

УДК 621.45.012/.03

**ФОРМАЛИЗАЦИЯ ПРИНЦИПА РАБОТЫ СИСТЕМЫ
АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ СИЛОВОЙ УСТАНОВКОЙ
САМОЛЁТА В ПОЛЁТЕ ПРИ АСИММЕТРИИ ТЯГИ
ЕГО ТУРБОРЕАКТИВНЫХ ДВУХКОНТУРНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ
С МИНИМАЛЬНОЙ «РАЗНОТЯГОВОСТЬЮ»**

Новичков В.М., Бузова А.Ю.

ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (Национальный исследовательский университет)», Москва, e-mail: frambe@mail.ru

Рассмотрены вопросы, связанные с контролем и компенсацией асимметрии тяги двух турбореактивных двухконтурных двигателей силовой установки самолёта во время взлёта и набора им высоты при отказе или частичной потере тяги одного из этих двигателей. Предусмотрено, что «разнотяговость» обоих двигателей была минимизирована в трёхмерной постановке задачи контроля и компенсации их «разнотяговости» и асимметрии тяги по результатам глубокого тестирования технического состояния однотипных турбореактивных двухконтурных двигателей для такой силовой установки после их испытаний на заводских горячих стендах в условиях серийного производства на заводе-изготовителе. Предложена структурная схема системы автоматического управления силовой установкой самолёта с двумя турбореактивными двухконтурными двигателями с минимальной их «разнотяговостью». Описана работа этой системы при отказе или частичной потере тяги одного из таких двигателей.

Ключевые слова: система автоматического управления, турбореактивный двухконтурный двигатель, тяга

**FORMALIZATION OF THE PRINCIPLE FOR THE FUNCTIONING
OF THE AUTOMATIC CONTROL SYSTEM FOR A PLANE POWER SYSTEM OF
TURBOFAN ENGINES WITH MINIMAL «THRUST DIFFERENCE»
AT AN ASYMMETRIC FLIGHT**

Novichkov V.M., Burova A.Yu.

Moscow National Research University In The Field Of Aviation, Missile And Space Systems, Moscow, e-mail: frambe@mail.ru

There are considered the questions, which are connected with control and compensation of the thrust asymmetry of two turbofan engines from the plane power system during takeoff and ascent in case of engine failure or partial loss of thrust of one of these engines. It is provided that «thrust difference» of both engines was minimized in the three-dimensional formulation for the problem of control and compensation of their «thrust difference» and thrust asymmetry on the results of deep testing for the technical condition of the same type engines for this plane power system after their tests at factory hot stands in the terms of mass production at the factory. It is offered the structural scheme of the automatic control system for the plane power system of two turbofan engines with minimal «thrust difference». It is described the operation of this automatic control system during engine failure or partial loss of the thrust of one of such engines.

Keywords: automatic control system, turbofan engine, thrust

Одним из направлений повышения безопасности полёта самолётов с турбореактивными двухконтурными двигателями (ТРДД) в свете развития российской системы технического регулирования является подтверждение соответствия качества ТРДД требованиям Авиационных правил Межгосударственного авиационного комитета и нормативов ICAO. В то же время тенденции развития методов контроля и компенсации «разнотяговости» и асимметрии тяги отечественных ТРДД диктуются требованиями соответствия их качества достижениям зарубежных двигателестроительных фирм «Pratt & Whitney» и «Rolls-Royce». Однако на пассажирских самолётах с ТРДД даже зарубежного производства, например, фирмы «Boeing», реализуемые

в системах автоматического управления (САУ) их силовыми установками программы управления работают выборочно и статистические выборки управляющих факторов анализируются в двумерной постановке задачи компенсации «разнотяговости» и асимметрии тяги ТРДД в двумерной системе координат («вероятность проявления разных диапазонов статистической выборки управляющего фактора – измеряемые значения этого фактора») [1].

Метод минимизации «разнотяговости» и асимметрии тяги ТРДД в трёхмерной постановке задачи компенсации их «разнотяговости» и асимметрии тяги позволяет анализировать управляющие факторы в системе координат («вероятность проявления разных диапазонов статистических

выборок двух управляющих факторов – измеряемые значения одного фактора – измеряемые значения второго фактора») [2]. Такова же постановка решаемой в данной статье задачи минимизации «разноотяговости» и асимметрии тяги ТРДД. Несмотря на достоинства известных методов контроля и компенсации «разноотяговости» и асимметрии тяги ТРДД, поставленная задача такими методами не решалась.

Цель данной статьи – предложить решение этой задачи для обеспечения ввода через САУ силовой установкой самолёта с двумя ТРДД особых поправок (малых отклонений) сразу двух управляющих факторов для повышения безопасности его полёта, если оба ТРДД прошли на заводе-изготовителе глубокое тестирование их технического состояния после испытаний на заводских горячих стендах в условиях серийного производства и выходной контроль с ужесточёнными условиями заводской приёмки. Особенностью этого решения является применение нормированной двумерной случайной функции, распределённой по нормальному закону, при глубоком тестировании технического состояния ТРДД после их испытаний на заводских горячих стендах в условиях серийного производства [3–4].

Известно, что «разноотяговость» и асимметрия тяги двух газотурбинных двигателей (ГТД) силовой установки самолёта во время взлёта и набора высоты при потере тяги одного из ГТД компенсируется, как правило, повышением тяги другого ГТД [5]. Их «разноотяговость» и асимметрию тяги контролирует и компенсирует САУ этой силовой установкой, реализующая выборочно одну из заложенных в ней программ управления тягой. Однако к недостаткам тех известных способов управления силовой установкой самолёта с двумя ГТД, которые уже реализовывались и (или) ещё реализуются в САУ силовыми установками самолётов с двумя ТРДД, следует отнести негативные последствия включения режима повышенной тяги (РПТ), заключающиеся в ускоренной выработке ресурса ГТД в случаях, когда это не требуется по условиям полёта, например в начале разбега самолёта по взлётно-посадочной полосе или при наборе им высоты. А в случае неисправности ГТД на взлёте при попадании в него посторонних предметов (птиц, градин, баллистических объектов) и вызываемых ими механических повреждений турбины или механического разрушения её рабочих лопаток из-за коррозионного действия газов и эрозии мелкими посторонними частицами (песком) или перегреве ГТД из-за чрезмерно длительных

или частых включений РПТ в условиях высоких температур воздуха, увеличение предельных (установочных) значений регулируемых параметров и режима работы неисправного ГТД может привести к его окончательной поломке и нелокализованному отказу. Тогда «разноотяговость» и асимметрия тяги двух ГТД силовой установки самолёта может привести к нежелательному разворачивающему моменту действующих на него сил, что чревато катастрофой. Но если ГТД успешно прошли на заводе-изготовителе глубокое тестирование их технического состояния после испытаний на заводских горячих стендах в условиях серийного производства и выходной контроль с ужесточёнными вдвое условиями заводской приёмки, то асимметрию тяги таких ГТД в полёте можно скомпенсировать при помощи САУ силовой установкой самолёта, если использовать в ней одновременно два параметра тяги.

Известный способ управления силовой установкой самолёта с двумя ГТД

Известен новый способ управления силовыми установками самолёта с двумя ГТД при отказе или частичной потере тяги одного из них, согласно которому автоматически осуществляется определение потери тяги неисправного ГТД и исключение недопустимых включений РПТ в условиях взлёта самолёта и набора высоты [5]. Потеря тяги в полёте на режиме «Взлёт» определяется по уменьшению частоты вращения вентилятора n_v и её 1-ой производной dn_v/dt ниже заданных величин, а автоматическое повышение тяги исправного ГТД осуществляется при значении положения рычага управления двигателем (РУД) $\alpha_{\text{РУД}}$ больше заданного значения положения РУД $\alpha_{\text{РУД}}^{\text{зад}}$ ($\alpha_{\text{РУД}} > \alpha_{\text{РУД}}^{\text{зад}}$) и наличии сигнала «Стояночный тормоз самолёта выключен» I_T . Управление силовой установкой самолёта этим способом включает измерение значений параметра тяги двух двигателей, сравнение измеренных значений этого параметра тяги с его заданным значением, необходимым для включения РПТ, измерение значения положения РУД $\alpha_{\text{РУД}}$ для каждого двигателя, сравнение измеренного значения положения РУД $\alpha_{\text{РУД}}$ каждого двигателя с заданным значением положения РУД $\alpha_{\text{РУД}}^{\text{зад}}$, соответствующим взлётному режиму самолёта, включение РПТ исправного двигателя при отказе или частичной потере тяги другого двигателя, измерение величины воздушной скорости самолёта V_c , сравнение измеренной величины воздушной скорости самолёта V_c с заданной величиной воздушной скорости самолёта $V_c^{\text{зад}}$, формирование сиг-

налов «Предкрылки не убраны» I_{II} и «Стояночный тормоз самолёта выключен» I_T , а РПТ исправного ГТД включается при достижении величины воздушной скорости самолёта V_c больше заданной величины воздушной скорости самолёта $V_c^{зад}$ ($V_c > V_c^{зад}$) и наличии сигналов «Предкрылки не убраны» I_{II} и «Стояночный тормоз самолёта выключен» I_T . Наличие сигнала «Предкрылки не убраны» I_T свидетельствует о нахождении механизации крыла во взлётной конфигурации, а в качестве заданной величины воздушной скорости самолёта $V_c^{зад}$ используется заданная величина скорости принятия решения о взлёте $V_{взл}^{зад}$ ($V_c^{зад} = V_{взл}^{зад}$), так как она характеризует скорость разбега самолёта, на которой возможно безопасное продолжение или прекращение взлёта. По окончании взлёта самолёта происходит переход механизации крыла из взлётной конфигурации в полётную, при этом сигнал «Предкрылки не убраны» I_T снимается, и в дальнейшем РПТ в полёте не включится. Сигнал «Стояночный тормоз самолёта выключен» I_{II} поступает от датчика включения/выключения стояночного тормоза после того, как экипаж выключит стояночный тормоз перед началом разбега самолёта по взлётно-посадочной полосе и не снимается практически до конца полёта. Снятие РПТ осуществляется только пилотом путём перевода РУД на пониженный режим, если измеренное значение положения РУД $\alpha_{РУД}$ меньше заданного значения положения РУД $\alpha_{РУД}^{зад}$ ($\alpha_{РУД} < \alpha_{РУД}^{зад}$).

К недостаткам прототипа следует отнести негативные последствия управления силовой установкой самолёта с двумя ГТД путём введения поправок (взвешенных значений 1-ой производной частоты вращения вентилятора $\delta n_b = C_b \cdot dn_b/dt$, где коэффициент C_b зависит от динамических свойств вентилятора) всего лишь одного контролируемого рабочего параметра ГТД (частоты вращения вентилятора n_b), задействованного в качестве параметра тяги без учёта его взаимосвязи с другим контролируемым рабочим параметром тех же двигателей, который также может быть задействован в качестве параметра тяги. Следовательно, основным недостатком прототипа является недооценка функциональной связи и взаимного влияния на уровень тяги в полёте тех контролируемых рабочих параметров ГТД, которые могут быть задействованы в качестве параметров тяги, поскольку для управления силовой установкой самолёта с двумя ГТД при отказе или частичной потере тяги одного из них в условиях взлёта самолёта и набора высоты предусмотрено использование всего лишь одной-един-

ственной программы управления тягой ГТД в полёте ($n_b \pm \delta n_b = const$), а выборки контролируемых значений частоты вращения вентилятора n_b анализируются только в двумерной постановке задачи компенсации асимметрии тяги двух ГТД, то есть в двумерной системе координат: $(P_b - n_b)$, где P_b – вероятность проявления различных диапазонов выборки контролируемых значений частоты вращения вентилятора n_b . А реализация этого способа управления даже в САУ силовой установкой самолёта с такими ГТД, как, например, ТРДД, приводит к тому, что программы управления по частоте вращения ротора низкого давления (РНД) $n_1 \pm \delta n_1 = const$ и частоте вращения ротора компрессора (КВД) $n_2 \pm \delta n_2 = const$ работают выборочно, а выборки значений управляющих факторов n_1 и n_2 , которые могут быть задействованы в качестве параметров тяги, анализируются в двумерной постановке задачи компенсации «разнотяговости» и асимметрии тяги ТРДД в двумерных системах координат $(P_I - n_1)$ и $(P_{II} - n_2)$, где P_I и P_{II} – вероятности проявления разных диапазонов выборки одного управляющего фактора.

Однако анализ выборок контролируемых значений сразу двух параметров тяги силовой установки самолёта с ТРДД в трёхмерной постановке задачи компенсации их «разнотяговости» и асимметрии тяги позволяет минимизировать их «разнотяговость» [2, 4]. Если в САУ силовой установки самолёта с теми ТРДД, которые успешно прошли на заводе-изготовителе глубокое тестирование их технического состояния после испытаний на заводских горячих стендах в условиях серийного производства и выходной контроль с ужесточёнными вдвое условиями заводской приёмки, реализовать одновременно программы управления $n_1 \pm \delta n_1 = const$ и $n_2 \pm \delta n_2 = const$ для минимизации «разнотяговости» этих ТРДД в трёхмерной постановке задачи компенсации их «разнотяговости» и асимметрии тяги, то потерю тяги (отказ ТРДД) можно и должно определять по уменьшению контролируемых значений параметров тяги n_1 и n_2 ниже их заданных значений $n_1^{зад}$ и $n_2^{зад}$ соответственно.

Структурная схема предлагаемой САУ силовой установкой самолёта с ТРДД

Ряд зарубежных и отечественных самолётов оснащен такими САУ их силовыми установками, которые обеспечивают в полёте компенсацию асимметрии тяги ТРДД путём введения поправок одного управляющего фактора, для чего выборочно применяются программы управле-

ния $n_1 \pm \delta n_1 = \text{const}$ (аэробус A-310 фирмы «General Electric») и $n_2 \pm \delta n_2 = \text{const}$ (аэробус ИЛ-96-300 ОАО «Авиационный комплекс имени С.В. Ильюшина»). Однако, программа управления $n_2 \pm \delta n_2 = \text{const}$ обладает худшей экономичностью в полёте по сравнению с программой управления $n_1 \pm \delta n_1 = \text{const}$ [2–4]. Задействовав их одновременно в САУ силовой установкой самолёта с двумя ТРДД, которые после глубокого тестирования их технического состояния на заводе-изготовителе успешно прошли выходной контроль с ужесточёнными условиями заводской приёмки, можно повысить экономичность этих программ управления при компенсации «разнотяговости» и асимметрии тяги таких ТРДД в полёте для повышения его безопасности. Тогда потерю тяги следует определять по уменьшению значений управляющих факторов n_1 и n_2 ниже их заданных значений $n_1^{\text{зад}}$ и $n_2^{\text{зад}}$. Сравнение соответствующих значений сразу двух управляющих факторов позволяет оценивать необходимость включения РПТ одного из этих ТРДД при потере тяги другого ТРДД, например, в условиях взлёта и набора высоты. Структурная схема предлагаемой САУ силовой установкой самолёта, реализующая одновременно две программы управления при асимметрии тяги двух его ТРДД в полёте, представлена на рис. 1.

В предлагаемой САУ силовой установкой самолёта управляющие факторы n_1 и n_2 применяются в качестве параметров тяги и управление ТРДД обеспечивается блоками управления по сигналам от датчиков положения РУД $\alpha_{\text{РУД}}$ и датчиков частот вращения роторов n_1 и n_2 , а суммарные сигналы частоты вращения РНД n_1 и её 1-ой производной dn_1/dt в виде $n_1 \pm C_1 \cdot dn_1/dt$ и частоты вращения ротора КВД n_2 и её 1-ой производной dn_2/dt в виде $n_2 \pm C_2 \cdot dn_2/dt$ служат для диагностики «разнотяговости» и асимметрии тяги ТРДД в условиях взлёта и набора высоты, при условии, что весовые коэффициенты C_1 и C_2 в поправках $\delta n_1 = C_1 \cdot dn_1/dt$ и $\delta n_2 = C_2 \cdot dn_2/dt$ зависят от динамических свойств роторов.

О нахождении механизации крыла во взлётной конфигурации свидетельствует наличие сигнала «Предкрылки не убраны» I_T . По окончании взлёта происходит переход механизации крыла в полётную конфигурацию и сигнал «Предкрылки не убраны» I_T снимается, что исключает включение РПТ в полёте. О выключении стояночного тормоза самолёта перед началом разбега по взлётно-посадочной полосе свидетельствует сигнал «Стояночный тормоз самолёта выключен» $I_{\text{Ц}}$, который не снимается до конца полёта. Снятие РПТ выполняется изменением положения РУД, если его значение $\alpha_{\text{РУД}}$ ниже заданного значения $\alpha_{\text{РУД}}^{\text{зад}}$.

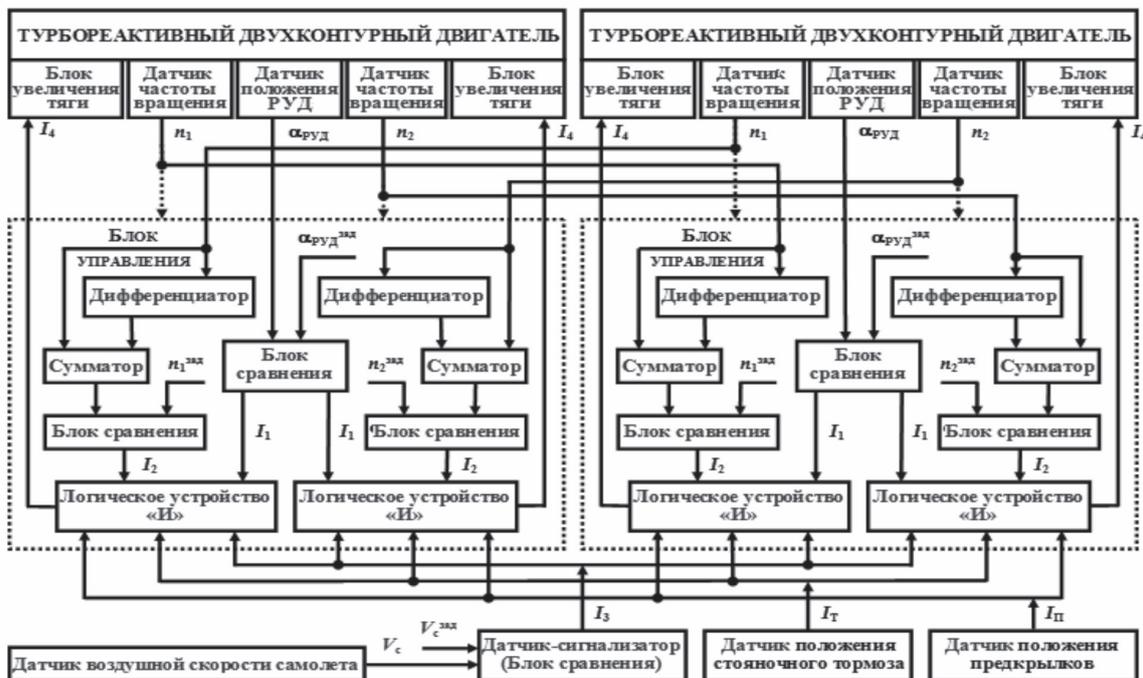


Рис. 1. Структурная схема предлагаемой САУ силовой установкой самолёта с ТРДД

Выходные сигналы датчиков частоты вращения РНД n_1 и датчиков частоты вращения ротора КВД n_2 одновременно подаются на блоки управления ТРДД, где в блоках сравнения значений положения РУД осуществляется сравнение измеренных значений положения РУД $\alpha_{\text{РУД}}$ с его заданным значением $\alpha_{\text{РУД}}^{\text{зад}}$, соответствующим режиму полёта. При $\alpha_{\text{РУД}} > \alpha_{\text{РУД}}^{\text{зад}}$ на выходе этих блоков формируются логические сигналы «РУД на режиме “Взлёт”» $I_1 = 1$. В дифференциаторах каждого ТРДД осуществляются вычисления 1-ой производной частоты вращения РНД dn_1/dt и 1-ой производной частоты вращения ротора КВД dn_2/dt соседнего ТРДД. Сумматоры каждого ТРДД осуществляют алгебраическое суммирование поступающих с датчиков частоты вращения РНД n_1 и датчиков частоты вращения ротора КВД n_2 соседнего ТРДД сигналов, пропорциональных его частоте вращения РНД n_1 и её 1-ой производной dn_1/dt , и сигналов, пропорциональных его частоте вращения ротора КВД n_2 и её 1-ой производной dn_2/dt . В соответствующих этим сумматорам блоках сравнения осуществляется сравнение суммарного сигнала частоты вращения РНД n_1 и её 1-ой производной dn_1/dt и суммарного сигнала частоты вращения ротора КВД n_2 и её 1-ой производной dn_2/dt с заданными значениями частоты вращения РНД $n_1^{\text{зад}}$ и частоты вращения ротора КВД $n_2^{\text{зад}}$ соответственно. Логические сигналы «Провал режима двигателя ниже допустимого» $I_2 = 1$ формируются на выходах блоков сравнения при $n_1 < n_1^{\text{зад}}$ и (или) $n_2 < n_2^{\text{зад}}$. Датчик воздушной скорости самолёта фиксирует величину воздушной скорости самолёта V_c и подаёт сигнал на датчик-сигнализатор, в котором осуществляется сравнение измеренной величины воздушной скорости самолёта V_c с заданной её величиной $V_c^{\text{зад}}$.

В качестве заданной величины воздушной скорости самолёта $V_c^{\text{зад}}$ используется заданная величина скорости принятия решения о взлёте $V_{\text{взл}}^{\text{зад}}$ ($V_c^{\text{зад}} = V_{\text{взл}}^{\text{зад}}$), поскольку она характеризует скорость разбега самолёта, на которой возможно безопасное прекращение и безопасное продолжение взлёта. При $V_c > V_c^{\text{зад}}$ дискретный сигнал «Скорость принятия решения» $I_3 = 1$ поступает на входы логических устройств «И», работающих по схеме «И».

Кроме логических сигналов «РУД на режиме “Взлёт”» I_1 и «Провал режима двигателя ниже допустимого» I_2 , поступающего с соседнего ТРДД, на вход логического устройства «И» в зависимости от этапа полёта поступают дискретные сигналы «Стояночный тормоз самолёта выключен» $I_T = 1$ с датчика положения стояночного тормоза

и «Предкрылки не убраны» $I_{\text{П}} = 1$ с датчика положения предкрылков. Сформированные логическими устройствами «И» управляющие сигналы $I_4 = 1$ поступают на исполнительные органы (блоки увеличения тяги), которые обеспечивают увеличение тяговых характеристик ТРДД.

Работа предлагаемой САУ силовой установкой самолёта с двумя ТРДД

Предлагаемая САУ силовой установкой самолёта с двумя ТРДД при компенсации асимметрии их тяги во время взлёта самолёта и набора высоты в случае неисправности (отказа) или частичной потери тяги одного из его ТРДД работает следующим образом.

На исполнительном старте перед началом разбега самолёта по взлётно-посадочной полосе, когда величина воздушной скорости самолёта $V_c = 0$, ТРДД работают на режиме «Малый газ». На входы блоков управления с датчика положения предкрылков поступает дискретный сигнал «Предкрылки не убраны» $I_{\text{П}} = 1$, свидетельствующий о необходимой для взлёта конфигурации крыла. После перемещения обоих РУД на режим «Взлёт» на выходе блоков сравнения значений положения РУД формируются логические сигналы «РУД на режиме “Взлёт”» $I_1 = 1$. После увеличения тяги обоих ТРДД экипаж выключает стояночный тормоз, начинается разбег самолёта и датчик положения стояночного тормоза формирует сигнал «Стояночный тормоз самолёта выключен» $I_T = 1$, который поступает на входы логических блоков «И». При $V_c > V_c^{\text{зад}}$ на выходе датчика-сигнализатора формируется сигнал «Скорость принятия решения» $I_3 = 1$, поступающий на входы логических блоков «И». В случае потери тяги одного ТРДД, которое характеризуется снижением значения суммарного сигнала частоты вращения РНД n_1 и её 1-ой производной dn_1/dt ниже заданного значения частоты вращения РНД $n_1^{\text{зад}}$, на выходе блока сравнения значений частоты вращения РНД n_1 другого ТРДД формируется логический сигнал «Провал режима двигателя ниже допустимого» $I_2 = 1$, поступающий на вход соответствующего логического блока «И».

При отказе или частичной потере тяги того же или другого ТРДД и соответствующем снижении значения суммарного сигнала частоты вращения ротора КВД n_2 и её 1-ой производной dn_2/dt ниже заданного значения этой частоты $n_2^{\text{зад}}$, на выходе блока сравнения частоты вращения ротора КВД n_2 блока управления соседнего ТРДД формируется логический сигнал «Провал режима двигателя ниже допустимого» $I_2 = 1$, поступающий на вход логического блока «И»

этого блока управления. При поступлении сигналов «РУД на режиме “Взлёт”» $I_1 = 1$, «Провал режима двигателя ниже допустимого» $I_2 = 1$, «Скорость принятия решения» $I_3 = 1$, «Стояночный тормоз самолёта выключен» $I_4 = 1$ и «Предкрылки не убраны» $I_5 = 1$ на входы какого-либо логического блока «И», на его выходе формируется логический сигнал «Включение РПТ» $I_6 = 1$, поступающий в случае неисправности одного ТРДД на соответствующий этому логическому блоку «И» исполнительный орган (блок увеличения тяги) другого (исправного) ТРДД для увеличения его тяговых характеристик.

Результатом решения поставленной задачи стала формализация принципа работы САУ силовой установкой самолёта с двумя ТРДД, успешно прошедшими глубокое тестирование их технического состояния после испытаний на заводских горячих стендах и выходной контроль на заводе-изготовителе по результатам такого тестирования. Она позволяет описать её работу при асимметрии тяги из-за неисправности (отказа) одного из этих ТРДД в полёте алгоритмом управления параметрами тяги n_1 и n_2 , когда одновременно задействованы программы управления $n_1 + \delta n_1 = \text{const}$ и $n_2 + \delta n_2 = \text{const}$.

Весовые коэффициенты $C_1 \leq 1$ и $C_2 \leq 1$ для одного ТРДД (ТРДД 1) с параметрами тяги n_1 и n_2 , а также соответствующие весовые коэффициенты $C_1^* \leq 1$ и $C_2^* \leq 1$ для другого ТРДД (ТРДД 2) с параметрами тяги n_1^* и n_2^* при таких соотношениях измеренных на заводе-изготовителе значений (тестовых значений) $n_{1\text{тест}}, n_{2\text{тест}}, n_{1\text{тест}^*}$ и $n_{2\text{тест}^*}$ этих параметров, как $n_{1\text{мин}} \leq n_{1\text{тест}} < (n_{1\text{макс}} + n_{1\text{мин}})/2$, $n_{2\text{мин}} \leq n_{2\text{тест}} < (n_{2\text{макс}} + n_{2\text{мин}})/2$, $n_{1\text{мин}} \leq n_{1\text{тест}^*} < (n_{1\text{макс}} + n_{1\text{мин}})/2$ и $n_{2\text{мин}} \leq n_{2\text{тест}^*} < (n_{2\text{макс}} + n_{2\text{мин}})/2$, необходимы для предотвращения ложных срабатываний предлагаемой САУ силовой установкой самолёта и повышения асимметрии тяги его ТРДД при $n_1 + C_1 \cdot dn_1/dt < n_{1\text{зад}}$ или $n_1^* + C_1^* \cdot dn_1^*/dt < n_{1\text{зад}}$, или $n_2 + C_2 \cdot dn_2/dt < n_{2\text{зад}}$, или $n_2^* + C_2^* \cdot dn_2^*/dt < n_{2\text{зад}}$ из-за исходной «разнотяговости» двух таких ТРДД вследствие неравенства тестовых значений частот вращения их роторов $n_{1\text{тест}}, n_{2\text{тест}}, n_{1\text{тест}^*}$ и заданных значений тех же частот вращения $n_{1\text{зад}} = (n_{1\text{макс}} + n_{1\text{мин}})/2 - [(n_{1\text{макс}} + n_{1\text{мин}})/2 - n_{1\text{тест}}] = n_{1\text{тест}}$ при значениях $n_{1\text{мин}} \leq n_{1\text{тест}} < n_{1\text{макс}}$ или $n_{1\text{зад}} = (n_{1\text{макс}} + n_{1\text{мин}})/2 - [(n_{1\text{макс}} + n_{1\text{мин}})/2 - n_{1\text{тест}^*}] = n_{1\text{тест}^*}$ при значениях $n_{1\text{мин}} \leq n_{1\text{тест}^*} < n_{1\text{макс}}$ и $n_{2\text{зад}} = (n_{2\text{макс}} + n_{2\text{мин}})/2 - [(n_{2\text{макс}} + n_{2\text{мин}})/2 - n_{2\text{тест}}] = n_{2\text{тест}}$ при значениях $n_{2\text{мин}} \leq n_{2\text{тест}} < n_{2\text{макс}}$ или $n_{2\text{зад}} = (n_{2\text{макс}} + n_{2\text{мин}})/2 - [(n_{2\text{макс}} + n_{2\text{мин}})/2 - n_{2\text{тест}^*}] = n_{2\text{тест}^*}$ при значениях $n_{2\text{мин}} \leq n_{2\text{тест}^*} < n_{2\text{макс}}$ соответственно.

$$C_1 = (n_{1\text{макс}} + n_{1\text{мин}})/(2 \cdot n_{1\text{тест}}), \quad (1)$$

$$C_2 = (n_{2\text{макс}} + n_{2\text{мин}})/(2 \cdot n_{2\text{тест}}), \quad (2)$$

$$C_1^* = (n_{1\text{макс}} + n_{1\text{мин}})/(2 \cdot n_{1\text{тест}^*}), \quad (3)$$

$$C_2^* = (n_{2\text{макс}} + n_{2\text{мин}})/(2 \cdot n_{2\text{тест}^*}). \quad (4)$$

Алгоритм управления параметрами тяги n_1 и n_2 в САУ силовой установкой самолёта, содержащей два ТРДД с минимальной «разнотяговостью», описывается следующими формулами для регулируемых значений $n_{1\text{рег}} = n_1 + \delta n_1$ и $n_{2\text{рег}} = n_2 + \delta n_2$ этих параметров ТРДД 1 и регулируемых значений $n_{1\text{рег}^*} = n_1^* + \delta n_1^*$ и $n_{2\text{рег}^*} = n_2^* + \delta n_2^*$ тех же параметров ТРДД 2 при асимметрии тяги этих ТРДД из-за неисправности (отказа) одного из них:

$$n_{1\text{рег}} = n_1 + [n_{1\text{зад}} - (n_1^* + C_1^* \cdot dn_1^*/dt)] \quad \text{при } n_{1\text{зад}} > n_1^* + C_1^* \cdot dn_1^*/dt, \quad (5)$$

$$n_{1\text{рег}^*} = n_1^* + [n_{1\text{зад}} - (n_1 + C_1 \cdot dn_1/dt)] \quad \text{при } n_{1\text{зад}} > n_1 + C_1 \cdot dn_1/dt, \quad (6)$$

$$n_{2\text{рег}} = n_2 + [n_{2\text{зад}} - (n_2^* + C_2^* \cdot dn_2^*/dt)] \quad \text{при } n_{2\text{зад}} > n_2^* + C_2^* \cdot dn_2^*/dt, \quad (7)$$

$$n_{2\text{рег}^*} = n_2^* + [n_{2\text{зад}} - (n_2 + C_2 \cdot dn_2/dt)] \quad \text{при } n_{2\text{зад}} > n_2 + C_2 \cdot dn_2/dt. \quad (8)$$

Рост уровня тяги ТРДД 2 при $n_1 + C_1 \cdot dn_1/dt < n_{1\text{зад}}$ из-за неисправности (отказа) ТРДД 1 обеспечивает блок увеличения тяги ТРДД 2 за счёт увеличения частоты вращения его РНД до величины $n_{1\text{рег}^*} = n_1^* + [n_{1\text{зад}} - (n_1 + C_1 \cdot dn_1/dt)]$.

Рост уровня тяги ТРДД 2 при $n_2 + C_2 \cdot dn_2/dt < n_{2\text{зад}}$ из-за неисправности (отказа) ТРДД 1 обеспечивает блок увеличения тяги ТРДД 2 за счёт увеличения частоты вращения его РНД до величины $n_{2\text{рег}^*} = n_2^* + [n_{2\text{зад}} - (n_2 + C_2 \cdot dn_2/dt)]$.

Рост уровня тяги ТРДД 1 при $n_1^* + C_1^* \cdot dn_1^*/dt < n_{1\text{зад}}$ из-за неисправности (отказа) ТРДД 2 обеспечивает блок увеличения тяги ТРДД 1 за счёт увеличения частоты вращения его РНД до величины $n_{1\text{рег}} = n_1 + [n_{1\text{зад}} - (n_1^* + C_1^* \cdot dn_1^*/dt)]$.

Рост уровня тяги ТРДД 1 при $n_2^* + C_2^* \cdot dn_2^*/dt < n_{2\text{зад}}$ из-за неисправности (отказа) ТРДД 2 обеспечивает блок увеличения тяги ТРДД 1 за счёт увеличения частоты вращения его РНД до величины $n_{2\text{рег}} = n_2 + [n_{2\text{зад}} - (n_2^* + C_2^* \cdot dn_2^*/dt)]$.

Величина $n_{1\text{рег}}$ при асимметрии тяги этих двух ТРДД складывается из величины параметра тяги n_1 и величины разностного сигнала $n_{1\text{зад}} - (n_1^* + C_1^* \cdot dn_1^*/dt)$, который определяется разницей заданной величины

параметра тяги $n_1^{\text{зад}}$ и величины суммарного сигнала $n_1^* + C_1^* \cdot dn_1^*/dt$ от ТРДД 2, если $n_1^{\text{зад}} - (n_1^* + C_1^* \cdot dn_1^*/dt) > 0$, т.е. $n_1^* + C_1^* \cdot dn_1^*/dt < n_1^{\text{зад}}$. Раскрыв скобки в формуле (5), можно упростить выражение для $n_1^{\text{рег}}$:

$$n_1^{\text{рег}} = n_1^{\text{зад}} + (n_1 - n_1^*) \cdot [(n_1^{\text{макс}} + n_1^{\text{мин}}) / (2 \cdot n_1^{\text{тест}})] \cdot (dn_1^*/dt). \quad (9)$$

Проверка правильности полученных таким образом соотношений параметров тяги n_1 и n_1^* при исправном функционировании обоих ТРДД подтверждает, что в тех случаях, когда разностный сигнал $n_1^{\text{зад}} - (n_1^* + C_1^* \cdot dn_1^*/dt) = 0$, имеет место равенство $n_1^{\text{рег}} = n_1$, как и требуется в полёте двухдвигательного самолёта с симметричной тягой.

Величина $n_1^{\text{рег}}$ при асимметрии тяги этих двух ТРДД складывается из величины параметра тяги n_1^* и величины разностного сигнала $n_1^{\text{зад}} - (n_1 + C_1 \cdot dn_1/dt)$, который определяется разницей заданной величины параметра тяги $n_1^{\text{зад}}$ и величины суммарного сигнала $n_1 + C_1 \cdot dn_1/dt$, если $n_1^{\text{зад}} - (n_1 + C_1 \cdot dn_1/dt) > 0$, т.е. $n_1 + C_1 \cdot dn_1/dt < n_1^{\text{зад}}$. Раскрытие скобок в формуле (6) позволяет упростить выражение для $n_1^{\text{рег}}$:

$$n_1^{\text{рег}} = n_1^{\text{зад}} + (n_1^* - n_1) \cdot [(n_1^{\text{макс}} + n_1^{\text{мин}}) / (2 \cdot n_1^{\text{тест}})] \cdot (dn_1/dt). \quad (10)$$

Проверка правильности полученных таким образом соотношений параметров тяги n_1^* и n_1 при исправном функционировании обоих ТРДД подтверждает, что в тех случаях, когда разностный сигнал $n_1^{\text{зад}} - (n_1 + C_1 \cdot dn_1/dt) = 0$, имеет место равенство $n_1^{\text{рег}} = n_1^*$, как и требуется в полёте двухдвигательного самолёта с симметричной тягой.

Величина $n_2^{\text{рег}}$ при асимметрии тяги этих двух ТРДД складывается из величины параметра тяги n_2 и величины разностного сигнала $n_2^{\text{зад}} - (n_2^* + C_2^* \cdot dn_2^*/dt)$, который определяется разницей заданной величины параметра тяги $n_2^{\text{зад}}$ и величины суммарного сигнала $n_2^* + C_2^* \cdot dn_2^*/dt$ от ТРДД 2, если $n_2^{\text{зад}} - (n_2^* + C_2^* \cdot dn_2^*/dt) > 0$, т.е. $n_2^* + C_2^* \cdot dn_2^*/dt < n_2^{\text{зад}}$. Раскрыв скобки в формуле (7), можно упростить выражение для $n_2^{\text{рег}}$:

$$n_2^{\text{рег}} = n_2^{\text{зад}} + (n_2 - n_2^*) \cdot [(n_2^{\text{макс}} + n_2^{\text{мин}}) / (2 \cdot n_2^{\text{тест}})] \cdot (dn_2^*/dt). \quad (11)$$

Проверка правильности полученных таким образом соотношений параметров тяги n_2 и n_2^* при исправном функционировании обоих ТРДД подтверждает, что в тех случаях, когда разностный сигнал $n_2^{\text{зад}} - (n_2^* + C_2^* \cdot dn_2^*/dt) = 0$, имеет место равенство $n_2^{\text{рег}} = n_2$, как и требуется в полёте двухдвигательного самолёта с симметричной тягой.

Величина $n_2^{\text{рег}}$ при асимметрии тяги этих двух ТРДД складывается из величины

параметра тяги n_2^* и величины разностного сигнала $n_2^{\text{зад}} - (n_2^* + C_2^* \cdot dn_2^*/dt)$, который определяется разницей заданной величины параметра тяги $n_2^{\text{зад}}$ и величины суммарного сигнала $n_2^* + C_2^* \cdot dn_2^*/dt$, если $n_2^{\text{зад}} - (n_2^* + C_2^* \cdot dn_2^*/dt) > 0$, т.е. $n_2^* + C_2^* \cdot dn_2^*/dt < n_2^{\text{зад}}$. Раскрытие скобок в формуле (8) позволяет упростить выражение для $n_2^{\text{рег}}$:

$$n_2^{\text{рег}} = n_2^{\text{зад}} + (n_2^* - n_2) \cdot [(n_2^{\text{макс}} + n_2^{\text{мин}}) / (2 \cdot n_2^{\text{тест}})] \cdot (dn_2^*/dt). \quad (12)$$

Проверка правильности полученных таким образом соотношений параметров тяги n_2^* и n_2 при исправном функционировании обоих ТРДД подтверждает, что в тех случаях, когда разностный сигнал $n_2^{\text{зад}} - (n_2 + C_2 \cdot dn_2/dt) = 0$, имеет место равенство $n_2^{\text{рег}} = n_2^*$, как и требуется в полёте двухдвигательного самолёта с симметричной тягой.

Такая формализация принципа работы предлагаемой САУ силовой установкой самолёта, содержащей два ТРДД с минимальной «разнотяговостью», при асимметрии их тяги из-за отказа или частичной потери тяги одного из них соответствует логике управления ими, отображённой на логической схеме алгоритма работы этой САУ. Логическая схема алгоритма работы предлагаемой САУ силовой установкой самолёта, содержащей два ТРДД с минимальной «разнотяговостью», приведена на рис. 2, где параметры $\alpha_{\text{руд}}$, C_1 , C_2 , n_1 и n_2 одного ТРДД обозначены идентификаторами $a(1)$, $C(1,1)$, $C(1,2)$, $n(1,1)$ и $n(1,2)$, а те же параметры другого ТРДД – идентификаторами $a(2)$, $C(2,1)$, $C(2,2)$, $n(2,1)$ и $n(2,2)$ соответственно. Общие для обоих ТРДД параметры $\alpha_{\text{руд}}^{\text{зад}}$, $n_1^{\text{зад}}$, $n_2^{\text{зад}}$, V_c , $V_c^{\text{зад}}$ и сигналы $I_1, I_2, I_3, I_4, I_{\text{пр}}, I_{\text{т}}$ обозначены на этой схеме идентификаторами $A, N(1), N(2), Vc, V$ и $I_1, I_2, I_3, I_4, I_{\text{п}}, I_{\text{т}}$, а условные номера ТРДД и их роторов – идентификаторами J, K и L соответственно.

Заключение

Предлагаемая САУ силовой установкой самолёта с двумя ТРДД, успешно прошедшими выходной контроль с ужесточёнными условиями заводской приёмки, обеспечит повышение безопасности полёта, если в ней реализован метод минимизации «разнотяговости» и асимметрии тяги ТРДД в трёхмерной постановке задачи компенсации их «разнотяговости» и асимметрии тяги путём введения поправок δn_1 и δn_2 управляющих факторов n_1 и n_2 . В качестве таких поправок можно использовать взвешенные значения 1-ой производной частоты вращения РНД $\delta n_1 = C_1 \cdot dn_1/dt$ и 1-ой производной частоты вращения ротора КВД $\delta n_2 = C_2 \cdot dn_2/dt$, если весовые коэффициенты C_1 и C_2 зависят от динамических свойств роторов.

Список литературы

1. Бузова А.Ю. Авиационные ТРДД и ТРДДФ – программа-прогноз на среднесрочную перспективу развития методов их модернизации и глубокого тестирования для минимизации «разнотяговости» и асимметрии тяги ТРДД и ТРДДФ самолётов ГА и ВВС // *Фундаментальные исследования*. – 2014. – № 12–9. – С. 1862–1872.

2. Дворниченко В.В., Бузова А.Ю. Глубокое тестирование турбореактивных двигателей методами математической статистики для повышения их соответствия нормативам ИКАО // *Вестник Московского авиационного института*. – 2011. – Т. 18. № 3. – С. 116–127.

3. Новичков В.М., Бузова А.Ю. Минимизация «разнотяговости» и асимметрии тяги авиационных турбореактивных

двухконтурных двигателей для обеспечения безопасности полёта // *Труды 24-й Международной научно-технической конференции «Современные технологии в задачах управления, автоматизации и обработки информации»* (Алушта, 2015). – М.: Издательский дом МЭИ, 2015. – С. 140–141.

4. Новичков В.М., Бузова А.Ю. Применение ТРДД на ЛА с минимизацией «разнотяговости» для повышения безопасности полётов // *Фундаментальные исследования*. – 2015. – № 11–7. – С. 1343–1351.

5. Пат. 2306446 Российская Федерация, МПК F02C 9/42. Способ управления силовой установкой самолета / Иноземцев А.А., Семенов А.Н., Савенков Ю.С., Сажеников А.Н., Трубников Ю.А., заявитель и патентообладатель ОАО «АВИАДВИГАТЕЛЬ». – №2005136774/06. Заявл. 25.11.2005, опубл. 20.09.2007, Бюл. № 26. – 7 с.