

УДК 621.45.02

УПРАВЛЕНИЕ ЧАСТОТАМИ ВРАЩЕНИЯ РОТОРОВ ТУРБОРЕАКТИВНЫХ ДВУХКОНТУРНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ДВУХДВИГАТЕЛЬНОГО САМОЛЕТА С ЦЕЛЬЮ ОБЕСПЕЧЕНИЯ БАЛАНСИРОВКИ ИХ ТЯГИ В ПОЛЕТЕ

© 2024 г. А. Ю. Бурова^{b, *}, Н. Ю. Кочетков^{b, **}, В. А. Нестеров^b, К. И. Сыпало^{a, *}

^aЦентральный аэрогидродинамический институт, г. Жуковский, Россия

^bМосковский авиационный институт

(национальный исследовательский университет), Москва, Россия

*e-mail: frambe@mail.ru

**e-mail: kolabuy@gmail.com

Поступила в редакцию 19.02.2024 г.

После доработки 12.07.2024 г.

Принята к публикации 16.10.2024 г.

Рассмотрены вопросы, связанные с исследованием модели функциональной зависимости тяги двигателей от их рабочих параметров в интересах снижения асимметрии тяги самолета вследствие разнотяговости его двигателей. Цель исследования — управление частотами вращения роторов двигателей самолета на основе трехмерной модели зависимости тяги двигателей от их частот вращения роторов турбин компрессоров низкого и высокого давления. Использованы методы математической статистики и программно-аппаратного моделирования. Результаты исследования показали и подтвердили возможность балансировки тяги двигателей самолета при управлении частотами вращения роторов его двигателей в полете. Разработана трехмерная модель зависимости тяги двигателя от значений частот вращения двух его роторов. Эта модель позволяет обеспечивать управление частотами вращения обоих роторов двигателя путем дополнительной подачи в них топлива для формирования новых значений этих частот по результатам сравнительной оценки их значений с учетом величин их первых производных как знакопеременных специальных поправок, обеспечивающих автоматическое контролирование скорости и направленности изменения контролируемых значений частот.

Ключевые слова: асимметрия тяги, двухдвигательный самолет, программа управления, сила тяги, турбореактивный двухконтурный двигатель, частота вращения ротора

DOI: 10.31857/S0002338824050102, EDN: TDYRRZ

CONTROL OF ROTOR SPEEDS OF TURBOJET TWIN-CIRCUIT ENGINES OF A TWIN-ENGINE AIRPLANE IN ORDER TO BALANCE THEIR THRUST IN FLIGHT

A. Yu. Burova^{b, *}, N. Yu Kochetkov^{b, **}, V. A. Nesterov^b, K. I. Sypalo^{a, *}

^aCentral Aerohydrodynamic Institute, Zhukovsky, Russia

^bMoscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russia

*e-mail: frambe@mail.ru

**e-mail: kolabuy@gmail.com

The questions related to the research of the model of functional dependence of the engines thrust on their operating parameters in the interests of reducing the asymmetry of the aircraft thrust due to the different thrust of its engines are considered. The purpose of the study is to control the rotor speeds of aircraft engines on the basis of a three-dimensional model of the dependence of engine thrust on their rotor speeds of turbine rotors of low-pressure compressors and high-pressure compressors. Methods of mathematical statistics and hardware-software modeling were used in the study. The results of the study showed and confirmed the possibility of balancing the thrust of aircraft engines when controlling the rotor speeds of its engines in flight. A three-dimensional model of engine thrust dependence on the values of rotational frequencies of its two rotors has been developed. This model allows to provide control of rotation frequencies of both rotors of the

engine by means of additional fuel supply to them for formation of new values of these frequencies according to the results of comparative estimation of their values taking into account the values of their first derivatives as sign-variable special corrections providing automatic control of speed and direction of change of controlled values of frequencies.

Keywords: thrust asymmetry, twin-engine aircraft, control program, thrust force, turbojet twin-circuit engine, rotor speed

Введение. Тягой турбореактивных двухконтурных двигателей (далее ТРДД) можно управлять путем изменения контролируемых значений частот вращения роторов турбин компрессоров низкого и высокого давления ТРДД [1]. Постоянный и непрерывный автоматический контроль значений этих частот обуславливает возможность использования их в качестве параметров тяги [1, 2]. Для исследования зависимости тяги ТРДД R от частот вращения роторов его турбин, так называемых ротора низкого давления (РНД) n_1 и ротора высокого давления (РВД) n_2 , применяются различные модели этой зависимости [3]. Их теоретической основой являются методы математической статистики, позволяющей оценивать тягу двигателей в зависимости от частот вращения их роторов по результатам стендовых испытаний этих двигателей в условиях их серийного производства.

Потеря тяги одного из ТРДД силовой установки самолета в полете может начаться при перегреве двигателя из-за чрезмерно длительных или частых включений режима повышенной тяги в условиях высоких температур воздуха, а также при механическом повреждении турбины компрессора и (или) механическом разрушении ее рабочих лопаток вследствие таких неконтролируемых факторов, как коррозионное и эрозионное действие газов и эрозия мелкими посторонними частицами (песком). Потеря тяги будет зафиксирована и скомпенсирована системой управления силовой установкой, но только в случае, когда это приведет к снижению значений частот вращения РНД и РВД ниже минимального значения их рабочих диапазонов [2]. Поэтому потерю тяги ТРДД силовой установки самолета в полете следует определять по уменьшению значений частот вращения РНД или РВД одного ТРДД ниже значений частот вращения соответствующего ротора другого ТРДД с учетом уровня разнотяговости двигателей. Такое сравнение частот вращения роторов позволяет оценивать необходимость повышения тяги двигателя в полете. Для того, чтобы свести к минимуму регулирование тяги в полете, при отборе пары ТРДД для самолета условие минимальной разнотяговости двигателей одной серии должно стать важнейшим критерием отбора после прохождения двигателями глубокого тестирования технического состояния в условиях серийного производства [3].

Программы управления только по частоте вращения РНД $n_1 + \delta n_1 = \text{const}$ или только по частоте вращения РВД $n_2 + \delta n_2 = \text{const}$ при знакопеременности специальных поправок δn_1 и δn_2 этих частот используются в системах управления силовыми установками среднемагистральных и дальнемагистральных двухдвигательных самолетов для контроля и управления тягой ТРДД. Поэтому частоты вращения их РНД и РВД можно считать равноправными и равнозначными параметрами тяги с точки зрения контроля и управления тягой этих двигателей. Постепенное ужесточение требований к их надежности и качеству способствует усилению контроля взаимного соответствия параметров тяги таких двигателей. Контролировать взаимное соответствие их качества можно с помощью программно-аппаратного моделирования.

При автоматизированном контроле технического состояния ТРДД на основе глубокого тестирования после стендовых испытаний актуальность разработки модели зависимости тяги двигателя от частот вращения роторов турбин его компрессоров низкого и высокого давления обусловлена возможностью компьютерного моделирования работы двигателя для оценки качества ее работы. Применение этой модели взаимозависимости параметров тяги ТРДД позволяет реализовать два условия ужесточения контроля взаимного соответствия качества двигателей одной серии. Одно из условий – допустимость одновременного контроля качества серийных ТРДД по K их рабочим параметрам x_k , $K = \overline{1, K}$, например по частотам вращения РНД и РВД при $K = 2$. Другое условие – допустимость минимального сужения диапазонов распределения величин отклонений замеряемых значений тех же рабочих параметров от их ожидаемых значений при глубоком тестировании технического состояния ТРДД одной серии после их стендовых испытаний в условиях их серийного производства [3]. Такую модель можно реализовывать на практике программными средствами компьютерного моделирования или программно-аппаратными средствами имитационного моделирования на цифровых сигнальных процессорах и программируемых логических интегральных схемах.

Предложенная и разработанная модель позволит и поможет создавать компьютерные модели контроля надежности и качества ТРДД силовой установки самолета сразу по нескольким рабочим параметрам в реальном масштабе времени с учетом нежелательных воздействий дестабилизирующих факторов в полете. Результаты разработки этой модели могут обеспечить автоматизацию управления тягой двигателей сразу по двум таким косвенным параметрам их тяги, как частоты вращения РНД и РВД, путем постоянного измерения и постепенного изменения значений этих частот. Это представляет практическую полезность для снижения разнотяговости ТРДД силовой установки самолета за счет повышения тяги R_{low} двигателя с недостаточной тягой до уровня тяги R_{norm} другого двигателя в заданных пределах изменения их тяги $R_{min} \leq R_{low} < R_{norm} \leq R_{max}$ при минимально допустимом уровне тяги R_{min} и максимально достижимом уровне тяги R_{max} . Благодаря предложенной и разработанной модели такая коррекция тяги двигателей может быть реализована путем изменения частот вращения их роторов в заданных диапазонах их значений. Трехмерная модель взаимозависимости параметров тяги ТРДД позволяет при компьютерном моделировании работы таких двигателей обеспечивать возможность уменьшения их разнотяговости по результатам сравнительной оценки значений частот вращения РНД и РВД с учетом величин первых производных этих частот как знакопеременных специальных поправок, обеспечивающих автоматическое контролирование скорости и направленности изменения контролируемых значений частот.

Снижение асимметрии тяги ТРДД силовой установки самолета в полете необходимо для обеспечения безопасности полета по одному из ее качественных критериев, которые позволяют намечать мероприятия по повышению ее уровня за счет снижения потенциальной опасности появления особых ситуаций при возникновении неконтролируемых факторов. В соответствии с требованиями Авиационных правил Межгосударственного авиационного комитета АП-25 особые ситуации могут быть: катастрофические, аварийные и сложные, а также ситуации усложнения условий полета. Во избежание таких ситуаций предлагается в качестве критерия обеспечения безопасности полета использовать требование отсутствия асимметрии тяги их двигателей в полете, поскольку безопасность полета самолета — это состояние авиационной техники, при котором риски, связанные с его эксплуатацией снижены до приемлемых уровней и контролируются. Одним из приемлемых уровней можно считать баланс тяги левого ТРДД и правого ТРДД силовой установки самолета в полете.

Для условного обозначения параметров левого и правого ТРДД силовой установки самолета используем аббревиатуры словосочетаний *LEFT ENGINE (LE)* и *RIGHT ENGINE (RE)* соответственно. Тогда применяемый критерий обеспечения безопасности полета можно формализовать в виде соотношения уровня тяги R^{LE} левого ТРДД и уровня тяги R^{RE} правого ТРДД в заданных пределах изменения этих значений в полете $R_{min} \leq R^{LE} = R^{RE} \leq R_{max}$ при минимально допустимом уровне тяги R_{min} и максимально достижимом уровне тяги R_{max} .

При асимметрии тяги в полете появляется момент рысканья самолета, который возникает из-за разнотяговости его ТРДД. Величина этого начального момента рысканья зависит от тяги каждого ТРДД и от путевой устойчивости самолета, которая стремится противостоять возникшему моменту рысканья, приводящего к крену самолета. Если рысканье и крен не исправлять за счет снижения асимметрии тяги ТРДД, то может возникнуть разворачивающий момент сил, действующих на самолет, что чревато аварией.

Цель исследования — управление частотами вращения роторов двигателей самолета на основе трехмерной модели зависимости тяги таких двигателей от их частот вращения роторов турбин компрессоров низкого и высокого давления. Исследование проводилось с помощью методов математической статистики и программно-аппаратного моделирования.

1. Постановка задачи. Полагаем, что в системе автоматического управления силовой установкой самолета с ТРДД заложено или предусмотрено использование программы управления по частоте вращения РНД $n_1 + \delta n_1 = \text{const}$ и программы управления $n_2 + \delta n_2 = \text{const}$ с применением знакопеременных поправок δn_1 и δn_2 этих частот соответственно.

Как известно, зависимости значений тяги ТРДД R от значений частоты вращения его РНД n_1 и тех же значений тяги ТРДД R от значений частоты вращения его РВД n_2 можно формализовать в виде параболических уравнений с коэффициентами I_1 и I_2 по типу канонического уравнения параболы $y = i x^2$ с коэффициентом i : $R = I_1 (n_1)^2$ и $R = I_2 (n_2)^2$, если I_1 и I_2 — коэффициенты влияния скоростей вращения РНД и РВД соответственно.

На рис. 1 приведено графическое отображение этих зависимостей, где каждому значению тяги R соответствуют только одна точка с координатами (R, n_1) и только одна точка с координатами (R, n_2) .

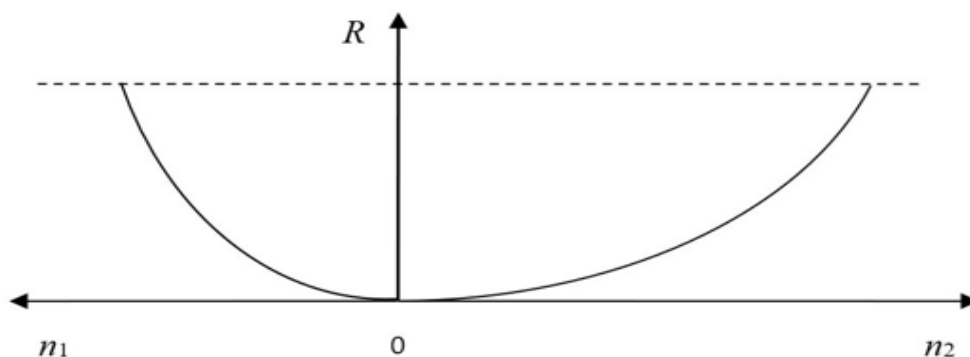


Рис. 1. Зависимость тяги R двигателя от частот вращения его РНД и РВД.

Будем учитывать динамические свойства РНД и РВД ТРДД по результатам глубокого тестирования их технического состояния после стендовых испытаний в условиях серийного производства. На практике для каждого двигателя в условиях серийного производства в испытательных цехах определяют эту зависимость экспериментально. Ею пользуются для определения прямых значений тяги в зависимости от числа оборотов ротора турбины компрессора.

Требуется разработать трехмерную модель зависимости тяги ТРДД от частот вращения его РНД и РВД, позволяющую учитывать совокупное влияние частот вращения обоих роторов на тягу двигателя с учетом их динамических свойств в виде коэффициентов j_x и j_y уравнения эллиптического параболоида $z_{x,y} = j_x x^2 + j_y y^2$ [4]. На рис. 2 приведено графическое изображение одной из линий уровня такого эллипсоида с фокусами $F_1(-c, 0)$, $F_2(c, 0)$, где числовые значения координат c и $-c$ зависят от соотношения числовых значений коэффициентов j_x и j_y .

Требуется разработать алгоритм управления частотами вращения роторов двигателей самолета на основе трехмерной модели зависимости тяги ТРДД от частот вращения его РНД и РВД.

2. Решение поставленной задачи. Результаты исследования показали и подтвердили возможность балансировки тяги двигателей самолета в полете при управлении частотами вращения роторов его двигателей на основе трехмерной модели зависимости тяги ТРДД от частот вращения его РНД и РВД.

Разработана трехмерная модель зависимости тяги двигателя от значений частот вращения двух его роторов. В ней эти частоты используются в качестве косвенных параметров тяги. Соотношение их измеренных и вычисляемых значений тяги определялись по результатам стендовых испытаний ТРДД одной серии и глубокого тестирования их технического состояния сразу по двум таким параметрам тяги в условиях серийного производства.

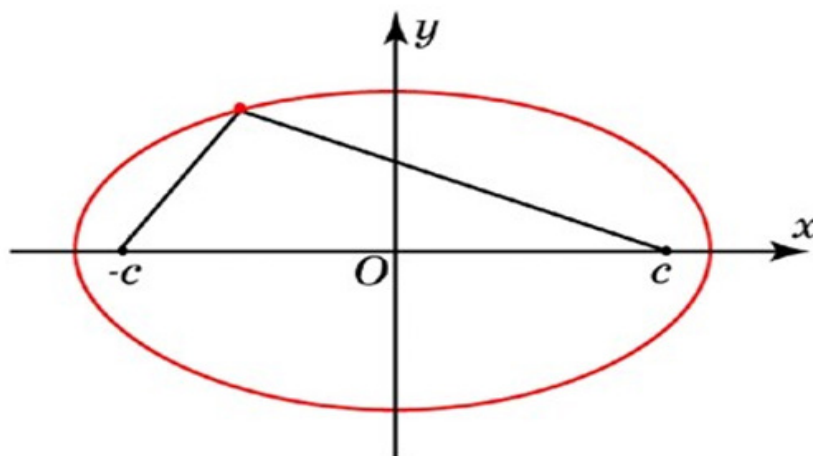


Рис. 2. Графическое изображение эллипса с фокусами $F_1(-c, 0)$ и $F_2(c, 0)$.

Эта модель представляет собой алгебраическое уравнение второго порядка с тремя переменными, которое описывает зависимость значения силы тяги ТРДД от значений частот вращения двух его роторов. В этой модели переменными являются: значение силы тяги R , значение частоты вращения РНД n_1 и значение частоты вращения РВД n_2 . Такая трехмерная модель позволяет обеспечивать управление частотами вращения обоих роторов двигателя путем дополнительной подачи в них топлива для формирования новых значений этих частот по результатам сравнительной оценки их значений с учетом величин их первых производных как знакопеременных специальных поправок, обеспечивающих автоматическое контролирование скорости и направленности изменения контролируемых значений частот.

Разработанная модель представлена выражением, приведенным ниже, где R – тяги ТРДД, n_1 – частота вращения РНД, n_2 – частота вращения РВД, а J_1 и J_2 – коэффициенты совокупного влияния скорости вращения роторов РНД и РВД на тягу соответственно. Величина скоростей определяется измеряемыми значениями частот вращения РНД n_1 и РВД n_2 . Знак “+” в формуле обозначает, что каждая из частот вращения способствует усилению тяги и их влияние на уровень тяги суммируется, а не противоречит друг другу:

$$R = J_1(n_1)^2 + J_2(n_2)^2. \quad (2.1)$$

Графическое представление этой модели рассмотрено на рис. 3. Для условного обозначения параметров ТРДД одной серии при глубоком тестировании технического состояния таких двигателей используем аббревиатуру словосочетания *TESTED ENGINE (TE)*. Для условного обозначения параметров ТРДД силовой установки самолета с учетом величин их первых производных при балансировке полета применяем аббревиатуру словосочетания *BALANCED LEVEL (BL)*. На этом рисунке показана зависимость значений частот вращения РНД n_1^{BL} и РВД n_2^{BL} ТРДД силовой установки самолета в полете от значений частот их вращения n_1^{TE} и n_2^{TE} по результатам глубокого тестирования технического состояния ТРДД одной серии после стендовых испытаний при уровне тяги R^{TE} в условиях серийного производства.

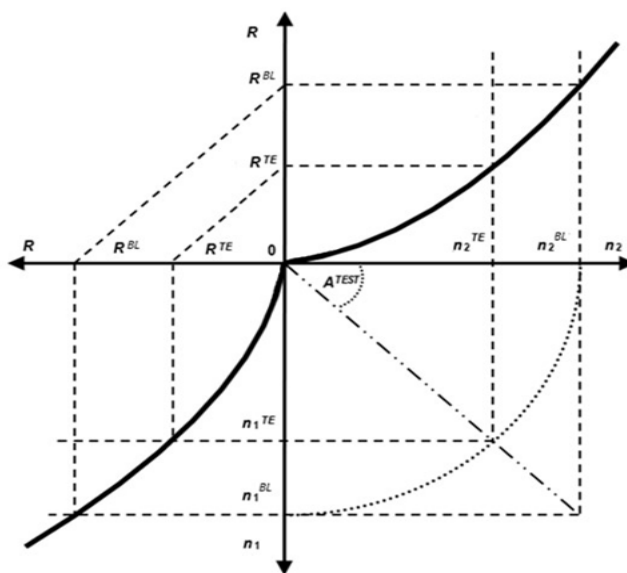


Рис. 3. Зависимость значений балансирующих частот вращения РНД n_1^{BL} и РВД n_2^{BL} двигателя самолета от значений тестовых частот их вращения n_1^{TE} и n_2^{TE} .

На рис. 4 приведено графическое отображение этой зависимости только для одного фиксированного значения тяги R , где ему соответствует совокупность всех точек n_1 и n_2 , т.е. четверть эллипса.

На рис. 5 представлено графическое изображение параболоида, где на четверти его поверхности расположены точки с координатами (R, n_1, n_2) , соответствующие значениям тяги ТРДД, а в горизонтальном сечении этой четверти параболоида расположена четверть эллипса, совокупность точек которого соответствует конкретным фиксированным значениям тяги R , как показано на рис. 5.

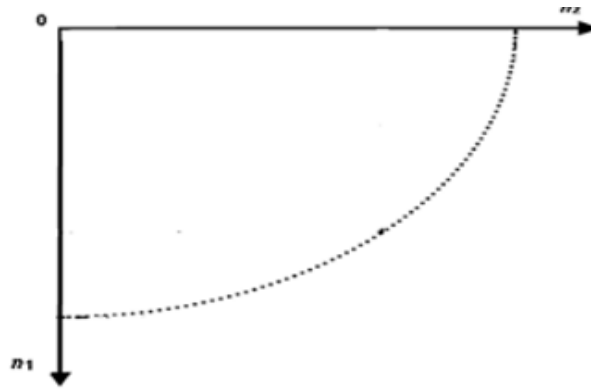


Рис. 4. Графическое отображение взаимосвязи значений частот вращения РНД n_1 и РВД n_2 двигателя силовой установки самолета при одном фиксированном значении тяги R .

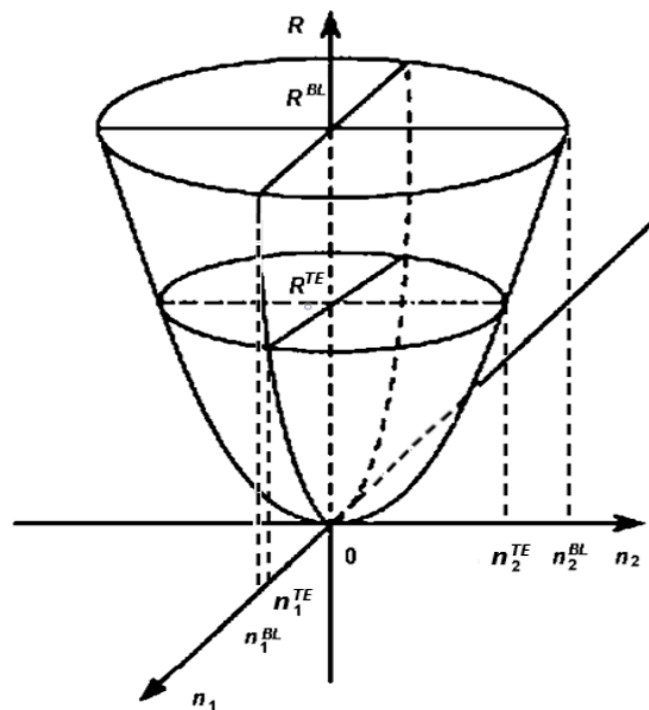


Рис. 5. Зависимость уровня R^{BL} тяги двигателя силовой установки самолета в полете от значений частот вращения РНД n_1^{BL} и РВД n_2^{BL} .

Результаты применения методов математической статистики и программного моделирования при построении экспериментальной модели двумерного случайного распределения контролируемых значений частот вращения РНД и РВД ТРДД одной серии в заданном и вдвое суженном диапазонах вероятностного распределения значений этих частот по нормальному закону Гаусса-Лапласа приведены на рис. 6, 7.

На этих рисунках рассмотрены графики вероятностного распределения контролируемых значений частот вращения РНД и РВД ТРДД одной серии относительно их математических ожиданий n_1^{mid} и n_2^{mid} в заданных диапазонах $[n_1^{min}, n_1^{max}]$ и $[n_2^{min}, n_2^{max}]$, согласно “правилу трех сигм” и во вдвое суженных диапазонах $[n_1^{less}, n_1^{more}]$, $[n_2^{less}, n_2^{more}]$. На этих графиках использованы следующие условные обозначения: n_1^{max} и n_1^{min} — максимальная и минимальная частоты вращения РНД в заданном диапазоне случайного распределения значений частот вращения РНД по “правилу трех сигм”; n_2^{max} и n_2^{min} — максимальная и минимальная частоты

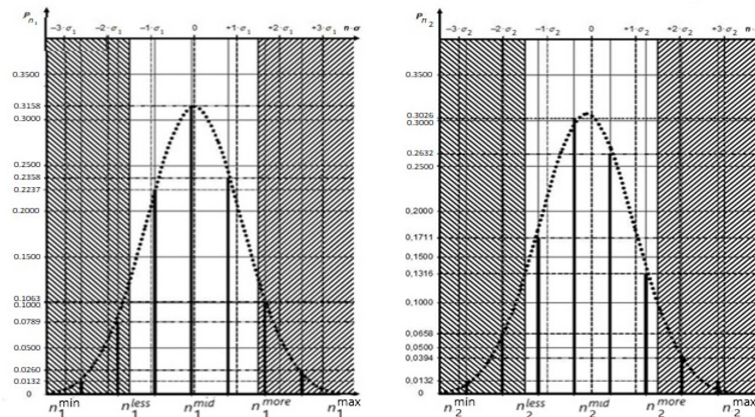


Рис. 6. Графики вероятностного распределения контролируемых значений частот вращения РНД и РВД ТРДД одной серии относительно их математических ожиданий n_1^{mid} и n_2^{mid} .

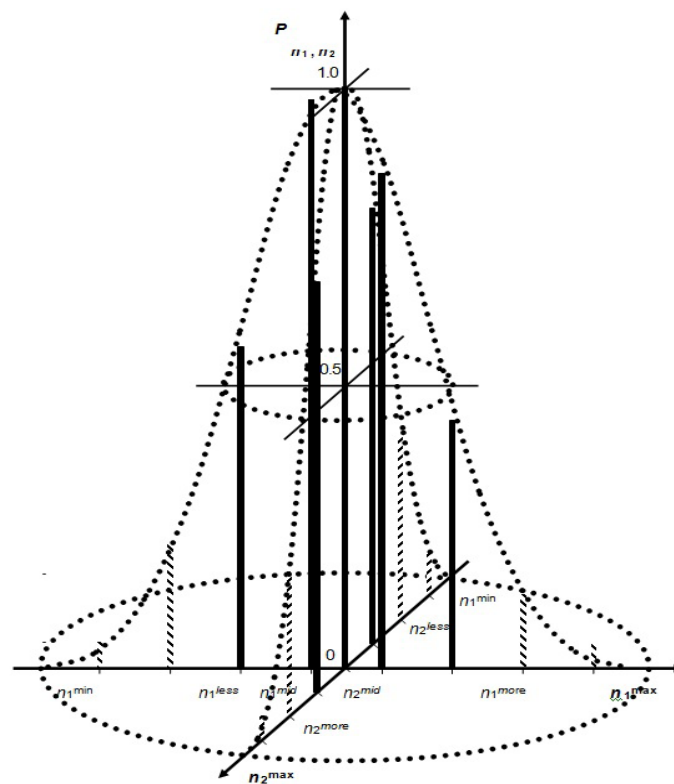


Рис. 7. Трехмерный график вероятностного распределения контролируемых значений частот вращения РНД и РВД ТРДД одной серии относительно их математических ожиданий n_1^{mid} и n_2^{mid} .

вращения РВД в определенном диапазоне случайного распределения значений частот вращения РВД по “правилу трех сигм”; n_1^{more} и n_1^{less} — максимальная и минимальная частоты вращения РНД во вдвое суженном диапазоне случайного распределения значений частот вращения РНД по “правилу трех сигм”; n_2^{more} и n_2^{less} — максимальная и минимальная частоты вращения РВД во вдвое суженном диапазоне случайного распределения значений частот вращения РВД по “правилу трех сигм”.

В результате модельного эксперимента установлено, что достичь заявленной цели можно и должно сравнительным анализом совокупности соотношений предельно допустимого значения n_1^{SOS} , минимально допустимого значения n_1^{SET} , максимально возможного n_1^{LIMIT} и измеряемых значений n_1^{LE} и n_1^{RE} частоты вращения РНД и соотношений предельно допустимого значения n_2^{SOS} , минимально допустимого значения n_2^{SET} , максимально возможного n_2^{LIMIT} и измеряемых значений n_2^{LE} и n_2^{RE} частоты вращения РВД с учетом величин первых производных этих частот $C_1 dn_1^{LE}/dt$, $C_2 dn_2^{LE}/dt$, $C_1^{RE} dn_1^{RE}/dt$, $C_2^{RE} dn_2^{RE}/dt$, если коэффициенты C_1^{LE} , C_2^{LE} , C_1^{RE} , C_2^{RE} зависят от динамических свойств роторов [3].

Предлагается снижать погрешность управления частотами вращения роторов ТРДД силовой установки самолета в полете путем пошагового формирования новых значений этих частот по результатам пошаговой сравнительной оценки их значений с учетом величин их первых производных как знакопеременных специальных поправок, обеспечивающих автоматическое контролирование скорости и направленности изменения контролируемых значений частот.

Применение такого подхода к управлению частотами вращения роторов ТРДД силовой установки самолета в полете обеспечивает снижение асимметрии их тяги. Пошаговую сравнительную оценку и пошаговое формирование контролируемых значений косвенных параметров тяги левого ТРДД с частотами вращения его роторов n_1^{LE} и n_2^{LE} , а также соответствующих косвенных параметров тяги правого ТРДД с частотами вращения его роторов n_1^{RE} и n_2^{RE} на каждом i -м шаге управления частотами вращения роторов двигателей в полете ("крейсерский режим") можно формализовать в виде систем рекуррентных уравнений.

Если измеряемые значения косвенных параметров тяги $(n_1^{LE})_{i+1}$ и $(n_1^{LE})_i$ или $(n_1^{RE})_{i+1}$ и $(n_1^{RE})_i$, или $(n_2^{LE})_{i+1}$ и $(n_2^{LE})_i$, или $(n_2^{RE})_{i+1}$ и $(n_2^{RE})_i$, а прогнозируемые значения косвенных параметров тяги $(n_1^{LE})_{i+1}^{PRO}$ и $(n_1^{LE})_i^{PRO}$ или $(n_1^{RE})_{i+1}^{PRO}$ и $(n_1^{RE})_i^{PRO}$, или $(n_2^{LE})_{i+1}^{PRO}$ и $(n_2^{LE})_i^{PRO}$, или $(n_2^{RE})_{i+1}^{PRO}$ и $(n_2^{RE})_i^{PRO}$ при программах управления параметрами тяги $(n_1^{LE})_i - (n_1^{RE})_i \approx 0$ и $(n_1^{LE})_i^{PRO} - (n_1^{RE})_i^{PRO} \approx 0$ или $(n_1^{RE})_i - (n_1^{LE})_i \approx 0$ и $(n_1^{RE})_i^{PRO} - (n_1^{LE})_i^{PRO} \approx 0$, или $(n_2^{LE})_i - (n_2^{RE})_i \approx 0$ и $(n_2^{LE})_i^{PRO} - (n_2^{RE})_i^{PRO} \approx 0$, или $(n_2^{RE})_i - (n_2^{LE})_i \approx 0$ и $(n_2^{RE})_i^{PRO} - (n_2^{LE})_i^{PRO} \approx 0$ с погрешностями сравнительной оценки и формирования косвенного параметра тяги $(n_1^{LE})_{i+1}$ или $(n_1^{RE})_{i+1}$, или $(n_2^{LE})_{i+1}$, или $(n_2^{RE})_{i+1}$, то получим следующие системы рекуррентных уравнений при $n_1^{SOS} < (n_1^{RE})_i + C_1^{RE} \left(\frac{dn_1^{RE}}{dt} \right)_i \leq n_1^{SET} < (n_1^{LE})_i \leq n_1^{LIMIT}$, $(n_1^{LE})_i^{PRO} = (n_1^{LE})_i$, $(n_1^{RE})_i^{PRO} = (n_1^{RE})_i$, $1 \leq i < I_{\max}$:

$$\left\{ \begin{array}{l} (n_1^{LE})_{i+1} = n_1^{SET} + (n_1^{LE})_i - (n_1^{RE})_i - C_1^{RE} \left(\frac{dn_1^{RE}}{dt} \right)_i, \\ (n_1^{LE})_{i+1}^{PRO} = n_1^{SET} + (n_1^{LE})_i^{PRO} - (n_1^{RE})_i^{PRO}, \\ (\Delta n_1)_{i+1}^{PRO} = C_1^{RE} \left(\frac{dn_1^{RE}}{dt} \right)_i; \end{array} \right. \quad (2.2)$$

при $n_1^{SOS} < (n_1^{LE})_i + C_1 \left(\frac{dn_1^{LE}}{dt} \right)_i \leq n_1^{SET} < (n_1^{RE})_i \leq n_1^{LIMIT}$, $(n_1^{RE})_i^{PRO} = (n_1^{RE})_i$, $(n_1^{LE})_i^{PRO} = (n_1^{LE})_i$, $1 \leq i < I_{\max}$:

$$\left\{ \begin{array}{l} (n_1^{RE})_{i+1} = n_1^{SET} + (n_1^{RE})_i - (n_1^{LE})_i - C_1 \left(\frac{dn_1^{LE}}{dt} \right)_i, \\ (n_1^{RE})_{i+1}^{PRO} = n_1^{SET} + (n_1^{RE})_i^{PRO} - (n_1^{LE})_i^{PRO}, \\ (\Delta n_1^{RE})_{i+1}^{PRO} = C_1 \left(\frac{dn_1^{LE}}{dt} \right)_i; \end{array} \right. \quad (2.3)$$

при $n_2^{SOS} < (n_2^*)_i + C_2^* \left(\frac{dn_2^*}{dt} \right)_i \leq n_2^{SET} < (n_2)_i \leq n_2^{LIMIT}$, $(n_2)_i^{PRO} = (n_2)_i$, $(n_2^*)_i^{PRO} = (n_2^*)_i$, $1 \leq i < I^{max}$.

$$\left\{ \begin{array}{l} (n_2^{LE})_{i+1} = n_2^{SET} + (n_2^{LE})_i - (n_2^{RE})_i - C_2^{RE} \left(\frac{dn_2^{RE}}{dt} \right)_i, \\ (n_2^{LE})_{i+1}^{PRO} = n_2^{SET} + (n_2^{LE})_i^{PRO} - (n_2^{RE})_i^{PRO}, \\ (\Delta n_2^{LE})_{i+1}^{PRO} = C_2^{RE} \left(\frac{dn_2^{RE}}{dt} \right)_i; \end{array} \right. \quad (2.4)$$

при $n_2^{SOS} < (n_2^{LE})_i + C_2^{LE} \left(\frac{dn_2^{LE}}{dt} \right)_i \leq n_2^{SET} < (n_2^{RE})_i \leq n_2^{LIMIT}$, $(n_2^{RE})_i^{PRO} = (n_2^{RE})_i$, $(n_2^{LE})_i^{PRO} = (n_2^{LE})_i$, $1 \leq i < I^{max}$.

$$\left\{ \begin{array}{l} (n_2^{RE})_{i+1} = n_2^{SET} + (n_2^{RE})_i - (n_2^{LE})_i - C_2^{LE} \left(\frac{dn_2^{LE}}{dt} \right)_i, \\ (n_2^{RE})_{i+1}^{PRO} = n_2^{SET} + (n_2^{RE})_i^{PRO} - (n_2^{LE})_i^{PRO}, \\ (\Delta n_2^{RE})_{i+1}^{PRO} = C_2^{LE} \left(\frac{dn_2^{LE}}{dt} \right)_i. \end{array} \right. \quad (2.5)$$

На рис. 8 приведены временные графики изменения тяги разнотяговых ТРДД силовой установки самолета в зависимости от границ диапазонов распределения значений таких косвенных параметров тяги, как частоты вращения РНД и РВД. Эти графики построены при экспериментальном моделировании алгоритмов управления частотами вращения роторов левого ТРДД с уровнем тяги R^{LE} и правого ТРДД с уровнем тяги R^{RE} с целью обеспечения балансировки их тяги в полете на основе разработанной модели в случаях $R^{min} \leq R^{LE} < R^{RE} \leq R^{max}$ и $R^{min} \leq R^{LE} < R^{RE} \leq R^{max}$ при минимально допустимом уровне тяги R^{min} и максимально достижимом уровне тяги R^{max} . На этих графиках использованы следующие условные обозначения: R_{max}^{LE} и R_{min}^{LE} – максимальный и минимальный уровни тяги левого ТРДД, значения частот вращения роторов которого находятся в заданных диапазонах случайного распределения значений частот по нормальному закону; R_{max}^{RE} и R_{min}^{RE} – максимальный и минимальный уровни тяги правого ТРДД, значения частот вращения роторов которого находятся в заданных диапазонах случайного распределения значений частот по нормальному закону; R_{more}^{LE} и R_{less}^{LE} – максимальный и минимальный уровни тяги левого ТРДД, значения частот вращения роторов которого находятся во вдвое суженных диапазонах случайного распределения значений частот по нормальному закону; R_{more}^{RE} и R_{less}^{RE} – максимальный и минимальный уровни тяги правого ТРДД, значения частот вращения роторов которого находятся во вдвое суженных диапазонах случайного распределения значений частот по нормальному закону.

3. Анализ полученных результатов. Согласно каноническому уравнению параболоида по формуле (2.1), параметры тяги ТРДД в полете должны иметь соотношения: при $n_2 = 0$ требуется, чтобы $R^{BL} = J_1 \cdot (n_1^{BL})^2$, где $J_1 = R^{BL} / (n_1^{BL})^2$; при $n_1 = 0$ требуется, чтобы $R^{BL} = J_2 \cdot (n_2^{BL})^2$, где $J_2 = R^{BL} / (n_2^{BL})^2$. Причем n_1^{BL} и n_2^{BL} – это координаты точек на полуосях эллипса при $n_1 = n_1^{BL}$ и $n_2 = n_2^{BL}$, а $R = J_1(n_1^{BL})^2 + J_2(n_2^{BL})^2$, что соответствует точке с координатами (n_1^{BL}, n_2^{BL}) на плоскости $(n_1 - 0 - n_2)$, как показано на рис. 2 и 4 при $n_1 = n_1^{BL}$ и $n_2 = n_2^{BL}$.

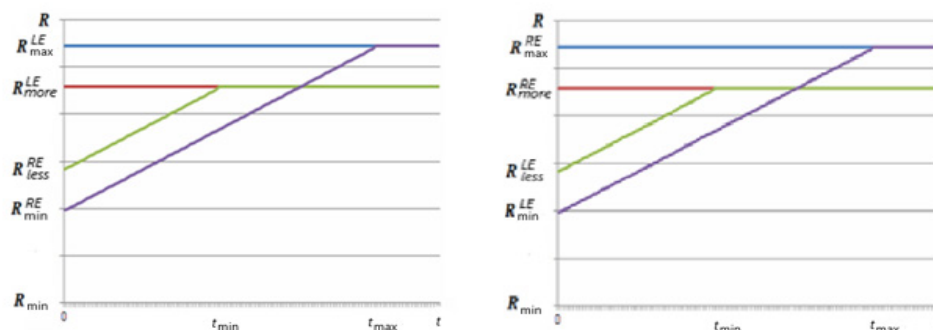


Рис. 8. Временные графики изменения тяги разнотяговых ТРДД силовой установки самолета в зависимости от границ диапазонов распределения значений частот вращения РНД и РВД.

Числовые значения J_1 и J_2 коэффициентов совокупного влияния скорости вращения роторов РНД и РВД на тягу ТРДД одной серии можно определить по совокупности измеренных значений тяги R^{TE} и частот вращения РНД n_1^{TE} и РВД n_2^{TE} в результате глубокого тестирования их технического состояния в условиях серийного производства. Значения R^{TE} , n_1^{TE} , n_2^{TE} рабочих параметров ТРДД известны по результатам стендовых испытаний статистической выборки таких двигателей одной серии.

Усредненные значения коэффициентов J_1^{TE} и J_2^{TE} зависят от динамических свойств роторов двигателей и определяются опытным путем по результатам их стендовых испытаний в условиях серийного производства как значения коэффициентов в уравнении (2.1) для зависимости ожидаемого значения (математического ожидания) тяги от ожидаемых значений (математических ожиданий) частот вращения роторов:

$$\text{если } n_2 = 0 \text{ при } n_1 \neq 0, \text{ то } R^{TE} = J_1^{TE} (n_1^{TE})^2, \text{ поэтому } J_1^{TE} = R^{TE} / (n_1^{TE})^2. \quad (3.1)$$

$$\text{если } n_2 = 0 \text{ при } n_1 \neq 0, \text{ то } R^{TE} = J_2^{TE} (n_2^{TE})^2, \text{ поэтому } J_2^{TE} = R^{TE} / (n_2^{TE})^2. \quad (3.2)$$

При этом $n_1^{TE} / n_2^{TE} = \tan(A^{TEST}) = n_1^{BL} / n_2^{BL}$, т.е. $n_2^{BL} = n_1^{BL} / \tan(A^{TEST})$, поскольку A^{TEST} – это угол между осью координат $[0, n_1]$ и проекциями векторов с координатами $[n_1, R, n_2]$ на плоскость $(n_1, 0, n_2)$ в трехмерной системе координат “ n_1-R-n_2 ”, значения которого зависят от значения частот вращения роторов:

$$A^{TEST} = \arctg(n_1^{TE} / n_2^{TE}). \quad (3.3)$$

Асимметрия тяги ТРДД силовой установки самолета в полете может возникнуть из-за различных причин. Для анализа и выработки последовательных действий автоматической системы управления в полете с несимметричной тягой необходимо иметь информацию о разнотяговости этих двигателей по результатам глубокого тестирования их технического состояния после стендовых испытаний в условиях серийного производства. Усиление контроля взаимного соответствия параметров тяги ТРДД глубоким тестированием технического состояния двигателей представляет собой выполнение процедур направленного перебора и сравнительного анализа значений их рабочих параметров. Это осуществляется за счет применения “правила трех сигм” в приложении к случайному распределению результатов измерения значений рабочих параметров l -х ТРДД одной серии [3].

Асимметрию тяги ТРДД силовой установки самолета можно уменьшать повышением тяги одного из этих двигателей в заданном диапазоне ее допустимых значений. Асимметрию тяги контролирует и компенсирует система автоматического управления. При этом фиксируется двигатель с недостающей тягой, а в камеру сгорания этого двигателя подается больше топлива и вращение обеих турбин его компрессоров ускоряется.

На практике удобнее отслеживать изменение именно угловых скоростей, а точнее чисел оборотов вращения роторов ТРДД n_1 и n_2 . Дополнительный расход топлива для повышения числа оборотов измерять сложно, тем более контролировать его в процессе полета. Хотя пилоту комфортнее смотреть на датчики оборотов, которые дают показания с высокой точностью, но система автоматического управления получает более точные значения именно от датчиков оборотов, с которыми удобно работать в автоматическом режиме. Таким образом, решение

поставленной задачи сводится к определению числовых значений оборотов и пересчету их на тяговые усилия.

Уровень разнотяговости R ТРДД одной серии по результатам стендовых испытаний при уровне тяги R^{TE} в условиях серийного производства можно определить, как разность максимального измеренного значения $R_{TESTmax}$ и минимального измеренного значения $R_{TESTmin}$:

$$R = R_{TESTmax} - R_{TESTmin}. \quad (3.4)$$

Глубокое тестирование технического состояния этих двигателей позволяет снизить их разнотяговость почти в 1.5 раза за счет применения разработанной трехмерной модели зависимости тяги двигателя от значений частот вращения его РНД и РВД. Такое снижение разнотяговости ТРДД одной серии в условиях серийного производства обеспечивает возможность уменьшения расхода топлива на балансировку тяги ТРДД силовой установки самолета в полете, успешно прошедших тестирование после стендовых испытаний, по сравнению с расходом топлива на балансировку тяги ТРДД силовых установок самолетов с двигателями, не проходившими глубокое тестирование, если снижение асимметрии тяги выполнять путем управления частотами вращения роторов этих ТРДД. Формулу (2.1) можно применять в следующем виде:

$$R = J_1^{TE} (n_1)^2 + J_2^{TE} (n_2)^2. \quad (3.5)$$

Достоверность результатов исследования подтверждается их соответствием результатам известных разработок [5–7].

Заключение. Основными результатами проведенного исследования стали модель функциональной зависимости тяги ТРДД от его рабочих параметров в интересах снижения асимметрии тяги самолета вследствие разнотяговости его ТРДД и алгоритмы пошаговой сравнительной оценки и пошагового формирования контролируемых значений частот вращения РНД и РВД разнотяговых ТРДД силовой установки самолета для управления этими частотами в полете в соответствии с разработанной моделью.

Проведенные исследования взаимосвязей параметров тяги ТРДД способствовало созданию модели зависимости тяги двигателя от частот вращения роторов турбин его компрессора низкого и высокого давления по результатам стендовых испытаний таких двигателей одной серии и глубокого тестирования их технического состояния в условиях серийного производства. При разработке моделей эти частоты рассматриваются как параметры тяги ТРДД. Допустимость соотношения измеренных и вычисленных значений тяги двигателей определялись по результатам стендовых испытаний.

Применение данной модели стало дальнейшим развитием идеи автоматизации глубокого тестирования технического состояния ТРДД одной серии [3]. Это может обеспечить автоматизацию контроля и уменьшения разнотяговости ТРДД одной серии путем глубокого тестирования их технического состояния сразу по двум параметрам их тяги в условиях серийного производства, а также автоматизацию контроля и уменьшения асимметрии тяги разнотяговых ТРДД силовых установок самолетов путем изменения значений частот вращения их роторов при полете. Изменять значения частот можно повышением или понижением расхода топлива по результатам контроля асимметрии тяги ТРДД.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Gunston B.* World Encyclopedia of Aero Engines: From the Pioneers to the Present Day. Stroud, Gloucestershire: Sutton Publishing Limited, 2006. 260 p.
2. *Giampaolo T.* Gas Turbine Handbook: Principles and Practice. 4th Edition, Lilburn, CRC Press, 2009. 450 p.
3. *Бурова А.Ю.* Сертификация авиационной техники. Изд. 2-е, перераб. и доп. М.: ЛЕНАНД, 2019. 300 с.
4. *Корн Г., Корн Т.* Справочник по математике (для научных работников и инженеров). М.: Наука, 1973. 832 с.
5. *Прокудин Ю.В., Рябченко Л.П., Донцов В.А.* Способ контроля разнотяговости двигателей многодвигательной силовой установки самолета: описание изобретения к патенту SU1838182A3. М.: ВНИИПИ, 1989. 4 с.
6. *Дворниченко В.В.* «Разнотяговость» (асимметрия тяги) ТРДД на дальнемагистральных и среднемагистральных самолетах ГА и способы ее минимизации «на крыле» // Современные проблемы науки и образования. 2008. № 5. С. 45–46.
7. *Gurevich O., Smetanin S., Trifonov M.* Automatic Control to Reduce the Effect of Deterioration of Gas Turbine Engine Components on its Performance Characteristics // AIAA Propulsion and Energy 2021, Forum, Virtual Conf. 2021. URL: <https://www.sciencegate.app/document/10.2514/6.2021-3734>