

УДК 621.45.00.112.03.54-225

## ПРИМЕНЕНИЕ ТРДД НА ЛА С МИНИМИЗАЦИЕЙ «РАЗНОТЯГОВОСТИ» ДЛЯ ПОВЫШЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЁТОВ

**Новичков В.М., Бурова А.Ю.**

*ФГБОУ ВПО «Московский авиационный институт*

*(национальный исследовательский университет)», Москва, e-mail: frambe@mail.ru*

Представлена новая методика минимизации «разнотяговости» однотипных турбореактивных двухконтурных двигателей (ТРДД) в трёхмерной постановке задачи компенсации «разнотяговости» этих турбореактивных двигателей. Она основана на глубоком тестировании их технического состояния после испытаний выборки этих двигателей на заводских горячих стендах в условиях серийного производства на заводе-изготовителе. Приведена структурная схема перспективной бортовой системы управления силовой установкой самолёта с глубоко протестированными ТРДД. Эта работа нацелена на повышение соответствия качества российских ТРДД требованиям Авиационных правил Авиационного регистра Межгосударственного авиационного комитета и нормам Международной организации гражданской авиации для повышения безопасности полётов магистральных самолётов гражданской авиации и самолётов Военно-Воздушных Сил в свете реформирования и развития российской системы технического регулирования.

**Ключевые слова:** турбореактивный двигатель, глубокое тестирование, разнотяговость, безопасность полёта

## THE USE OF TURBOJET DOUBLE-CIRCUIT ENGINES WITH MINIMIZATION OF THE «THRUST DIFFERENCE» FOR FLYING SAFETY IMPROVING

**Novichkov V.M., Burova A.Y.**

*Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, e-mail: frambe@mail.ru*

New methods to the «thrust difference» minimization of the identical turbojet double-circuit engines (TRDD) at three-dimensional statement of the problem to the «thrust difference» compensation of these turbojet engines are discussed. These methods are based on technical condition comprehensive testing of these engines after tests of TRDD sample on plant's hot experimental facilities in condition of mass production at manufacturer. Block diagram of advanced onboard control systems for aircraft powerplant with comprehensive tested TRDD also presented. The efforts are aimed at improving compliance to russian TRDD quality Interstate Aviation Committee requirements and International Civil Aviation Organization standards to improve flying safety for the mainline aircrafts to civil aviation and airplanes of Military Air Forces within the reform and development for Russian system of technical regulation.

**Keywords:** turbojet engine, comprehensive testing, thrust difference, flying safety

Проблемам безопасности полёта среднемагистральных и дальнемагистральных самолётов (СМС и ДМС) Гражданской авиации (ГА) и самолётов Военно-Воздушных Сил (ВВС) с несимметричной тягой их турбореактивных двухконтурных двигателей (ТРДД) и компенсации «разнотяговости» ТРДД постоянно уделяют внимание отечественные специалисты в области разработки и эксплуатации авиационной техники [3–5]. Это обусловлено тем, что широкое распространение, которое в ГА и ВВС получили летательные аппараты (ЛА) с ТРДД, в первую очередь СМС и ДМС, привело к повышению безопасности их полёта, но в то же время соответственно увеличило вероятность «разнотяговости» их ТРДД, которая приводит к нежелательному разворачивающему моменту сил, действующих на ЛА в полёте.

### Анализ состояния проблемы

Необходимость сертификации ТРДД на основе глубокого тестирования их технического состояния методами матема-

тической статистики для повышения его соответствия требованиям Авиационных правил (АП) Авиационного регистра (АР) Межгосударственного авиационного комитета (МАК) и нормативов Международной организации гражданской авиации (ICAO) с целью повышения безопасности полёта СМС и ДМС минимизацией «разнотяговости» их ТРДД, прошедших испытания на заводских горячих стендах в условиях серийного производства, была выявлена и обрела особую актуальность после авиационной катастрофы российского самолёта МиГ-31 в 1992 году. Как известно, её причиной явилось сочетание факторов, не позволивших лётчику устранить скольжение и крен самолёта при «разнотяговости» его двигателей, возникшей из-за невключения режима «Полный форсаж» одного из них по причине нарушения электрической цепи вследствие некачественности её пайки на заводе-изготовителе. А глубокое тестирование технического состояния ТРДД методами математической статистики с применением перспективных методов анализа

результатов испытания таких двигателей при проведении их сертификации обеспечивает объективность этих результатов для достоверной оценки качества ТРДД для подтверждения и повышения соответствия их качества требованиям АП АР МАК и нормам ICAO [5].

Основные тенденции развития методов глубокого тестирования технического состояния ТРДД для СМС и ДМС в настоящее время диктуются требованиями соответствия отечественных ТРДД новейшим достижениям передовых зарубежных двигателестроительных фирм «Pratt&Whitney» и «Rolls-Royce». Очевидно, что необходимый уровень контроля качества ТРДД можно и должно обеспечить разработкой и применением перспективных методик подтверждения соответствия их качества при сертификации в свете текущего реформирования и дальнейшего развития российской системы технического регулирования [2]. Методы глубокого тестирования технического состояния ТРДД после их испытаний на заводских горячих стендах в условиях серийного производства на заводе-изготовителе основаны на исследовании доверительных интервалов тяги  $N$  этих ТРДД по результатам расчёта их дроссельных характеристик [1]. Такое тестирование позволяет минимизировать «разногласность» ТРДД, предназначенных для ЛА, например, ИЛ-96-300, ИЛ-114, ТУ-204-300, путём введения через системы автоматического управления (САУ) их ТРДД статистических поправок (малых отклонений) управляющих факторов (замеряемых рабочих параметров ТРДД), например, степени повышения давления  $EPR$  (Engine Pressure Ratio), частоты вращения ротора низкого давления  $n_1$ , частоты вращения ротора компрессора высокого давления  $n_2$  [5].

#### Минимизация «разногласности» ТРДД в трёхмерной постановке задачи

Для минимизации «разногласности» ТРДД, например J-75P-17 или J57-P-29 фирмы «Pratt&Whitney», следует представить статистические выборки их рабочих параметров  $EPR, n_1, n_2$  рассматривать в трёхмерной постановке задачи компенсации «разногласности» ТРДД в одной из систем координат:  $P_{EPR, n_1} - EPR - n_1, P_{n_1, n_2} - n_1 - n_2, P_{n_2, EPR} - n_2 - EPR, P_{EPR, n_2} - EPR - n_2, P_{n_2, n_1} - n_2 - n_1, P_{n_1, EPR} - n_1 - EPR$ , где  $P_{EPR, n_1}, P_{n_1, n_2}, P_{n_2, EPR}, P_{EPR, n_2}, P_{n_2, n_1}, P_{n_1, EPR}$  – вероятности проявления разных диапазонов статистических выборок двух управляющих факторов. Эффективность методики минимизации «разногласности»

ТРДД в трёхмерной постановке такой задачи состоит в повышении до 75% вероятности правильной оценки соответствия качества ТРДД требованиям АП АР МАК и нормам ICAO по критерию «соответствие есть или соответствия нет» в системе координат  $\overline{P_{III}} = \xi(EPR, n_1)$  или  $\overline{P_{III}} = \xi(n_1, n_2)$ , или  $\overline{P_{III}} = \xi(n_2, EPR)$  или т.п. с 50% вероятности этой оценки в системе координат  $\overline{P_{II}} = \xi(EPR)$  или  $\overline{P_{II}} = \xi(n_1)$ , или  $\overline{P_{II}} = \xi(n_2)$ , когда одномерные функции тех же параметров рассматриваются в системах координат  $P_{EPR} - EPR, P_{n_1} - n_1, P_{n_2} - n_2$ , где  $P_{EPR}, P_{n_1}, P_{n_2}$  – вероятность проявления разных диапазонов статистической выборки управляющего фактора. Графики вероятностей  $\overline{P_{II}}$  и  $\overline{P_{III}}$ , а также структура методики приведены на рис. 1 и 2, соответственно.

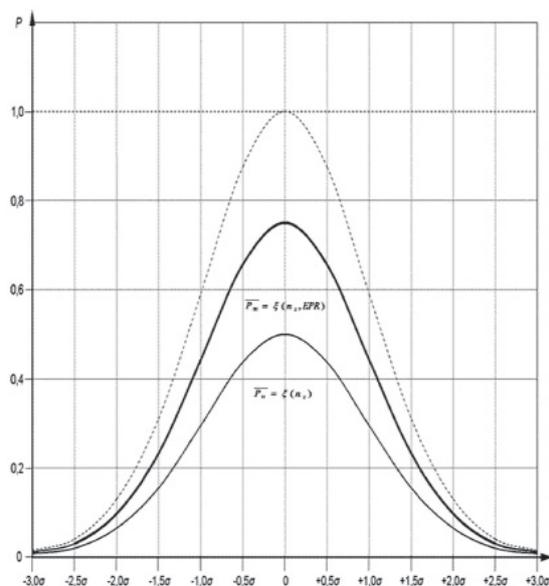


Рис. 1. Различные вероятности правильной оценки

Трёхмерная постановка задачи даёт возможность оценить качество ТРДД по двум его рабочим параметрам, которые можно задействовать в САУ в качестве управляющих факторов, и позволяет определить величину корреляционного момента  $K_{x,y}$  статистических выборок текущих значений (случайных величин) двух таких параметров, например,  $x = \pi_d^*$  (перепада полных давлений заторможенных потоков воздуха и газа) и  $y = G_T$  (часового расхода топлива), через функции плотности вероятности распределения этих выборок  $\varphi_1(x) = \varphi(\pi_d^*)$

и  $\varphi_2(y) = \varphi(G_T)$  с учётом значений математических ожиданий  $m_x = \bar{x} = \pi_d^*$  и  $m_y = \bar{y} = G_T$ :

$$K_{xy} = \int_{-\infty}^{+\infty} (x - \bar{x}) \cdot (y - \bar{y}) \cdot \varphi(x, y) \cdot dx \cdot dy = \int_{-\infty}^{+\infty} (x - \bar{x}) \cdot \varphi_1(x) \cdot dx \cdot \int_{-\infty}^{+\infty} (y - \bar{y}) \cdot \varphi_2(y) \cdot dy. \quad (1)$$

Если случайные выборки  $\{x\}$  и  $\{y\}$  параметров  $x = \pi_d^*$  и  $y = G_T$  со среднеквадратичными погрешностями  $\sigma_x = \sigma_{\pi_d^*}$  и  $\sigma_y = \sigma_{G_T}$ , — независимы, то их корреляционный момент  $K_{xy} = 0$  и для функциональной связи между

ними в трёхмерной постановке задачи коэффициент корреляции  $r_{xy} = K_{xy} / (\sigma_x \times \sigma_y)$  меняется от  $-1$  до  $+1$ . При  $r_{xy} = 0$  двумерная случайная функция  $\varphi(x, y) = \varphi_1(x) \cdot \varphi_2(y)$  в системе координат  $X-Y-Z$  описывает поверхность  $Z(x, y)$  пространственной фигуры  $(\alpha^1, \delta^1, \beta^1, \gamma^1, \varepsilon^1)$ , в сечениях которой плоскостями, параллельными плоскости  $X-0-Y$ , образуются эллипсы рассеивания, а плоскостями  $X-0-Z$  и  $Y-0-Z$  — кривые плотности распределения случайных функций  $\varphi(X) \equiv \varphi(\pi_d^*)$  и  $\psi(Y) \equiv \psi(G_T)$  параметров  $X \equiv \pi_d^*$  и  $Y \equiv G_T$  соответственно, каждая из которых — функция только одной переменной (рис. 3 [5]):

$$Z(x, y) = \varphi(x, y) = \frac{1}{2 \cdot \pi \cdot \sigma_x \cdot \sigma_y} \cdot \exp \left( -\frac{1}{2} \cdot \left[ \left( \frac{x - \bar{x}}{\sigma_x} \right)^2 + \left( \frac{y - \bar{y}}{\sigma_y} \right)^2 \right] \right). \quad (2)$$

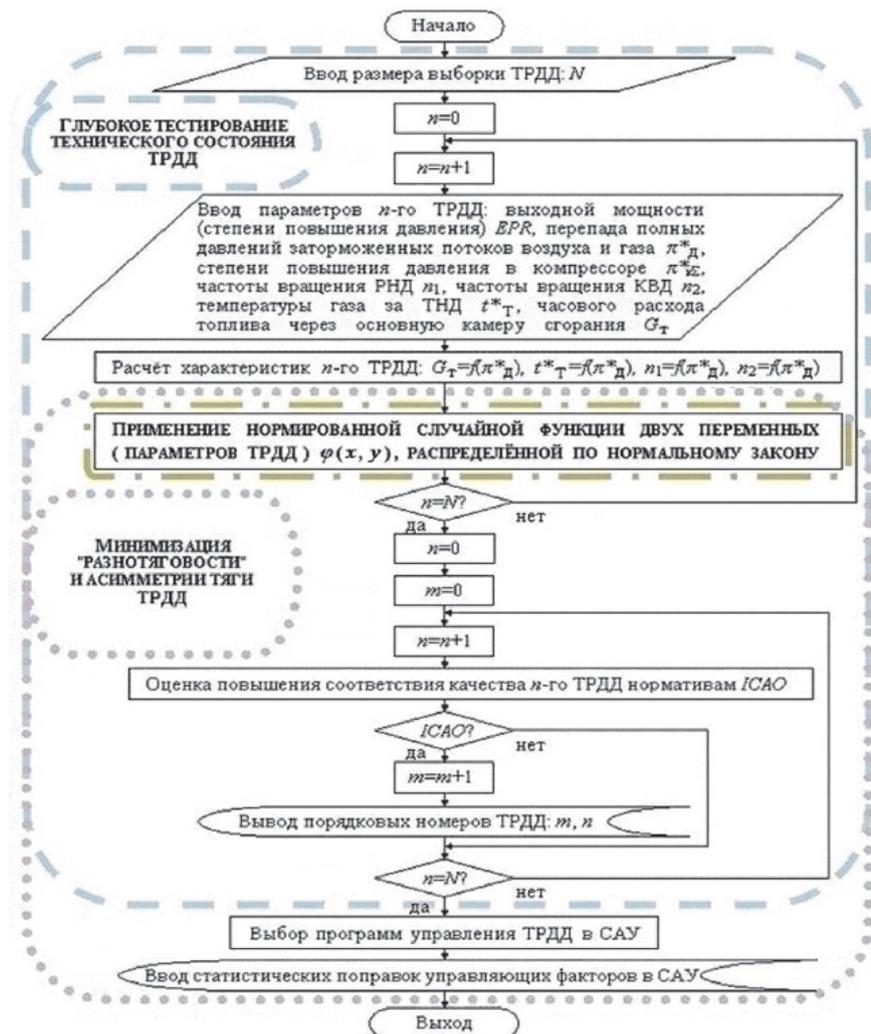


Рис. 2. Структура предлагаемой методики

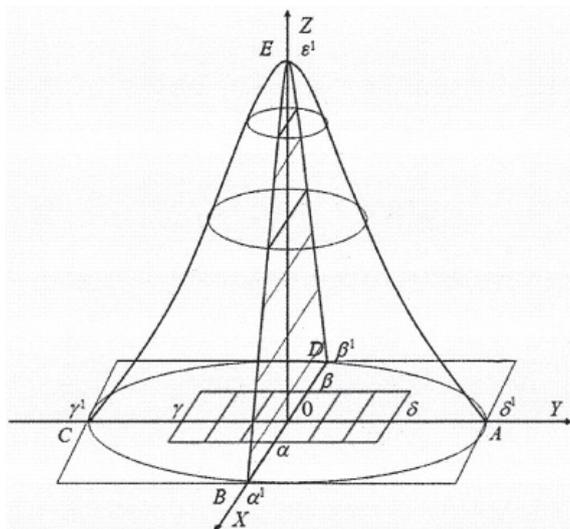


Рис. 3. Пространственная фигура ( $\alpha^1, \delta^1, \beta^1, \gamma^1, \epsilon^1$ )

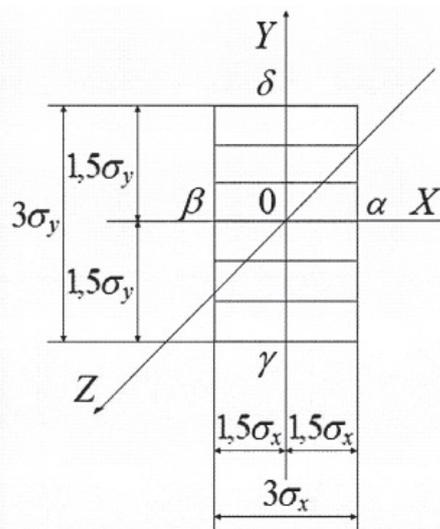


Рис. 4. Плоскостная фигура ( $\alpha, \delta, \beta, \gamma$ )

«Правило трёх сигм» ( $\pm 3\sigma_x, \pm 3\sigma_y$ ) соблюдается для нормальных распределений, построенных на малой оси ( $B-D$ ) и большой оси ( $A-C$ ) нижнего эллипса рассеивания, виртуально сплюсненного из-за неравенства среднеквадратичных погрешностей  $\sigma_x$  и  $\sigma_y$ . Оси эллипсов рассеивания параллельны осям  $0-X$  и  $0-Y$  или совмещены с ними, когда математические ожидания  $m_x = 0$  и  $m_y = 0$  лежат в точке пересечения осей  $0-X$  и  $0-Y$  на плоскости  $X-0-Y$  и совпадают для нормальных

распределений, лежащих в взаимно перпендикулярных плоскостях  $X-0-Z$  и  $Y-0-Z$ . При  $r_{x,y} = 0$  оси эллипсов рассеивания параллельны или совпадают с осями  $0-X$  и  $0-Y$ .

Трёхмерная постановка задачи с параметрами  $X$  ( $EPR$  или  $n_1$ , или  $\pi_{др}^*$ , или  $\pi_{к\sigma}^*$  – степень повышения давления в компрессоре) и  $Y$  ( $G_T$  или  $n_2$ , или  $t_T^*$  – температура газа за турбиной низкого давления) даёт вероятность двумерной случайной функции  $\varphi(x,y)$  при тяге  $R$ :

$$P((X,Y) \subset R) = \int_{\alpha^1}^{\beta^1} \int_{\gamma^1}^{\delta^1} \varphi(x,y) \cdot dx \cdot dy =$$

$$= \int_{\alpha^1}^{\beta^1} \frac{1}{\sigma_x \cdot \sqrt{2 \cdot \pi}} \cdot \exp\left(-\frac{(x-m_x)^2}{2 \cdot \sigma_x^2}\right) \cdot dx \cdot \int_{\gamma^1}^{\delta^1} \frac{1}{\sigma_y \cdot \sqrt{2 \cdot \pi}} \cdot \exp\left(-\frac{(y-m_y)^2}{2 \cdot \sigma_y^2}\right) \cdot dy. \quad (3)$$

Если математические ожидания  $m_x = 0$  и  $m_y = 0$ , формула (3) имеет вид

$$P((X,Y) \subset R) = \int_{\alpha^1}^{\beta^1} \int_{\gamma^1}^{\delta^1} \varphi(x,y) \cdot dx \cdot dy =$$

$$= \int_{\alpha^1}^{\beta^1} \frac{1}{\sigma_x \cdot \sqrt{2 \cdot \pi}} \cdot \exp\left(-\frac{x^2}{2 \cdot \sigma_x^2}\right) \cdot dx \cdot \int_{\gamma^1}^{\delta^1} \frac{1}{\sigma_y \cdot \sqrt{2 \cdot \pi}} \cdot \exp\left(-\frac{y^2}{2 \cdot \sigma_y^2}\right) \cdot dy. \quad (4)$$

При подстановке переменных в подынтегральном выражении формулы (4) в пределах интегрирования через функцию Лапласа  $x/\sigma_x = t$  и  $y/\sigma_y = t$ , вероятностный интеграл имеет вид

$$P((X,Y) \subset R) = \int_{\alpha^1/\sigma_x}^{\beta^1/\sigma_x} \int_{\gamma^1/\sigma_y}^{\delta^1/\sigma_y} \varphi(x,y) \cdot dx \cdot dy =$$

$$= \int_{\alpha^1/\sigma_x}^{\beta^1/\sigma_x} \frac{1}{\sqrt{2 \cdot \pi}} \cdot \exp\left(-\frac{t^2}{2}\right) \cdot dt \cdot \int_{\gamma^1/\sigma_y}^{\delta^1/\sigma_y} \frac{1}{\sqrt{2 \cdot \pi}} \cdot \exp\left(-\frac{t^2}{2}\right) \cdot dt. \quad (5)$$

Формула (5) после подстановок и применения «правила трёх сигм»  $\pm 3\sigma_N$  имеет вид

$$P((X, Y) \subset R) = \int_{-3}^{+3} \int_{-3}^{+3} \varphi(x, y) \cdot dx \cdot dy = \\ = \int_{-3}^{+3} \frac{1}{\sqrt{2 \cdot \pi}} \cdot \exp\left(-\frac{t^2}{2}\right) \cdot dt \cdot \int_{-3}^{+3} \frac{1}{\sqrt{2 \cdot \pi}} \cdot \exp\left(-\frac{t^2}{2}\right) \cdot dt = \left( \int_{-3}^{+3} \frac{1}{\sqrt{2 \cdot \pi}} \cdot \exp\left(-\frac{t^2}{2}\right) \cdot dt \right)^2. \quad (6)$$

Формулы (3)–(6) показывают вероятность попадания рабочей точки сертифицируемого рабочего параметра глубоко тестируемого ТРДД в прямоугольник  $(\alpha^1, \delta^1, \beta^1, \gamma^1)$  на плоскости  $X$ - $0$ - $Y$ , например точки  $y = G_T$  режима «Взлёт» на дроссельной характеристике  $G_T = f(\pi_n^*)$  [5]. Координаты этого прямоугольника с доверительными интервалами  $\pm 3\sigma_x$  и  $\pm 3\sigma_y$  обозначены греческими буквами с верхними индексами (рис. 3), а прямоугольника  $(\alpha, \delta, \beta, \gamma)$  с доверительными интервалами  $\pm 1,5\sigma_x$  и  $\pm 1,5\sigma_y$  – теми же буквами без индексов (рис. 3 и 4). Отрезок  $(\alpha, \beta)$  по оси  $0$ - $X$  – интервал  $(-1,5 \cdot \sigma_{N, \pi_n^*} \dots + 1,5 \cdot \sigma_{N, \pi_n^*})$ , отрезок  $(\delta, \gamma)$  по оси  $0$ - $Y$  – интервал  $(-1,5 \cdot \sigma_{N, G_T} \dots + 1,5 \cdot \sigma_{N, G_T})$ , отрезок  $(\alpha^1, \beta^1)$  по оси  $0$ - $X$  – интервал  $(-3 \cdot \sigma_{N, \pi_n^*} \dots + 3 \cdot \sigma_{N, \pi_n^*})$ , а отрезок  $(\delta^1, \gamma^1)$  по

оси  $0$ - $Y$  – интервал  $(-3 \cdot \sigma_{N, G_T} \dots + 3 \cdot \sigma_{N, G_T})$ , который должен быть известен из стендового эксперимента или по полётной информации, зафиксированной бортовой системой регистрации режимов полёта. ТРДД будет удовлетворять техническим условиям лишь в случае попадания координат точки  $(\pi_n^*, G_T)$  внутри прямоугольника  $(\alpha^1, \delta^1, \beta^1, \gamma^1)$ , в который вписан эллипс с полуосями  $x = \pm 3\sigma_x$  и  $y = \pm 3\sigma_y$ .  
Если распределения случайных величин в плоскостях  $X$ - $0$ - $Z$  и  $Y$ - $0$ - $Z$  – нормальные (в форме записи по Лапласу), а функции  $\Phi(X/\sigma_x)$ ,  $\Phi(Y/\sigma_y)$  – нормированные, то выражение для вероятности двумерной случайной функции  $\varphi(x, y)$  с числовыми данными из математических справочников и пособий по теории вероятностей и математической статистики имеет вид [5]

$$P((X, Y) \subset R) = \left[ \Phi\left(\frac{\beta^1}{\sigma_x}\right) - \Phi\left(\frac{\alpha^1}{\sigma_x}\right) \right] \cdot \left[ \Phi\left(\frac{\delta^1}{\sigma_y}\right) - \Phi\left(\frac{\gamma^1}{\sigma_y}\right) \right] = \\ = \left[ \Phi\left(\frac{3 \cdot \sigma_x}{\sigma_x}\right) - \Phi\left(\frac{-3 \cdot \sigma_x}{\sigma_x}\right) \right] \cdot \left[ \Phi\left(\frac{3 \cdot \sigma_y}{\sigma_y}\right) - \Phi\left(\frac{-3 \cdot \sigma_y}{\sigma_y}\right) \right] = \\ = [\Phi(3) - \Phi(-3)] \cdot [\Phi(3) - \Phi(-3)] = (0,9986 - 0,0014)^2 = 0,9944. \quad (7)$$

Пределы интегрирования по осям  $0$ - $X$  и  $0$ - $Y$  равны  $\pm 3$ , а вероятность попадания параметров  $x = \pi_n^*$  и  $y = G_T$  в прямоугольник  $(\alpha^1, \delta^1, \beta^1, \gamma^1)$  со сторонами  $6 \cdot \sigma_x$  и  $6 \cdot \sigma_y$  для ТРДД, например,  $J-75P-17$  или  $J57-P-29$ , на режиме «Взлёт» составляет 99,44%.

Ужесточение технических условий по приёмке ТРДД на заводе-изготовителе, эквивалентное «зауживанию» площади прямоугольника  $(\alpha^1, \delta^1, \beta^1, \gamma^1)$  в 2 раза по осям  $0$ - $X$  и  $0$ - $Y$ , приводит к уменьшению вероятности попадания исследуемых точек  $x = \pi_n^*$  и  $y = G_T$  внутрь прямоугольника  $(\alpha, \delta, \beta, \gamma)$  в 1,325 раза по сравнению с результатами расчёта по формуле (5):

$$P((X, Y) \subset R) = \left[ \Phi\left(\frac{\beta}{\sigma_x}\right) - \Phi\left(\frac{\alpha}{\sigma_x}\right) \right] \cdot \left[ \Phi\left(\frac{\delta}{\sigma_y}\right) - \Phi\left(\frac{\gamma}{\sigma_y}\right) \right] = \\ = \left[ \Phi\left(\frac{1,5 \cdot \sigma_x}{\sigma_x}\right) - \Phi\left(\frac{-1,5 \cdot \sigma_x}{\sigma_x}\right) \right] \cdot \left[ \Phi\left(\frac{1,5 \cdot \sigma_y}{\sigma_y}\right) - \Phi\left(\frac{-1,5 \cdot \sigma_y}{\sigma_y}\right) \right] = \\ = [\Phi(1,5) - \Phi(-1,5)] \cdot [\Phi(1,5) - \Phi(-1,5)] = (0,9332 - 0,0668)^2 = 0,7506. \quad (8)$$

При условиях приёмки ТРДД по сертифицируемым рабочим параметрам в 2 раза более жёстких, чем технические условия на изготовление ТРДД, лишь 75,06% всех ТРДД, например *J-75P-17* или *J57-P-29*, по двум сертифицируемым рабочим параметрам  $\pi_d$  и  $G_T$  будут лежать в новом доверительном интервале на дроссельной характеристике  $G_T = f(\pi_d^*)$ , который задаётся при допусках  $\pm 1,5\sigma_x$  и  $\pm 1,5\sigma_y$  для доверительных интервалов по осям  $0-X$  и  $0-Y$ .

Чтобы все  $N = 900$  ТРДД прошли на заводе-изготовителе выходной контроль при заводской приёмке, статистические характеристики  $\sigma_x$  и  $\sigma_y$  (выборки по среднеквадратичным погрешностям случайных величин  $x = \pi_d$  и  $y = G_T$ ) должны составлять малые доли математических ожиданий  $m_x$  и  $m_y$ , т.е. надо вдвое ужесточить условие  $6 \cdot \sigma_x = 6 \cdot \sigma_{N,\pi_d^*} = 0,1$  и допуски на сертифицируемые рабочие параметры  $\pi_d^*$  и  $G_T$  при глубоком тестировании технического состояния  $N = 900$  ТРДД на заводе-изготовителе перед отправкой в эксплуатацию при уже ужесточённых вдвое допусках на изготавливаемые заводом их агрегаты, детали и узлы. Тогда вероятность попадания характеристик ТРДД по таким параметрам в прямоугольник  $(\alpha, \delta, \beta, \gamma)$  составит 99,44%, согласно формуле (7), а кривые нормального распределения Гаусса – Лапласа в плоскостях  $X-0-Z$  и  $Y-0-Z$  сузятся, т.е. точки  $\alpha, \delta, \beta, \gamma$  этого прямоугольника при контроле таких параметров совпадут с исходными точками  $B, A, D, C$  соответственно, т.к. те примут новое положение после ужесточения поля допуска. Если нельзя ужесточить допуски на изготавливаемые заводом агрегаты, детали и узлы  $N$  ТРДД, надо выбрать ТРДД, которые на распределении Гаусса – Лапласа находятся в доверительном интервале каждого из математических ожиданий выборок  $EPR = \pi_d^*$  или  $G_T$ , т.е. в интервалах  $(\alpha^\#, \beta^\#)$  и  $(\delta^\#, \gamma^\#)$  с границами  $\frac{\pm t_S \cdot \sigma_{N,EPR}}{\sqrt{N}} = \frac{\pm 3 \cdot \sigma_{N,EPR}}{\sqrt{900}} = \pm 0,1 \cdot \sigma_{N,EPR}$  и  $\frac{\pm t_S \cdot \sigma_{N,G_T}}{\sqrt{N}} = \frac{\pm 3 \cdot \sigma_{N,G_T}}{\sqrt{900}} = \pm 0,1 \cdot \sigma_{N,G_T}$ , т.к. коэффициент Стьюдента  $t_S = 3$ , а вероятность двумерной случайной функции  $\phi(x,y)$  будет мала:

$$\begin{aligned} P((X, Y) \subset R) &= \left[ \Phi\left(\frac{\beta^\#}{\sigma_x}\right) - \Phi\left(\frac{\alpha^\#}{\sigma_x}\right) \right] \cdot \left[ \Phi\left(\frac{\delta^\#}{\sigma_y}\right) - \Phi\left(\frac{\gamma^\#}{\sigma_y}\right) \right] = \\ &= \left[ \Phi\left(\frac{0,1 \cdot \sigma_x}{\sigma_x}\right) - \Phi\left(\frac{-0,1 \cdot \sigma_x}{\sigma_x}\right) \right] \cdot \left[ \Phi\left(\frac{0,1 \cdot \sigma_y}{\sigma_y}\right) - \Phi\left(\frac{-0,1 \cdot \sigma_y}{\sigma_y}\right) \right] = \\ &= [\Phi(0,1) - \Phi(-0,1)] \cdot [\Phi(0,1) - \Phi(-0,1)] = (0,5398 - 0,4602)^2 = 0,0063. \end{aligned} \quad (9)$$

Например, из статистической выборки  $N = 1000$  ТРДД *Pratt&Whitney-4060* для аэробусов *Boeing-747-300ER*, используемых Президентом США, или ТРДД *ПС-90А1* для аэробусов *ИЛ-96-300*, используемых Президентом РФ, можно отобрать лишь 6 ТРДД с минимальным разбросом сертифицированных рабочих параметров. Но такой подход к уменьшению разброса управляющего фактора *EPR* не решает проблему отбора наиболее качественных ТРДД, которые должны выдавать в процессе их функционирования сертифицированные рабочие параметры, лежащие в очень узкой окрестности точки математического ожидания по двум параметрам  $\frac{\pm 3 \cdot \sigma_{N,EPR}}{\sqrt{N}}$  и  $\frac{\pm 3 \cdot \sigma_{N,G_T}}{\sqrt{N}}$  на осях  $0-X$  и  $0-Y$ . Поэтому надо ужесточать допуски на все изготавливаемые заводом агрегаты, детали и узлы ТРДД не менее, чем в 2 раза, чтобы улучшать качество ТРДД, несмотря на то, что их стоимость при этом может возрасти. Такое ужесточение допусков важно и для САУ, которые должны минимизировать асимметрию осевой тяги двигателя «на крыле», сохраняя неизменным значение управляющего фактора  $EPR_i \approx (\pi_d^*)$  и его место относительно математического ожидания  $(\pi_d^*) = EPR_i = 0$ . Однако, чтобы задействовать в эксплуатации все ТРДД, выпущенные заводом-изготовителем, необходимо применить индивидуальные поправки  $\delta \pi_{di}^* \approx (\delta EPR_i)$ , что позволяет сохранять все ТРДД по их рабочим параметрам на своих прежних местах на кривых нормального распределения Гаусса – Лапласа. Тогда пределы интегрирования  $\pm 3\sigma_N$  сохранятся неизменными при интегрировании выражения по формуле (7), в результате которого  $P((X, Y) \subset R) = 0,9944$  и абсолютная величина разброса в виде  $\sigma_{i,EPR}$  отступает на второй план.

#### Выбор программ управления в САУ ТРДД

В трёхмерной системе координат корреляционная связь параметров  $X$  (*EPR* или  $n_1$ , или  $\pi_d^*$ , или  $\pi_{k\Sigma}^*$ ) и  $Y$  ( $G_T$  или  $n_2$ , или  $t_T^*$ ) преобразуется в функциональную с помощью

метода «наименьших квадратов» математическими приёмами, заложенными в САУ ТРДД, например *J-75P-17* или *J57-P-29*, содержащей электронный блок управления (ЭБУ) газотурбинного двигателя (ГТД) *FADEC/EEC*. Применение этого ЭБУ обеспечит требуемое преобразование (лишь для параметра  $R$ ) при управлении силовыми установками СМС и ДМС в полёте для минимизации «разнотяговости» их ТРДД и асимметрии выработки топлива из симметрично расположенных крыльевых баков-кессонов № 1–4, № 2–3 (например, аэробуса ИЛ-96-300). Использование такого вероятностно-статистического подхода в бортовых САУ позволит на всех этапах полёта СМС и ДМС избегать вхождения в режим «*Dutch Roll*» благодаря минимизации «разнотяговости» их ТРДД, которые после глубокого тестирования их технического состояния успешно прошли на заводе-изготовителе выходной контроль с ужесточёнными условиями заводской приёмки, ибо нельзя допускать в эксплуатацию ТРДД, если какой-либо его сертифицируемый рабочий параметр не лежит на кривой нормального распределения Гаусса – Лапласа в координатных плоскостях  $X-0-Z$  и  $Y-0-Z$  (рис. 3).

Ряд зарубежных и отечественных самолётов оснащён САУ их силовыми установками с ТРДД, которые обеспечивают снижение «разнотяговости» ТРДД путём введения статистических поправок одного из измеряемых рабочих параметров ТРДД, взятого в качестве управляющего фактора, для чего в таких САУ выборочно применяется одна из заложенных в них программ управления:  $EPR \pm \delta EPR = \text{const}$  (аэробус *A-310* фирмы «*Pratt&Whitney*»),  $n_1 \pm \delta n_1 = \text{const}$  (аэробус *A-310* фирмы «*General Electric*»),  $n_2 \pm \delta n_2 = \text{const}$  (аэробус ИЛ-96-300 с ТРДД ПС-90А),  $\pi_d^* \pm \delta \pi_d^* = \text{const}$  (аэробус *A-310* фирмы «*Airbus Industry*») [5]. Поправки  $\pm \delta EPR$ ,  $\pm \delta n_1$ ,  $\pm \delta n_2$  берутся из нормального распределения Гаусса – Лапласа, являясь разностью между математическим ожиданием ( $EPR_{\text{мат.ож.}}$ ,  $n_{1\text{мат.ож.}}$ ,  $n_{2\text{мат.ож.}}$ ) и текущим значением управляющих факторов в полёте, взятым на оси  $0-X$  или  $0-Y$  справа или слева от математического ожидания в плоскости  $X-0-Z$  или  $Y-0-Z$  (рис. 3). Поправку  $\delta \pi_d^*$  в САУ прямой тягой 2-х ТРДД *PW-4060* на аэробусе *A-310* фирмы «*Airbus Industry*» в крейсерском полёте подаёт ЭБУ ГТД *FADEC/EEC*, отвечающий за автоматическое устранение синусоидальных колебаний самолёта в горизонтальной плоскости при его посадке на аэродром или корабельную палубу. Причём с помощью такого

ЭБУ возможно минимизировать «разнотяговость» ТРДД *J-75P-17* истребителя ВВС США *F-106A* при посадке на палубу авианосца и ТРДД *J57-P-29* бомбардировщика ВВС США *B52-B* («*Stratofortress*») при посадке на аэродром [5].

На этапе посадки многодвигательного самолёта минимизация «разнотяговости» его ТРДД в трёхмерной постановке задачи компенсации их «разнотяговости» обеспечит повышение аэродинамического качества ЛА, что подтвердит соответствие качества его ТРДД требованиям АП АР МАК и Федеральных авиационных правил США (ФАП) *FAR* № 25 и *FAR* № 33, а также нормам *ICAO* и обеспечит снижение часового расхода топлива ТРДД через основную камеру сгорания  $G_T$  и выбросов в атмосферу загрязняющих веществ из сопел ТРДД, в соответствии с требованиями АП АР МАК, ФАП *FAR* № 34 и нормам *ICAO* [5].

Известно, что наибольший практический результат компенсации «разнотяговости» ТРДД аэробусов *A-310*, *Boeing-757-200*, *Boeing-767-300ER* и ИЛ-96-300 при помощи их САУ с программами управления  $EPR \pm \delta EPR = \text{const}$ ,  $\pi_{\text{кэ}}^* \pm \delta \pi_{\text{кэ}}^* = \text{const}$ ,  $n_1 \pm \delta n_1 = \text{const}$ ,  $n_2 \pm \delta n_2 = \text{const}$  на всех этапах полёта этих ЛА получен фирмой «*Pratt&Whitney*» во время работы программы управления  $EPR \pm \delta EPR = \text{const}$  для компенсации «разнотяговости» ТРДД в крейсерском полёте на всех этапах полёта ЛА фирмы «*Boeing*». А программа управления  $n_2 \pm \delta n_2 = \text{const}$  по сравнению с другими программами управления хуже компенсирует «разнотяговость» ТРДД, доходящую до 12% на новых гарантийных ТРДД ПС-90А в состоянии поставки их с завода-изготовителя [5]. Чтобы повысить экономичность программ управления  $n_1 \pm \delta n_1 = \text{const}$  и  $n_2 \pm \delta n_2 = \text{const}$  при компенсации «разнотяговости» ТРДД, можно в таких САУ реализовать сразу обе эти программы управления для минимизации «разнотяговости» тех ТРДД, которые после глубокого тестирования их технического состояния успешно прошли на заводе-изготовителе выходной контроль с ужесточёнными условиями заводской приёмки. Тогда потерю тяги (отказ ТРДД на ЛА) можно и должно определять по уменьшению значений управляющих факторов  $n_1$  и  $n_2$  ниже их заданных значений  $n_1^{\text{зад}}$  и  $n_2^{\text{зад}}$ . Такое сравнение позволяет оценить необходимость включения режима повышенной тяги одних ТРДД силовой установки гражданского или военного ЛА при отказе или частичной потере тяги других её ТРДД, например, в режиме «*Взлёт*». На рис. 5 представлена структурная схема САУ

двумя ТРДД с минимизацией их «разнотяговости» при положении рычага управления двигателем (РУД)  $\alpha_{\text{РУД}} > \alpha_{\text{РУД}}^{\text{зад}}$  в этом режиме введением статистических поправок управляющих факторов  $\delta n_1 = C_1 dn_1/dt$  и  $\delta n_2 = C_2 dn_2/dt$ , в которых  $C_1$  и  $C_2$  зависят от динамических свойств роторов.

Минимизацию «разнотяговости» ТРДД на СМС и ДМС следует проводить путём введения статистических поправок сразу двух управляющих факторов через САУ этих самолётов, если при анализе параметров их ТРДД, например, J-75P-17 или J57-P-29, допуски на рабочие параметры  $X$  ( $EPR$  или  $n_1$ , или  $\pi_{\text{к}}^*$ , или  $\pi_{\text{кС}}^*$ ) и  $Y$  ( $G_1$  или  $n_2$ , или  $t_1^*$ ) этих двигателей ужесточать вдвое. Такое ужесточение позволит улучшить качество производства ТРДД и повысить до 99,44% вероятность проявления сертифицированных величин их рабочих параметров, чтобы представительная статистическая выборка  $N$  ТРДД с ужесточёнными в 2 раза допусками на их рабочие параметры успешно прошла заводской выходной контроль и все  $N$  ТРДД получили сертификат соответствия их качества требованиям АП АР МАК и нормам ICAO.

### Заключение

Перспективность методики минимизации «разнотяговости» ТРДД в трёх-

мерной постановке задачи компенсации их «разнотяговости» связана с дальнейшим развитием методологии глубокого тестирования их технического состояния после испытаний на заводских горячих стендах в условиях серийного производства на заводе-изготовителе для сертификации ТРДД. Глубокое тестирование технического состояния ТРДД с использованием нормированной двумерной случайной функции, распределённой по нормальному закону, повысит безопасность полёта гражданского или военного ЛА с однотипными ТРДД за счёт минимизации «разнотяговости» этих двигателей в трёхмерной постановке задачи компенсации их «разнотяговости», если они успешно прошли на заводе-изготовителе глубокое тестирование их технического состояния и выходной контроль с ужесточёнными условиями заводской приёмки. Такое тестирование технического состояния однотипных ТРДД обеспечивает применимость метода минимизации их «разнотяговости» для повышения безопасности полётов ЛА с ТРДД путём введения статистических поправок сразу двух управляющих факторов через бортовые САУ, в которых заложены не менее двух программ управления такими двигателями.

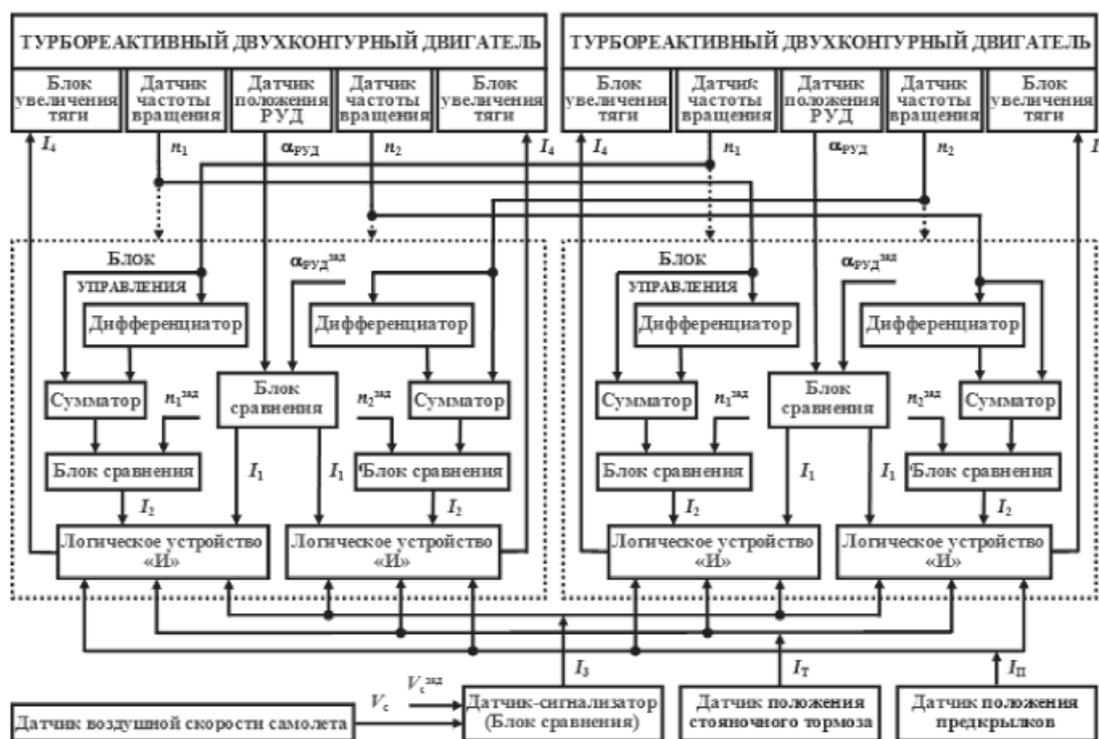


Рис. 5. Структурная схема бортовой САУ двумя ТРДД с минимизацией их «разнотяговости»

**Список литературы**

1. Агульник А.Б., Бакулев В.И., Голубев В.А., Кравченко И.В., Крылов Б.А. Термогазодинамические расчёты и расчёт характеристик авиационных ГТД. – М.: МАИ, 2002. – 257 с.
2. Афанасьев В.А., Лебедев В.А., Монахова В.П., Мышелов Е.П., Ножницкий Ю.А. Техническое регулирование и управление качеством. – М.: Libroком, 2013. – 256 с.
3. Борисенко Ю.Г., Кузнецов А.Г. Основные принципы автоматизации управления тягой современных самолетов // Труды Московского института электромеханики и автоматики. Вып. 2: Навигация и управление летательными аппаратами. – М.: МИЭА, 2010. – С. 10–16.
4. Галлай М.Л. Полёт самолета с неполной и несимметричной тягой. – М.: Машиностроение, 1970. – 192 с.
5. Дворниченко В.В., Бурова 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.

**References**

1. Agulnik A.B., Bakulev V.I., Golubev V.A., Kravchenko I.V., Krylov B.A. Termogazodinamicheskie raschjoty i raschjot harakteristik aviacionnyh GTD. M.: MAI, 2002. 257 p.
2. Afanasev V.A., Lebedev V.A., Monahova V.P., Myshe-  
lov E.P., Nozhnickij Ju.A. Tehnicheskoe regulirovanie i upravlenie kachestvom. M.: Librokom, 2013. 256 p.
3. Borisenko Ju.G., Kuznecov A.G. Osnovnye principy avtomatizacii upravlenija tjagoj sovremennyh samoletov // Trudy Moskovskogo instituta jelektromehaniki i avtomatiki. Vyp. 2: Navigacija i upravlenie letatelnyimi apparatami. M.: MIJeA, 2010. pp. 10–16.
4. Gallaj M.L. Poljot samoleta s nepolnoj i nesimmetrichnoj tjagoj. M.: Mashinostroenie, 1970. 192 p.
5. Dvornichenko V.V., Burova A.Ju. Glubokoe testirovanie turboreaktivnyh dvigatelej metodami matematicheskoj statistiki dlja povyshenija ih sootvetstvija normativam ICAO // Vestnik Moskovskogo aviacionnogo instituta. 2011. T. 18, no. 3. pp. 116–127.