

УДК 629.7.035.6

В.П. ИЩУК

Авиационный научно-технический комплекс им. О.К. Антонова, Украина

РЕГУЛИРОВАНИЕ ОТРИЦАТЕЛЬНОЙ ТЯГИ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ТРАНСПОРТНОГО САМОЛЕТА

Проведен анализ и представлен обзор применяемых в настоящее время на авиационных ГТД способов и систем реверсирования тяги по данным отечественной и иностранной печати. Указано, что для трехвальных ТВВД с соосными винтами проблемы управления реверсом, а также обеспечения при посадке в случае ухода на второй круг приемистости за время 1 – 1,5, до сих пор однозначно не решены и могут потребовать новых, нестандартных технических решений и вариантов регулирования, в частности, с использованием дополнительных регулирующих факторов (направляющих аппаратов компрессора, критического сечения сопла и др.). Приведен список проработанной литературы.

реверс тяги, автоматическое регулирование, соосный винтовентилятор, ТВВД

1. Проблема реверсирования тяги

Высокая эффективность летно-технических и эксплуатационных (в частности, взлетно-посадочных) характеристик самолета определяется совокупностью ряда конструктивных качеств как самого самолета, так и его силовой установки и существенно зависит от эксплуатационных факторов (размеры ВПП и состояние ее поверхности, обстоятельства применения и т.п.).

В частности, силовая установка транспортного самолета должна обеспечивать создание как прямой, так и обратной (отрицательной) тяги, т.е. при необходимости, должна обеспечивать реверсирование тяги.

Величина обратной тяги может быть охарактеризована коэффициентом реверсирования:

$$\bar{R} = \frac{P_{обр}}{P},$$

где $P_{обр}$ – обратная тяга; P – прямая тяга на одном и том же режиме работы двигателя (при $n = idem$).

Значения коэффициента реверсирования обычно составляют $\bar{R} = 0,35...0,55$ [1, 2].

Более универсальным параметром является коэффициент использования реверса [2]:

$$\bar{R}_u = \frac{P_{обр}}{P_{взл}},$$

где $P_{взл}$ – взлетная тяга (на максимальном режиме).

В настоящее время на большинстве двигателей при реверсировании применяются, в основном, режимы номинальные или 0,80...0,85 номинального, при этом коэффициент использования реверса составляет $\bar{R}_u = 0,30...0,50$ [2].

Реверсовооруженность самолета характеризуется параметром:

$$Q_{рев} = \frac{P_{обр}}{G_{нос}},$$

где $P_{обр}$ – обратная тяга всех двигателей с реверсом; $G_{нос}$ – посадочная сила тяжести самолета.

Оценка длины пробега с реверсированием тяги без применения тормозов для самолетов Ту-154, Ил-62, Ил-76, ИЛ-86 показала, что повышение реверсовооруженности с $Q_{рев} = 0,05$ до $Q_{рев} = 0,15$ уменьшает длину пробега в два раза [2].

Из числа задач, которые могут выполнять реверсивные устройства на земле, можно отметить следующие [3]:

1) снижение длины пробега при нормальной посадке;

2) снижение длины пробега при посадке в аварийных условиях;

3) снижение длины пробега в условиях прерванного взлета;

4) обеспечение маневрирования на земле (разворот на месте, движение назад и т.п.);

5) применение нейтрализатора тяги при высоких параметрах режима малого газа силовой установки;

6) уменьшение износа колесных тормозов и покрышек;

7) обеспечение посадки на мокрую или обледеневшую ВПП.

Использование реверсивного устройства в воздухе позволяет решать ряд задач, основными из которых являются:

1) регулирование траектории самолета при заходе на посадку и на участке снижения;

2) быстрое снижение в случае неблагоприятных погодных условий или при разгерметизации кабины;

3) изменение скорости подъема на крейсерском режиме полета;

4) осуществление захода на второй круг при прерванной посадке;

5) возможность регулировать уровень шума.

На практике находят применение два метода получения обратной тяги:

1) за счет поворота струи воздуха или газа по направлению полета реверсивным устройством «решетчатого» или «ковшового» типа [3];

2) за счет поворота лопастей воздушного винта (винтовентилятора) или поворотных рабочих лопаток вентилятора (ВПЛ) на отрицательные углы атаки [1, 4].

На двухконтурных ТРД реверсивное устройство «решетчатого» типа может располагаться в наружном контуре (двигатель ПС-90) или между камерой смещения и реактивным соплом (двигатель Д-30), реверсивное устройство «ковшового» типа на режиме обратной тяги располагается за реактивным соплом (двигатель Д-30КУ) [5].

На двигателе ПС-90А коэффициент реверсирования составляет $\bar{R} = 0,27$, на самолетах Ту-134А, Ил-86, Ил-62 коэффициент реверсирования составляют не менее $\bar{R} = 0,5$.

Система управления реверсивным устройством двигателя ПС-90А обеспечивает переключку РУ в положение обратной тяги и возвращение в положение прямой тяги, блокирует самопроизвольную переключку РУ, автоматически переводит двигатель на режим малого газа на период переключки РУ, выдает информацию о положении РУ в виде электрического сигнала для бортового компьютера и системы контроля параметров двигателя [13]. Управление РУ осуществляется из кабины экипажа рычагом управления реверсом (РУР), заблокированным с рычагом управления двигателем (РУД).

Проблемы обеспечения эффективности реверсивных устройств первого типа при торможении самолета в процессе посадки на взлетно-посадочную полосу для различных условий посадки подробно рассмотрены в работах [3, 5, 8, 25, 26, 28].

Особенностью таких реверсивных устройств является то, что их применение приводит к сокращению длины пробега не более, чем на 20% по сравнению с длиной пробега без реверсирования тяги двигателя. Это обусловлено тем, что реверсивное устройство приходится отключать при скорости пробега самолета $V_z \geq 100 \text{ км/ч}$ для предотвращения попадания на вход в двигатели выхлопных струй и посторонних частиц. Между тем, при снижении скорости пробега происходит более существенное сокращение длины пробега самолета, чем при увеличении коэффициента реверсирования [8].

Реверсирование тяги за счет поворота лопастей воздушного винта (винтовентилятора) на ТВД (ТВВД) и лопаток вентилятора на ТРДД с высокой степенью двухконтурности (с ВПЛ) существенно увеличивает маневренность самолета и в воздухе, и на земле и является особенно эффективным при по-

садке на ВПП малой длины, то есть этот метод получения обратной тяги по сравнению с первым методом имеет большие потенциальные возможности повышения эффективности летно-технических характеристик самолета.

Исследование работы воздушных винтов в режиме реверсирования тяги проводилось еще в эпоху поршневой авиации. Так, в работе [32] изложены результаты наиболее интересных работ по исследованию и освоению реверсивных воздушных винтов, проведенных в США, Англии, Германии. Результаты исследований показали, что торможение самолета воздушным винтом имеет значительные преимущества перед другими системами торможения (в частности, колесными). Многочисленные испытания показали, что при торможении винтами пробег самолета короче, чем с колесными тормозами. Кроме того, при этом величина пробега почти не зависит от коэффициента трения колес, а, следовательно, и от состояния поверхности аэродрома. Исследования проводились применительно к одиночным воздушным винтам на силовых установках с поршневыми авиадвигателями.

В работе [33] приведены материалы по сокращению длины послепосадочного пробега при использовании одиночных воздушных винтов на отечественных самолетах с поршневыми двигателями.

2. Основные геометрические и кинематические параметры винта

Рассмотрим основные геометрические и кинематические параметры винта [4, 7, 20]. Угол установки сечения лопасти $\varphi_{сеч}$ представляет собой угол, образованный хордой данного сечения с плоскостью вращения винта (т.е. с плоскостью, перпендикулярной оси его вращения).

Углом установки винта принято называть угол установки сечения на радиусе, принятом в качестве основного или характерного ($0,75R_g$).

Шаг сечения винта $H_{сеч} = 2\pi \cdot r \cdot \operatorname{tg}\varphi_{сеч}$ пред-

ставляет собой расстояние, которое прошло бы это сечение (на радиусе r) в осевом направлении за один оборот винта вокруг своей оси, ввинчиваясь в воздух, как в твердую гайку. Шаг винта $H = 2\pi \cdot r \cdot \operatorname{tg}\varphi$.

Поступь винта – расстояние, на которое продвигается винт вдоль оси вращения за один оборот в секунду:

$$H_a = \frac{V_n}{n_s}.$$

Относительная поступь – это отношение поступи к диаметру винта:

$$\lambda = \frac{V_n(m/c)}{n_s \cdot D(m)}.$$

Поступь винта, при которой винт имеет нулевую тягу, называется динамическим шагом H_d .

3. Характерные режимы работы винта

Векторная сумма скорости набегающего невозмущенного потока V_n с индуктивной скоростью воздушного потока ΔV_n , вызванной самим винтом, представляет собой абсолютную скорость воздушного потока V . По абсолютной скорости V и окружной скорости U определяется относительная скорость W , с которой воздух набегае на лопасти винта.

Многоугольник скоростей называют планом скоростей:

$$\varphi = \alpha + \beta,$$

где φ – угол установки сечения лопасти;

α – угол атаки (между хордой сечения и относительной скоростью);

β – угол притекания струй, образованный относительной скоростью W и плоскостью вращения винта.

Крутку лопасти часто осуществляют по закону:

$$\alpha = \varphi - \beta = \operatorname{const}(r).$$

Полную силу тяги и мощность винта можно определить по формулам:

$$P = \bar{\alpha} \cdot \rho \cdot n_s^2 \cdot D^4;$$

$$N = \bar{\beta} \cdot \rho \cdot n_s^3 \cdot D^5,$$

где $\bar{\alpha}$ – коэффициент тяги;

$\bar{\beta}$ – коэффициент мощности.

Тяговой мощностью винта называется часть затраченной мощности, идущая на продвижение самолета:

$$N_P = P \cdot V_n.$$

Коэффициентом полезного действия винта называется отношение тяговой мощности к мощности, затраченной на вращение винта:

$$\eta_e = \frac{N_P}{N} = \frac{\bar{\alpha}}{\bar{\beta}} \cdot \lambda.$$

При $\eta_e = 0,75 \dots 0,80$ на преодоление различного рода сопротивлений, связанных с индуктивными потерями (на отбрасывание и закручивание струи) и волновыми и профильными потерями, расходуется 20...25% затрачиваемой энергии.

Характер зависимостей $\bar{\alpha}, \bar{\beta}, \eta_e = f(\lambda)$ можно исследовать при постоянном угле установки лопасти $\varphi = \text{const}$ по режимам работы.

Режимы работы винта определяются только величиной угла атаки α . Отрицательная тяга соответствует $\alpha < \alpha_o$.

При работе воздушного винта без изменения шага ($\varphi = \text{const}$) увеличение частоты вращения при $V_n = \text{const}$ приводит к увеличению угла атаки и винт затяжается.

Увеличение скорости полета при $\varphi = \text{const}$, $n = \text{const}$ ($u = \text{const}$) приводит к уменьшению угла атаки и винт облегчается.

Отсюда следует, что для обеспечения эффективной работы винта шаг винта необходимо регулировать.

Характерные положения лопастей винта, на которых лопасти фиксируются с помощью упоров на втулке винта:

Φ – флюгирование (обеспечивается минимальное сопротивление силовой установки с ТВД при отказе двигателя в полете);

P – реверс (обеспечивается создание отрицательной тяги);

M – минимальный угол установки при работе двигателя на месте, обеспечивающий минимальное сопротивление вращению при запуске двигателя и работе на холостом ходу,

ПУ – односторонний промежуточный упор, определяющий минимальный установочный угол в полете и не препятствующий лопасти проходить упор при увеличении угла.

На посадочной скорости на упоре ПУ винт дает небольшую положительную или отрицательную тягу и потребляет минимальную мощность.

Вопросы теории автоматического управления ТВД различных схем (одновальных ТВД, одновальных ТВД с дифференциальным редуктором и соосными винтами, двухвального ТВД с приводом воздушного винта от вала компрессора НД или от вала свободной турбины) рассмотрены в ряде работ [6, 10, 14 – 19, 21 – 23, 29 – 31]. Вопросы оптимального управления силовой установкой с ТВД и ТВВД рассматриваются в работах [4, 7, 19, 22] и др. В работе [22] получение модели ТВВД как объекта экстремального управления производится на примере двухвального ТВВД со свободной турбиной и односторонним винтовентилятором.

Основными регулируемыми параметрами ТВД на установившихся режимах являются тяга винта P_e , мощность двигателя N , температура газов T_e^* (перед или за турбиной) и частоты вращения валов винта и двигателя. В качестве управляющих факторов обычно выступают расход топлива G_m и угол установки лопастей воздушного винта φ . В качестве управляющих факторов могут быть также использованы углы установки регулируемых направляющих аппаратов α_{na} , а также регулируемая площадь выходного сечения реактивного сопла [10].

Регулирование параметров ТВД на установившихся режимах может, в принципе, осуществляться по зависимостям [6]:

$$G_m = f_1(P_\theta, N, T_\theta^*, \alpha_{ПУД}), \varphi = f_2(n) \quad (1)$$

для схемы управления «газ»;

$$\varphi = f_1(P_\theta, N, T_\theta^*, \alpha_{ПУД}), G_m = f_2(n) \quad (2)$$

для схемы управления «шаг».

Воздействие на расход топлива используется также для предупреждения перегрева турбины, помпажа компрессора, недопустимых забросов частот вращения роторов двигателя на переходных режимах. Воздействие на расход топлива может быть также использовано для ограничения отрицательной тяги воздушного винта посредством применения ограничителя замкнутого цикла [19]. Во всех таких случаях реализуются более сложные схемы управления.

Система автоматического управления шагом ВИШ помимо задачи поддержания заданного режима в соответствии с зависимостями (1) или (2) выполняет еще ряд функций, таких как:

- 1) управление промежуточным упором (упорами), ограничивающим минимальный угол установки лопастей в полете (с целью ограничения отрицательной тяги винта);
- 2) поддержание заданной тяги винта при посадке самолета;
- 3) реверсирование шага винта в полете, на полепосадочном пробеге и при маневрировании на земле;
- 4) автоматическая фиксация лопастей при недопустимом падении давления рабочей жидкости в каналах втулки ВИШ;
- 5) автоматический перевод лопастей во флюгерное положение при отказах по сигналам от датчиков контроля состояния двигателя и его систем и допустимых значений параметров силовой установки ($P_{omp}, M_{кр.min}, n$ и др.).

Наиболее опасными возможными отказами ТВД являются самопроизвольное уменьшение угла установки лопастей φ (под действием аэродинамических сил) и погасание камеры сгорания.

Возможные структурные схемы регулирования частот вращения n_{ng}, n_{zg}, n_{cm} для ТВД с дифференциальным редуктором и вопросы динамики систем защиты самолета с ТВД от недопустимой отрицательной тяги рассмотрены в работе [19].

Проблема целенаправленного управления отрицательной тягой в условиях нормального полета и в аварийных случаях особенно актуальна для многодвигательного самолета с разнесенными от фюзеляжа двигателями [21].

В работе [18] для режимов прямой тяги рассматриваются уравнения движения ТВД (одновального и двухвального со свободной турбиной) и его свойства как объекта регулирования (системы линеаризованных уравнений).

Рассматриваются уравнения движения по числам оборотов винтов и турбины и температуре газов и другим параметрам, принимаемым за регулируемые.

Указывается, что необходимо учитывать взаимное аэродинамическое влияние соосных винтов.

Рассматривается динамика систем автоматического управления ТВД (одновальный ТВД с ВИШ, одновальный ТВД с дифференциальным редуктором и двумя соосными ВИШ, двухвальный ТВД с одним ВИШ). Рассматривается разгон одновального ТВД с одним винтом.

Улучшение процесса разгона двигателя может быть достигнуто, если все или почти все режимы будут протекать при постоянном числе оборотов или при очень небольшом диапазоне их изменения. Скорость перестановки лопастей может быть существенно увеличена, если в регулятор числа оборотов включено корректирующее устройство.

4. ТВД с соосными винтами

ТВД большой мощности требуют винтов больших размеров с большими окружными скоростями на концах лопастей. Размер винтов может быть неприемлем по компоновке самолета, к тому же увеличение U_k приводит к снижению КПД винта. Поэтому применяют два соосных винта, вращающиеся в разные стороны и приводимые через дифференциальный редуктор (винты-спарки).

В такой компоновке воздушный винт при меньшем диаметре может иметь более высокий КПД по сравнению с однорядным винтом при отсутствии реактивного и гироскопического моментов.

В том случае, когда двухрядный винт приводится от свободной турбины через дифференциальный редуктор, частоты вращения роторов связаны между собой соотношением:

$$a \cdot n_{не} + b \cdot n_{зв} = n_{см}.$$

При поддержании постоянной одной из величин n две другие величины могут быть любыми, взаимно соответствующими (по уравнению связи).

Для поддержания постоянными на равновесных режимах всех трех значений n необходимо иметь два регулятора n [10]. Изменением угла установки переднего винта $\varphi_{не}$ регулируется частота его вращения $n_{не}$, изменением угла установки заднего винта $\varphi_{зв}$ регулируется его частота вращения $n_{зв}$.

5. Реверсивные режимы работы винта

Перевод винта (поворотных лопаток вентилятора) из обычного рабочего положения (φ положительный) в тормозное положение (φ отрицательный) можно производить несколькими способами [1, 20]:

1) лопасти переводятся с прохождением передней кромки через нулевое положение (через плоскость вращения) на отрицательный угол установки ($-\varphi_m$);

2) перевод лопасти с прохождением передней кромки через меридиональную плоскость через

флюгерное положение (угол φ делается больше 90°), задняя кромка профилей становится передней ($\varphi_m > 90^\circ$);

3) переводу в тормозное положение подвергается только часть лопастей, остальные лопасти работают с положительными углами установки φ .

В первом случае лопасти проходят положение $\varphi \approx 0^\circ$, нагрузка на двигатель падает, частота вращения ротора турбины, приводящей винт, может сильно возрасти. Поэтому скорость перевода лопастей приходится делать очень большой или в момент перевода сбавлять мощность двигателя (при этом должна сохраняться возможность быстрой приемистости на случай ухода самолета на второй круг).

Во втором случае при прохождении лопастей через флюгерное положение крутящий момент на валах увеличивается до наибольшего, затем начинает уменьшаться. Диапазон изменения углов установки значительно больше, чем в первом случае, конструктивно второй способ сложнее, чем первый. Но при переводе винта в тормозное положение заброса частоты вращения двигателя не будет, так как двигатель все время находится под нагрузкой.

В третьем случае степень реверсирования меньше, чем в двух первых, конструктивно реализовать сложно. Однако возможность сохранения хорошей приемистости, гарантирующей безаварийный заход на второй круг, выше.

Потребная степень реверсирования тяги, необходимая для торможения самолета в пределах ВПП, определяется, в первую очередь, посадочной массой самолета и скоростью захода на посадку.

В случае отказа в полете одного из двигателей многодвигательного самолета и появления отрицательной тяги винта этого двигателя будет наблюдаться разворот и скольжение самолета в сторону отказавшего ТВД. В результате скольжения и прекращения обдува крыла потоком от винта отказавшего двигателя будет создаваться также и крен в

сторону разворота. Чем выше был режим работы ТВД, тем энергичнее будет крен.

Особенно опасно появление крена в результате возникновения отрицательной тяги (при отказе двигателя) на малой скорости полета при взлете. Резкий характер проявления крена и разворота самолета с ТВД в момент отказа на взлете при надежной работе системы автоматического флюгирования воздушного винта не опасен, величина отрицательной тяги при этом невелика, так как автофлюгер не позволяет лопастям винта облегчиться до положения промежуточного упора, быстро затягивает винт и переводит лопасти во флюгерное положение [9].

Условие прерывания или продолжения взлета при отказе одного или части двигателей при разбеге самолета определяются нормами летной годности самолетов НЛГС-2. Безопасная высота взлета $H_2 = 10,7 \text{ м}$, безопасная скорость взлета $V_2 \geq 1,15 \cdot V_{отрыва}$.

Посадке предшествует маневр захода на посадку с высоты 400 м. На этой высоте самолет переходит от горизонтального полета к снижению с заданным углом глиссады $\theta_{gl} = -2^\circ 40'$. За счет включения реверса угол планирования при посадке может быть увеличен в 3 – 4 раза. Управление при посадке обеспечивает выход самолета к кромке ВПП на высоте $H_{15} = 15 \text{ м}$ [24].

При заходе самолета на посадку и для снижения посадочной скорости ($M_n \approx 0,2$) двигатели должны были бы работать на режиме пониженной тяги ($\bar{P}_{noc} \approx 0,3$). Ввиду того, что для обеспечения возможности захода СКВП на второй круг при неудачном заходе на посадку необходимо переводить двигатели с режима $\bar{P}_{noc} \approx 0,3$ на режим $\bar{P}_{max} = 1,0$ за время $t_{np} = 1,0 \dots 1,5 \text{ сек}$, что на обычных ТРДД выполнить невозможно, на самолетах с ТРДД уменьшение скорости захода на посадку приходится по-

лучать выпуском вниз закрылков, что повышает уровень шума на местности [1].

В случае применения ТРДД с ВПЛ (например, НК-93) при заходе на посадку ТРДД переводится на режим пониженной тяги путем уменьшения угла установки рабочих лопаток вентилятора при сохранении частоты вращения роторов двигателя на уровне, близком к номинальному, чем обеспечивается выполнение трех важнейших требований:

- низкий шум при заходе на посадку;
- низкая токсичность выхлопа;
- высокая приемистость по тяге для захода на второй круг в случае необходимости [1].

Для самолета с турбовинтовентиляторными двигателями, у которых привод винтовентилятора осуществляется от свободной турбины, проблема обеспечения при посадке в случае захода на второй круг приемистости за время $t_{np} = 1,0 \dots 1,5 \text{ сек}$ с режима $\bar{P} = 0,3$ до $\bar{P} = 1,0$ требует проработки и принятия новых, нестандартных технических решений.

При экстренном снижении самолета в случае разгерметизации кабины, а также при пожаре двигателя переводят на режим малого газа. Время экстренного снижения регламентируется нормами летной годности. Так, например, время экстренного снижения самолета Боинг-747 с высоты 9000 м до безопасной для человека высоты 4500 м составляет 125 сек [28].

В соответствии с английскими нормами летной годности гражданских самолетов реверс тяги при посадке включается через три секунды после опускания носового колеса самолета [27]. Аналогичные требования приняты и в России. На подавляющем большинстве самолетов с реверсивными устройствами «решетчатого» и «ковшового» типа включение реверсивных устройств производится через 2...3 секунды после посадки, после отжатия тормозов колес. Отключение таких реверсивных устройств производится при скорости пробега

$V_3 = 100...120$ км/ч во избежание попадания на вход реверсивных струй [2].

В военно-транспортной авиации возможность посадки в условиях боевых действий на аэродромы с умеренными длинами ВПП имеет первостепенное значение. Так, реверсивные устройства четырех ТРДД Джeneral Электрик ТF39 на стратегическом тяжелом военно-транспортном самолете Локхид С-5А «Гэлакси» включаются без 3-секундного интервала сразу же после касания самолетом ВПП.

Включение реверса в воздухе перед посадкой позволяет существенно уменьшить посадочную дистанцию.

На самолете Як-40 предусмотрено включение реверса в воздухе перед посадкой на высоте не более 15 м и удалении не более 100 м от торца ВПП. Это позволяет сократить посадочную дистанцию на 300...320 м [28].

Реверсирование тяги оказывается особенно эффективным при посадке на влажный или обледеневший аэродром, то есть в условиях резкого падения эффективности колесных тормозов.

Силовые установки с воздушными винтами могут развивать отрицательную тягу не только при отрицательных углах установки лопастей ($-\varphi$, но и при минимальных положительных углах ($+\varphi_0$) – при пониженной частоте вращения (при глубоком дросселировании двигателя) и высокой скорости снижения. Способность турбовинтового двигателя создавать при уборке газа в полете значительную отрицательную тягу (пассивное реверсирование) является важным свойством этой силовой установки, отличающим ее от силовых установок с поршневыми или турбореактивными двигателями.

В работах [38, 39] приведены материалы по воздушным винтам АВ-72 (одинарный) и АВ-60К (сосновый), осуществляющим пассивное реверсирование тяги на самолетах Ан-24 и Ту-95 при установке воздушных винтов на углы минимального сопротивления вращению φ_0 .

На одновальном ТВД НК-12МВ [39] реализуется схема управления «газ», при которой постоянная частота вращения поддерживается при переменной мощности путем изменения шага винта. В зависимости от сочетания n , V_n , φ , H_n могут иметь место три типа режимов работы винта:

- 1) нормальный (пропеллерный) режим (мощность и тяга положительны);
- 2) режим ветряка (мощность и тяга отрицательны);
- 3) промежуточный режим (мощность положительна, тяга отрицательна).

При максимальном угле установки $\varphi_{\max}$ реализуется флюгерный режим.

В механизме винта имеется автоматически действующий гидравлический упор, фиксирующий винт при его «облегчении» (уменьшении φ) до $\varphi_{yn} = 25^\circ 30'$ для переднего и $\varphi_{yn} = 23^\circ 30'$ для заднего винтов.

Одновальный ТВД «Дарт» [4, 11], устанавливаемый на самолете «Виконт», имеет 4-лопастный ВИШ «Ротол» с гидравлическим управлением. У винта имеются 3 фиксированных упора угла установки лопастей:

при $\varphi_0 = 4^\circ$ – минимального угла при запуске и разгоне;

при $\varphi = 21^\circ$ – предохранительный упор для ограничения минимального угла в полете;

при $\varphi = 85^\circ 50'$ – упор установки лопастей во флюгерное положение.

Реверсирование тяги – пассивное.

В ряде работ приведены данные по воздушным винтам, имеющим режим реверса и работающим в составе силовых установок с поршневыми и турбовинтовыми двигателями.

Так, в работе [34] приведены материалы по схеме конструкции реверсивных винтов АВ-2Р с регуляторами РВ-101, установленных на гидросамолет

Ан-2Р в составе силовой установки с поршневым двигателем АШ-62ИР. Реверс выполнен по схеме с двумя упорами ($\varphi_{rev.max}$ и $\varphi_{пу}$). Величина отрицательной тяги регулируется изменением частоты вращения винта при изменении расхода топлива.

В работе [35] приводится описание схемы и конструкции реверсивного винта АВ-17, установленного в составе силовой установки с двигателем ТВД-20 на самолете Ан-3. Принцип реверсирования аналогичен винту АВ-2Р, в работе [37] исследуется, в частности, и поведение воздушного винта на режимах реверса, выполненного по схеме винта АВ-2Р.

В работе [36] приводится схема и описание работы воздушного винта АВ-24АН (двигатель ТВД-10, самолет Ан-28). Реверсирование осуществляется путем задания углов установки лопастей по положению РУД и поддержания постоянной частоты вращения воздушного винта воздействием на расход топлива.

ТВД «Тайн» [4] имеет диапазон изменения углов установки лопастей винта в диапазоне от $\varphi_{флюг} = (85^\circ \dots 90^\circ)$ до $\varphi_{min} = \varphi_{rev} = -29^\circ$. Воздушный винт имеет две системы ограничения минимального угла установки лопастей в полете:

- по минимальному значению крутящего момента на валу (по сигналу ИКМ);
- по давлению масла в системе регулирования винта и максимальной частоте вращения ротора винта (дублирующая система).

Система отсечки топлива может срабатывать (при необходимости) за 1/15 сек.

На одновальном ТВД «Илэнд» [12] с четырехлопастным винтом «Ротол» имеется возможность изменять положение лопастей винта от флюгерного до реверсивного.

Авиационный ТВД со свободной турбиной Walter M601F и винтовой группой VJ8.510 оснащен гидравлической системой управления винтом, включая установку лопастей в положение реверса, системой электронных ограничителей, защищаю-

щих двигатель от превышения допустимых параметров при запуске в области «бета-управления» и при реверсировании. Компоновка двигателя допускает установку системы автоматического флюгирования. Винт оснащен ограничителем максимальной частоты вращения.

В работе [40] применительно к соосному винту СВ-36 (трехвальный турбовинтовентиляторный двигатель с дифференциальным редуктором Д-236Т, самолет Ан-70) проведено теоретическое исследование различных схем управления двигателем и воздушным винтом. В частности, рассмотрено поведение системы управления винтом СВ-36 на режимах реверса при установке шага лопастей переднего и заднего винтов в положение $\varphi_{rev.max}$ и ограничения частот вращения (n_{ng} , n_{zg} или n_{cm}) воздействием на расход топлива.

В работе [41] рассматриваются возможные способы и алгоритмы управления силовой установкой трехвального турбовинтовентиляторного двигателя Д-27 с турбовинтовентилятором СВ-27 с регулируемым реверсом с использованием ограниченной информации по датчикам углов установки лопастей.

Способность воздушного винта развивать при соответствующих условиях отрицательную тягу оказывает большое влияние на характеристики летательного аппарата. Это влияние может быть полезным и вредным. Выше был указан целый ряд задач, которые могут решаться как на земле, так и в воздухе за счет реверсирования тяги. Однако, с другой стороны, самопроизвольное появление отрицательной тяги в полете в случае отказа двигателя или системы управления винтами может приводить к тяжелым летным происшествиям, особенно на самолетах с разнесенными от оси фюзеляжа двигателями.

С учетом всего этого, возникает необходимость в целенаправленном автоматическом управлении отрицательной тягой в условиях нормального полета и в аварийных ситуациях.

Для ограничения отрицательной тяги могут быть использованы следующие пути:

– перевод лопастей винта во флюгерное положение (флюгирование винта) после отказа двигателя;

– постановка лопастей винта на промежуточный упор, при этом регулятор не может перевести лопасти винта на углы, меньшие $\varphi_{ПУ}$, что существенно снизит отрицательную тягу;

– размыкание кинематической связи между двигателем и винтом (как на ТВД «Аллисон» 501-Д-10), при этом винт будет потреблять от воздушного потока очень мало энергии, а значит, будет создавать малую отрицательную тягу.

В настоящее время последний способ применяется мало.

Флюгирование воздушного винта является самым эффективным средством борьбы с отрицательной тягой.

Система автофлюгирования может быть настроена на срабатывание по величине $M_{кр}$ или по величине отрицательной тяги.

Некоторые силовые установки имеют систему флюгирования и по крутящему моменту, и по отрицательной тяге – для повышения безопасности полета.

При наличии нескольких фиксированных промежуточных упоров снятие с полетного упора производится перед заходом на посадку. Снятие с посадочного промежуточного упора осуществляется после касания земли, на пробеге.

Если полеты самолета определяются большим диапазоном скоростей, то бывает целесообразно применять скользящий упор минимального угла установки, который с ростом скорости полета должен увеличиваться, а с падением скорости – уменьшаться [4].

Обычно силовая установка оборудуется и системой автофлюгирования, и системой постановки на промежуточный упор. Флюгирование винта является не только средством ограничения отрицательной тяги, но и способом предотвращения раскрутки дви-

гателя при отказе его автоматики. Поэтому системой флюгирования должна оборудоваться каждая силовая установка с ТВД. Постановка винта на промежуточный упор необходима при выполнении посадки самолета и в этом ее не могут заменить ни система флюгирования, ни система размыкания кинематической связи между винтом и двигателем [21].

Перед системой автоматического управления ТВД в процессе эксплуатации встает целый ряд сложных проблем, и в частности, следующие:

1) обеспечить приемистость за время $t_{np} = 1,0 \dots 1,5 \text{ сек}$ с режима $\bar{P} \cong 0,3$ до режима $\bar{P} = 1,0$ в случае неточной посадки и необходимости захода на второй круг;

2) обеспечивать переключку лопастей винта из рабочего положения (пропеллерный режим) в положение реверса тяги через положение, соответствующее $\varphi = 0^\circ$, без недопустимого заброса частот вращения двигателя, винтов (свободной турбины), с одной стороны, и без недопустимого понижения режима турбокомпрессорной части двигателя, т.е. с обеспечением приемистости за время (см. п.1).

В работах [1, 4, 10, 21] было показано, что решение указанных проблем применительно к одновальным ТВД и одновальным ТРДД с ВПЛ удается обеспечивать с использованием двух регулирующих факторов – расхода топлива G_m и угла установки лопастей винта φ (при надлежащих скоростях переключки лопастей).

Для трехвального ТВВД помимо регулирования G_m и φ могут быть рассмотрены следующие дополнительные факторы и варианты регулирования:

1) с использованием изменения углов установки направляющих аппаратов компрессора НД (помимо G_m и φ) для понижения мощности свободной турбины за счет уменьшения расхода воздуха через двигатель без понижения частот вращения двигателя;

2) кратковременное прикрытие сопла в момент перекладки лопастей в реверсивное положение, что резко понизит перепад давления на свободной турбине и, соответственно, кратковременно снизит ее мощность, предотвращая заброс частот вращения $n_{ст}, n_{пв}, n_{зв}$;

3) при включении реверсивного режима производить перекладку соосных винтовентиляторов в положение реверса не одновременно, а по очереди, например, вначале задний, а затем передний винт;

4) комбинация указанных вариантов.

Ясно, что все эти варианты будут вызывать усложнение системы регулирования, однако, их анализ может помочь в поиске рационального решения указанных проблем.

Выводы

1. Наличие регулируемой системы реверсирования тяги силовой установки самолета позволяет решать целый ряд задач по увеличению маневренности самолета и в воздухе, и на земле и является особенно эффективным при посадке на ВПП малой длины, а также при посадке на влажный или обледеневший аэродром.

2. Наибольшей эффективностью обладает способ реверсирования тяги за счет поворота лопастей воздушного винта (винтовентилятора) на ТВД (ТВВД) и лопаток вентилятора на ТРДД с ВПЛ при высокой степени двухконтурности.

3. Система автоматического управления углами установки лопастей ВИШ должна обеспечивать целенаправленное управление отрицательной тягой как в условиях нормального полета и взлета и посадки, так и в аварийных случаях.

4. Система автоматического управления ТВВД среди прочего должна обеспечивать:

- перекладку лопастей винтов из рабочего положения в положение реверса тяги через положение, соответствующее $\varphi = 0^\circ$, без недопустимого заброса частот вращения двигателя, винтов, свободной тур-

бины, с одной стороны, и без недопустимого понижения режима турбокомпрессорной части двигателя, то есть с обеспечением приемистости до взлетного режима за время 1...1,5 сек;

- приемистость за время 1..1,5 сек с режима $\bar{P} \approx 0,3$ до режима $\bar{P} = 1$ в случае неточной посадки и необходимости захода на второй круг.

5. Для одновальных ТВД задачи управления, указанные в п. 4, решаются с использованием двух регулирующих факторов (G_m и Φ).

6. Для трехвальных ТВВД с соосными винтами указанная проблема управления до сих пор однозначно не решена и является актуальной научной проблемой, требующей тщательного исследования и проработки. Решение этой проблемы может потребовать использования дополнительных регулирующих факторов (изменяемых углов установки направляющих аппаратов компрессоров, площади критического сечения реактивного сопла) и вариантов регулирования.

Литература

1. Шульгин В.А., Гайсинский С.Я. Двухконтурные турбореактивные двигатели малолетных самолетов. – М.: Машиностроение, 1984. – 168 с.
2. Гилерсон А.Г. Эффективность реверсивных устройств при торможении самолетов. – М.: Машиностроение, 1995. – 192 с.
3. Поляков В.В. Реверсивные устройства силовых установок с воздушно-реактивными двигателями. Сер. Авиационное. Т.5. – М.: ВИНТИ, 1978. – 210 с.
4. Казанджан П.К., Кузнецов А.В. Турбовинтовые двигатели. Рабочий процесс и эксплуатационные характеристики. – М.: Воениздат, 1961. – 264 с.
5. Черкасов Б.А. Автоматика и регулирование воздушно-реактивных двигателей. – М.: Машиностроение, 1988. – 360 с.
6. Бурого С.Г. Воздушные винты и компрессоры аэродинамических труб. – М.: МАИ, 1981. – 82 с.

7. Шульгин В.А., Гайсинский С.Я. Двухконтурные турбореактивные двигатели малолетных самолетов. – М.: Машиностроение, 1984. – 168 с.
8. Гилерсон А.Г. Эффективность реверсивных устройств при торможении самолетов. – М.: Машиностроение, 1995. – 192 с.
9. Поляков В.В. Реверсивные устройства силовых установок с воздушно-реактивными двигателями. Сер.Авиационное. Т.5. – М.: ВИНТИ, 1978. – 210 с.
10. Нечаев Ю.Н., Федоров Р.М. Теория авиационных газотурбинных двигателей. Ч.2. – М.: Машиностроение, 1978. – 336 с.
11. Клестов Ю.М. Об определении коэффициента реверсирования реверсивных устройств для пассажирских самолетов // Труды ЦИАМ № 941. – М.: ЦИАМ, 1981. – 3 с.
12. Филиппов В.В. Как летчику бороться с отрицательной тягой ТВД. – М.: Воениздат, 1964. – 64 с.
13. Ерохин А.П., Климов В.А., Харламов Б.В. Особенности характеристик и принципы регулирования турбовинтовых двигателей. – Л.: ЛКВВИА им. А.Ф.Можайского, 1960. – 127 с.
14. Конструкции иностранных авиадвигателей. Турбовинтовой двигатель «Дарт» 505. – М.: ЦИАМ, 1955. – 23 с.
15. Конструкции иностранных авиадвигателей. Турбовинтовой двигатель «Илэнд». – М.: ЦИАМ, 1955. – 15 с.
16. Нихамкин М.А., Зальцман М.М. Конструкция основных узлов двигателя ПС-90А. – Пермь: Перм. гос. техн. ун-т, 2000. – 92 с.
17. Боднер В.А., Калнин В.М., Рязанов Ю.А. Теоретическое и экспериментальное исследование динамики систем регулирования ТВД с дифференциальным редуктором // Труды ЦИАМ № 20. – 1955. – С. 5-57.
18. Гецов Л.Н., Мартянова Т.С. исследование динамики регулирования турбовинтового двигателя с ограничителем отрицательной тяги // Труды ЦИАМ № 4. – М.: Оборонгиз, 1962. – С. 103-119.
19. Гецов Л.Н. О величине тяги при флюгировании винта ТВД по сигналу от измерителя крутящего момента // Труды ЦИАМ № 519. – 1972. – С. 6-21.
20. Калнин В.М., Хилько В.И., Ермаков Е.Т. Применение ЭЦВМ в исследовании систем регулирования частоты вращения вала ТВД // Труды ЦИАМ № 519. – 1972. – С. 22-36.
21. Шевяков А.А. Автоматика авиационных и ракетных силовых установок. – М.: Машиностроение, 1970. – 660 с.
22. Теория автоматического управления силовыми установками летательных аппаратов. Управление ВРД / Под ред. докт. техн. наук, проф. А.А. Шевякова. – М.: Машиностроение, 1976. – 344 с.
23. Александров В.Л. Воздушные винты. – М.: Оборонгиз, 1951. – 475 с.
24. Автоматика авиационных газотурбинных силовых установок / Под общ. ред. А.В. Штоды. – М.: Воениздат, 1980. – 247 с.
25. Проблемы проектирования и развития систем автоматического управления и контроля ГТД / Под ред. проф. С.Т. Кусимова, Б.Г. Ильясова, В.И. Васильева. – М.: Машиностроение, 1999. – 609 с.
26. Гецов Л.Н. Об устойчивости регулирования турбовинтового двигателя с дифференциальным редуктором // Труды ЦИАМ № 20, 1955. – С. 59-96.
27. Бочкарев А.Ф. Аэромеханика самолета. – М.: Машиностроение, 1977. – 415 с.
28. Гилерсон А.Г., Талантов А.В. Коэффициент использования реверса и его актуальность для современной теории применения реверсивных ус-

роЙств // Изв. вузов. Авиационная техника. – 1987. – № 3. – С. 22-26.

29. Святогоров А.А., Попов К.Н., Хвостов Н.И. Устройства для отклонения реактивной струи турбореактивных двигателей. – М.: Машиностроение, 1968. – 239 с.

30. Торенбик Э. Проектирование дозвуковых самолетов. – М.: Машиностроение, 1983. – 647 с.

31. Святогоров А.А. Обобщение массы реверсивных устройств турбореактивных двигателей // Труды ЦИАМ № 927. – 1981. – 29 с.

32. Гецов Л.Н. Исследование переходных режимов однофазного ТВД методом фазовой плоскости с непосредственным использованием аэродинамических характеристик винта // Труды ЦИАМ. – 1969. – № 330. – 13 с.

33. Боднер В.А. Автоматика авиационных двигателей. – М.: Оборонгиз, 1956. – 400 с.

34. Боднер В.А., Рязанов Ю.А., Шаймарданов Ф.А. Системы автоматического управления двигателями летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1973. – 248 с.

35. Манакин В.В., Кочергин С.А. Реверсивные воздушные винты и торможение ими самолета // Техн. обзор № 0-161. – МАП СССР, Бюро новой техники. – 1047. – 25 с.

36. Александров В.Л., Вайман К.И., Голубчиков С.П. Торможение самолета винтами при посадке // Труды ЛИИ № 62. – 1956. – 3 с.

37. Лабазин П.С. Авиационный двигатель АШ-62ИР. – М.: Транспорт, 1972. – 125 с.

38. Воздушный винт АВ-17. Руководство по технической эксплуатации АВ-17.000.000.01РЭ, ОАО ПНН «Аэросила», 1987. – 130 с.

39. Воздушный винт АВ-24 Ан. Руководство по технической эксплуатации АВ-24Ан.000.01РЭ, ОАО ПНН «Аэросила», 1987. – 130 с.

40. Бондарев Н.М., Назаров А.Н., Пипекин В.И. Результаты летных испытаний на летающей лаборатории Ил-76 №1609 опытной СУ с двигателями ТВ7-117С и воздушным винтом СВ-24. НТО ЛИИ №484-90-III, 1990. – 30 с.

41. Воздушный винт АВ-72 и регулятор Р68ДТ-24. ТО, ИЭ. – М.: Оборонгиз, 1963. – 30 с.

42. Двигатель НК-12МВ сер.04. Техническое описание. – М.: Машиностроение, 1966. – 30 с.

43. Гайсинский С.Я., Коваленко И.К. Исследование переходных процессов трехфазного ТВВД с дифференциальным редуктором при различных способах управления // Техн. отчет №10125. – М.: ЦИАМ, 1984. – 90 с.

44. Хилько В.И. Выбор способа и алгоритмов управления силовой установкой двигателя Д-27 с винтовентилятором СВ-27 на режимах реверса // Техн. отчет «560.060.273.99. – ОАО НПП «Аэросила», 2000. – 106 с.

45. Авиационный турбовинтовой двигатель АИ-20М. – М.: Машиностроение, 1968. – 299 с.

Поступила в редакцию 6.06.2006

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