования.

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: $t_{вкл.рев} \int_{t_{вкл.рев}} [R_{зад} - R(t)]^2 dt \Rightarrow \min.$

Перевод лопастей осуществляется по временной программе (в течение 3,5 с) до момента включения регулятора частот вращения ВВ. В качестве признака перехода в область установившихся режимов реверса и включения регулятора частот вращения ВВ, может быть использовано также и заданное значение отрицательной тяги. При этом возникает задача согласования характеристик программы перевода лопастей в реверсное положение и регуляторов частот вращения ВВ. Существует 2 подхода к решению данной проблемы:

- через логический селектор, который по времени или внутрисистемному параметру (по значению отрицательной тяги) осуществит переключение с программы перевода лопастей в реверсное положение на режим стабилизации частот вращения;

- синтезировать оптимальный регулятор перевода лопастей в реверсное положение и частот вращения по внутриводвигательным параметрам на основе модели ТВВД и модели существующих ограничений для программ управления с перекрестными связями.

Результаты теоретических исследований процессов управления самолетом при посадке, методика анализа и синтеза оптимальной программы управления двигателями при посадке и пробеге и правила их реализации позволяют сформировать основные этапы методики расчетно-экспериментальных исследований и отработки системы управления ТВВД с соосным ВВ на режимах реверса:

1. Математическое моделирование с помощью динамической характеристики с адекватностью и точностью по основным параметрам $\pm 5\%$ от текущих значений параметров.

2. Исследование системы на полунатурном стенде, где электронная часть системы уже является натурной. На данном этапе проверяется логика работы системы, и уточняются ее параметры.

3. Отработка системы на двигательном стенде, где в условиях $H = 0$; $M = 0$ проверяются и уточняются характеристики системы управления с реальным ТВВД.

4. Окончательным этапом исследований характеристик силовой установки на режимах посадки, торможения и пробеге с включением реверса являются испытания на самолете. Методология исследований и отработки системы управления ТВВД с соосным ВВ на режимах реверса представлена на рис. 4.

ВЫВОДЫ

Таким образом, предложенный подход позволяет:

1. Провести декомпозицию процесса посадки самолета с КВП на четыре этапа (зоны) с различными способами управления тягой двигателей: снижение по глиссаде; выравнивание и выдерживание минимальной посадочной скорости; разрешения и включения реверса и касания; пробег 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: графо-аналитическую модель процесса посадки самолета на КВП; модель ТВВД в виде нелинейной динамической модели; модель комплексирования блоков электронной системы управления силовой установкой и бортовыми системами; логические правила, определяющие последовательность действий, выполняемых системой управления, силовой установкой и самолетом, представляемые в виде последовательности условий во времени и распределенной схемы.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Куликов, Г. Г.** Динамическая характеристика соосного винто-вентилятора 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. Вып. 6 (41). С. 106–110.
2. **Ищук, В. П.** Регулирование отрицательной тяги силовой установки транспортного самолета / В. П. Ищук // *Авиационно-космическая техника и технология*. 2006.
3. **Lecroy, R. S.** Future air force tactic air lifter considerations / R. S. Lecroy, P. M. Ryle // *A/A*. 1984. № 2504.
4. **Котенко, П. С.** Электронный борт самолета АН-70: концепции и перспективы / П. С. Котенко // *Мир авионики*. 1998. № 2. С. 47–52.
5. **Куликов, Г. Г.** Динамические модели авиационных газотурбинных двигателей для создания и эксплуатации систем управления / Г. Г. Куликов // *Вестник УГАТУ*. 2000. № 2. С. 157–165.

ОБ АВТОРАХ



Куликов Геннадий Григорьевич, проф., зав. каф. АСУ. Дипл. инж. по автоматиз. машиностроения (УАИ, 1971). Д-р техн. наук по системн. анализу, автоматич. упр. и тепловым двигателям (УАИ, 1989). Иссл. в обл. АСУ и упр. силовыми установками ЛА.



Фатиков Виктор Сергеевич, вед. науч. сотр. каф. АСУ. Дипл. инж.-мех. по судовым маш. и мех. (ЛИВТ, 1961), двиг. ЛА (УАИ, 1971). Канд. техн. наук по двиг. ЛА (УАИ, 1983). Иссл. в обл. авт. упр. двиг. ЛА.



Котенко Павел Степанович, доц. каф. выч. техн. и защ. инф. Дипл. инж. по авиац. приборостр. (ХАИ, 1968). Канд. техн. наук по гир. приборам и навиг. комплексам (КПИ, 1990). Иссл. в обл. авт. упр. ЛА.



Ищук Виктор Петрович, зам. гл. констр. АНТК им. О. К. Антонова (Киев). Дипл. инж. по эксп. самолетов и авиадвигателей (КИИГА, 1975). Иссл. в обл. авт. упр. силовыми установками ЛА.