

УДК 621.45.00.112.03.54-225

Применение Нормированной Двумерной Случайной Функции, Распределённой по Нормальному Закону, для Тестирования Технического Состояния Авиационных газотурбинных двигателей типа ТРД и ТРДД (для ГА и ВВС) с целью повышения их соответствия нормам ИСАО.

Профессор, д.т.н. Дворниченко В.В., vdvor38@mail.ru, Бурова А.Ю. - аспирантка, ГТУ МАИ (Национальный исследовательский университет в области авиационных, ракетных и космических систем)

Ключевые слова: представительная статистическая выборка, нормальный закон распределения, сертифицированные параметры ТРД(ТРДД), случайная функция двух переменных, координатные плоскости X-O-Z, Y-O-Z, плотность вероятности параметра, управляющий фактор для САУ ТРД(ТРДД), среднеквадратичная погрешность представительной выборки, математическое ожидание, двойной интеграл от случайной функции, нормы ИСАО для ТРД(ТРДД).

В статье рассматриваются вопросы глубокого тестирования газодинамических параметров авиационных ТРД с целью повышения качества авиационных ТРД, ТРДФ, ТРДД, ТРДДФ после их испытаний на заводских горячих стендах в условиях серийного производства этих двигателей на заводе-изготовителе указанной продукции на примере американского ТРД J-75P-17, широко применяемого для военной авиации США.

Обычно, в авиационной практике анализируются представительные статистические выборки стандартно замеряемых рабочих газодинамических параметров ТРД, ТРДФ и ТРДД, ТРДДФ для двумерной постановки задачи, как-то (P_r - вероятность как частота вращения ротора КВД - n_2): $P_r=f(n_2)$ = (полигон распределения n_2 в декартовых координатах P_r-n_2) и вероятность проявления различных диапазонов статистической выборки n_2 этого параметра-управляющего фактора в САУ ТРД, ТРДФ или ТРДД, ТРДДФ - в долях от 1 (или процентах $P_r<1$, или $P_r<100\%$). Обычно реализуется нормальный закон распределения (Гаусса-Лапласа) параметра – управляющего фактора: то-ли n_2 , то-ли n_1 , то-ли **EPR** (например, на пассажирских самолётах фирмы **Boeing** реализуются, как правило, три закона управления двигателем. Работают они выборочно. Это позволяет экипажу экономить до 35% топлива или получать выигрыш в максимальной дальности полёта выбранного типа дальнемагистрального самолёта (например, Boeing-777-200ER, Boeing-777-400ER, Boeing-767-300ER) при полётах на максимальную дальность.

В исследуемой работе представительные статистические выборки выходных рабочих газодинамических параметров ТРД J-75P-17 рассматриваются в трёхмерной постановке: трёхмерная система декартовых координат P_r-n_2 -EPR. Такая постановка даёт возможность оценить качество авиационного газотурбинного двигателя по двум или даже трём выходным рабочим параметрам, которые могут быть задействованы в системе САУ ТРДД и в системе САУ самолёта в качестве основного или резервного управляющего фактора.

Двигатель ТРДФ **J-75P-17** и его модификации, производимые фирмой «**Pratt&Whitney**» в США, который мы анализируем в этой работе, устанавливался на палубном истребителе F-106А и на стратегическом

самолёте-разведчике U2, скандально известном ещё со времён СССР, то-есть с 1 мая 1961 года (Пролёт над территорией СССР с юга (район Турции) на север, вплоть до Урала, где U-2 был сбит средствами ПВО Союза ССР). Также уменьшенная по тяге модель этого двигателя **J57-29W** (тяга при МСА: $R=12100/5481.3$ фунт.с./кг.с.) устанавливалась на 8-ми моторном стратегическом бомбардировщике США В-52В «Stratofortress».

Представительные статистические выборки рабочих параметров авиационного ТРД, как-то: T_4^* , n_1 , $G_{m.c.}$, EPR (температура за турбиной низкого давления в градусах °K, частота вращения ротора НД, об/мин, часовой расход топлива через основную камеру сгорания, кг/час, перепад полного (заторможенного) давления на двигателе $EPR = \frac{P_4^*}{P_1^*}$ - безразмерный) - уже были проанализированы авторами этой работы ранее, но только в двумерной постановке (Рис.1-Рис.3).

Размер выборки параметров авиационного ТРД(ТРДД) выбирался западными исследователями - например, из фирмы 'Pratt&Whitney' в пределах годовой программы выпуска заявленного типа двигателя, то есть $n = 800 \div 1000$ образцов двигателя. Авторы данной статьи в течение последних пяти лет 2006-2011 гг. работали со статистикой по Российским двигателям объёмом в 850 единиц, тип двигателя ТРДД Д30-КУ 1-ой серии.

Здесь же мы сделаем упор на статистический анализ представительной выборки параметров этого газотурбинного двигателя **J-75P-17**, но уже в трёхмерной постановке и представлении сертифицируемых рабочих параметров (в виде представительных статистических выборок) в трёхмерной декартовой системе координат, а именно, в главных координатных плоскостях - а именно в вертикальных плоскостях Y-O-X и Y-O-Z, что даст нам возможность более глубоко исследовать рабочие параметры американского ТРД **J-**

75P-17 на всех шести земных режимах по дроссельной характеристике при МСА (вплоть до «Взлётного» режима) и сделать *качественную* оценку этого ТРД по точности выходных сертифицируемых газодинамических параметров, изготавливаемого на заводах фирмы «Pratt&Whitney» в США (всего имеется 25 двигателестроительных заводов на всей территории США). Штаб - квартира фирмы «Pratt&Whitney» и некоторые её заводы находятся в штате Коннектикут, в г. Ист-Хартфорд на Северо-востоке США.

Здесь же в статье, уже в трёхмерной постановке нам необходимо поднять вопрос о значении *коэффициента корреляции* для статистических выборок двух случайных величин: выборки значений *управляющего фактора* $\pi^*_{дв}$ и выборки значений, например, $G_{т.ч.}$ - часового расхода топлива. *Коэффициент корреляции для них равен:*

$$r_{\pi, G_{т.ч.}} = K_{\pi, G_{т.ч.}} / (\sigma_{\pi} \sigma_{G_{т.ч.}}). \quad (1)$$

Корреляционный момент $K_{\pi^*_{дв}, G_{т.ч.}}$ двух рассматриваемых выборок для предыдущей формулы равен (стоит в правой части уравнения (1) в числителе):

$$K_{\pi G_{т.ч.}} = \int_{-\infty}^{+\infty} (x - \bar{x})(y - \bar{y}) \varphi(x, y) dx dy = \int_{-\infty}^{+\infty} (x - \bar{x}) \phi_1(x) \int_{-\infty}^{+\infty} (y - \bar{y}) \phi_2(y) dy; \quad (2)$$

В формулах имеем текущие значения параметров выборки: $x = \pi^*_{дв}$; $y = G_{т.ч.}$; а значения *коэффициента корреляции* $r_{\pi^*_{дв}, G_{т.ч.}}$ меняются от -1

до +1. Обозначения функций плотности вероятности двух выборок:

$$\varphi_1(x) = \varphi(\pi^*_{дв}), \quad \varphi_2(y) = \varphi(G_{т.ч.}).$$

В формуле (2) $\bar{x}; \bar{y}$ – это *математические ожидания* случайных величин для двух исследуемых выборок.

Если, например, две случайные выборки независимы, то их корреляционный момент $K_{\pi G_{т.ч.}}$ равен 0. То есть, на чертежах их изображения не должны быть конгруэнтны и потому не могут быть получены методом аффинного преобразования одно из другого.

Для чисто функциональной связи между двумя выборками этот корреляционный коэффициент r_{xy} равен ± 1 . И изображения плотности вероятности функции – конгруэнтны. Функция $\varphi(x,y)$ выражает аналитически плотность вероятности двумерной случайной величины.

Для плотностей вероятности двух независимых случайных величин выполняется равенство: $\varphi(x,y) = \varphi_1(x)\varphi_2(y)$.

Приведём эту двумерную нормальную функцию, описывающую аналитически распределение плотности вероятности в трёхмерной системе декартовых координат X-Y-Z, приняв допущение, что коэффициент корреляции r_{xy} равен 0:

$$Z(x,y) = \varphi(x,y) = \varphi(\bar{\pi}_{\text{ог}}^*, G_{m,y}) = \frac{1}{2\pi\sigma_x\sigma_y} \exp\left(-\frac{1}{2}\left[\left(\frac{x - \bar{\pi}_{\text{ог}}^*}{\sigma_x}\right)^2 + \left(\frac{y - \bar{G}_{m,y}}{\sigma_y}\right)^2\right]\right), \quad (3)$$

Геометрически эта двумерная функция $Z(x,y)$ описывает поверхность пространственной фигуры в виде, например, горы Фудзиямы в Японии (в РФ аналитику-вычислителю можно использовать виртуальные образы гор Эльбрус или Казбек на Кавказе, сопка Ключевская на Камчатке), в горизонтальных сечениях которой находятся эллипсы рассеивания с большой и малой осями. Виртуально мы слегка сплющим их, так как σ_x численно не равна σ_y и эти параметры имеют размерность.

Оси эллипсов рассеивания параллельны главным координатным осям **OX** и **OY** или непосредственно совмещены с осями, когда математические ожидания принимаются равными нулю (нормальное распределение в форме Лапласа). Математические ожидания лежат в точке 0 на пересечении осей **O-X** и **O-Y** в горизонтальной плоскости **X-O-Y** и совпадают для обеих нормальных распределений, лежащих во взаимно перпендикулярных вертикальных плоскостях: **X-O-Z** и **Y-O-Z**.

Из равенства нулю коэффициента корреляции вытекает параллельность или совпадение *осей эллипсов рассеивания* с главными координатными осями **OX** и **OY**.

Эти сечения пространственной фигуры (так как имеется как большая, так и малая ось, то эта пространственная фигура-сопка сплющена в соответствии с длиной малой оси эллипса рассеивания) проводятся плоскостями, идущими параллельно горизонтальной плоскости $X-O-Y$.

Большая ось эллипса рассеивания равна: $6\sigma_{Gm.ч}$, а малая ось эллипса равна $6\sigma_{\pi^* \partial \delta}$ (Выполняется закон трёх сигм для нормального распределения: $\pm 3\sigma_n$), а доверительная вероятность расчётов принята равной $P(x_1 < x < x_2) = 99,73\%$.

Непосредственное применение двумерной функции для тестирования технического состояния авиадвигателя типа ТРД (ТРДД) дают нам следующие зависимости (по Гауссу):

$$P((X, Y) \subset R) = \int_{\alpha^1}^{\beta^1} \int_{\gamma^1}^{\delta^1} \varphi(x, y) dx dy = \int_{\alpha^1}^{\beta^1} \frac{1}{\sigma_x \sqrt{2\pi}} \exp\left(-\frac{(x - m_x)^2}{2\sigma_x^2}\right) dx \int_{\gamma^1}^{\delta^1} \frac{1}{\sigma_y \sqrt{2\pi}} \exp\left(-\frac{(y - m_y)^2}{2\sigma_y^2}\right) dy$$

(4)

Положив математические ожидания m_x и m_y равными нулю, мы упростим формулу (4) и получим как результат:

$$P((X, Y) \subset R) = \int_{\alpha^1}^{\beta^1} \int_{\gamma^1}^{\delta^1} \varphi(x, y) dx dy = \int_{\alpha^1}^{\beta^1} \frac{1}{\sigma_x \sqrt{2\pi}} \exp\left(-\frac{x^2}{2\sigma_x^2}\right) dx \int_{\gamma^1}^{\delta^1} \frac{1}{\sigma_y \sqrt{2\pi}} \exp\left(-\frac{y^2}{2\sigma_y^2}\right) dy, \quad (5)$$

а с подстановками переменных в подынтегральном выражении и в пределах интегрирования через функцию Лапласа: $\frac{x}{\sigma_x} = t; \frac{y}{\sigma_y} = t$; получим

для вероятностного двойного интеграла (5) ещё более простое выражение (закон нормального распределения двумерной случайной функции в форме записи по Лапласу):

$$P((X, Y) \subset R) = \int_{\alpha^1/\sigma_x}^{\beta^1/\sigma_x} \int_{\gamma^1/\sigma_y}^{\delta^1/\sigma_y} \varphi(x, y) dx dy = \int_{\alpha^1/\sigma_x}^{\beta^1/\sigma_x} \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \exp\left(-\frac{t^2}{2}\right) dt \int_{\gamma^1/\sigma_y}^{\delta^1/\sigma_y} \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \exp\left(-\frac{t^2}{2}\right) dt, \quad (6)$$

Формула (6) для плотности вероятности функции двух переменных $\varphi(X, Y)$ после применения подстановок в форме Лапласа (нормирование функции) и преобразования пределов интегрирования в безразмерные величины, а также применения правила трёх сигм $\pm 3\sigma_n$ (то есть

пределы интегрирования: нижний и верхний - теперь соответственно равны $(-3 \div +3)$) может быть представлена как:

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

И, таким образом, легко может быть проинтегрирована в заданных пределах ± 3 и достижимая при этом точность расчёта плотности вероятности функции $\varphi(x, y)$ составит 99,73 %. Формула (6a) и дальше может быть упрощена, так как представляет собой произведение двух абсолютно эквивалентных функций (искомая функция - определённый интеграл от функции плотности вероятности в форме Лапласа), то есть искомый определённый интеграл из формулы (6a) возводим в квадрат и получаем простую формулу для расчёта функции $P((X,Y) \subset R)$:

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

Формулы (4), (5) и (6) показывает в долях от 0 до 1 (или в процентах от 0% до 100%) вероятность попадания какой-то рабочей точки сертифицируемого при испытаниях параметра $G_{mч}$ определённого тестируемого двигателя ТРД (ТРДД) внутрь интервала на прямоугольник $(\alpha^1, \beta^1, \gamma^1, \delta^1)$, который в трёхмерном пространстве лежит на горизонтальной плоскости X-O-Y.

Возьмём прямоугольник (исходная точка лежит на дроссельной характеристике $G_{m.ч.} = f(\pi^*_{\delta\theta})$) с доверительными интервалами $\pm 3\sigma$, двигателя, например, для точки «взлётного» режима (Рис.1), это - двухмерная постановка задачи, которая рассматривалась нами ранее в других работах, $(\alpha^1, \beta^1, \delta^1, \gamma^1)$ - это координаты исходного прямоугольника, и нами использованы здесь буквы греческого алфавита со штрихом. Когда же мы задействуем новый прямоугольник, но зауженный в два раза (Рис.4 и Рис. 5 см. ниже по тексту), то штрих в написании координат вершин прямоугольника опускаем - $(\alpha, \beta, \gamma, \delta)$. По оси O-X имеем (перпендикулярна чертежу): α^1, β^1 - это есть интервал: $(-3\sigma_{n, \pi^*_{\delta\theta}} \div$

$+3\sigma_{n,\pi^*de}$), а по горизонтальной оси OY имеем: δ^1, γ^1 - это есть интервал на этой оси ($-3\sigma_{n,Gm.ч.} \div +3\sigma_{n,Gm.ч.}$), который известен из стендового эксперимента или по полётной информации, снятой с *МСРП* воздушного судна.

Название осей $O-X$ и $O-Y$ в горизонтальной плоскости сечения пространственной фигуры - сопки $Z=f(x,y)$ есть чисто условное и соответствует исключительно рис. 3.

Если повернуть нашу фигуру-сопку против часовой стрелки на 90 градусов в горизонтальной плоскости $X-O-Y$, то тогда оси $O-X$ и $O-Y$ примут стандартное свое направление, обычно используемое в алгебре: $O-X$ - горизонталь; $O-Y$ - вертикаль.

Причём, что очень важно, так это то, что положительная ось $O-X$ – теперь идёт слева направо. А положительная ось $O-Y$ идёт снизу вверх. При этом, смотреть на горизонтальную плоскость $X-O-Y$ надо строго сверху вниз и вдоль оси $O-Z$.

Таким образом, двигатель будет удовлетворять *TU* (техническим условиям на двигатель) в том и только в том случае, если координаты точки $(\pi^*_{dvi}, G_{m.ч.i})$ попадут внутрь *исходного* прямоугольника с вершинами $(\alpha^1, \beta^1, \delta^1, \gamma^1)$ в горизонтальной плоскости $X-O-Y$, то есть при равенстве функции $Z=f(x,y)=0$, а сам прямоугольник должен быть описан вокруг эллипса рассеивания (или, что то же самое - эллипс должен быть вписан в прямоугольник $(\alpha^1, \beta^1, \delta^1, \gamma^1)$) с полуосями : $y=\pm 3\sigma_y, x=\pm 3\sigma_x$.

В результате решения получим ответ, который приводится (вероятность двухмерной случайной функции):

$$P((X,Y) \subset R) = \left[\Phi\left(\frac{\beta}{\sigma_x}\right) - \Phi\left(\frac{\alpha}{\sigma_x}\right) \right] \left[\Phi\left(\frac{\delta}{\sigma_y}\right) - \Phi\left(\frac{\gamma}{\sigma_y}\right) \right] =$$

Из таблиц, взятых из работ [1],[2], мы вычисляем значения этих функций $\Phi(X/\sigma_x), \Phi(Y/\sigma_y)$ при условии, что функции нормированные, а

распределения в плоскостях $X-O-Z$ и $Y-O-Z$ есть нормальные, записанные в форме Лапласа, и получаем окончательный числовой ответ:

$$= \left[\Phi\left(\frac{3\sigma_x}{\sigma_x}\right) - \Phi\left(\frac{-3\sigma_x}{\sigma_x}\right) \right] \left[\Phi\left(\frac{3\sigma_y}{\sigma_y}\right) - \Phi\left(\frac{-3\sigma_y}{\sigma_y}\right) \right] = [\Phi(3) - \Phi(-3)][\Phi(3) - \Phi(-3)] = \\ = (0,9986 - 0,0014)^2 = 0,9944 \quad (7).$$

Здесь уже наша виртуальная сопка принимает пространственную форму тела вращения (ось вращения $O-Z$), так как пределы интегрирования по обеим осям $O-X$ и $O-Y$ абсолютно идентичны, безразмерны и равны с учётом знака ± 3 . И пространственная виртуальная сопка приобретает форму виртуального осесимметричного колокола.

Таким образом, вероятность попадания исследуемого сертифицируемого параметра $G_{m.ч.}$ в прямоугольник $(\alpha^1, \beta^1, \delta^1, \gamma^1)$ со сторонами, равными $6\sigma_x$ и $6\sigma_y$, на горизонтальной плоскости $X-O-Y$ составляет: $P((X, Y) \subset R) = 0,9944$ на «взлётном» режиме работы этого американского ТРД (ТРДД) производства фирмы «Pratt&Whitney» типа **J-75P-17**.

Если же ужесточить ТУ по приёмке этого типа ТРД (ТРДД) на заводе-изготовителе, например, заузить площадь этого прямоугольника в 2 раза (при этом, как увидим ниже, длины сторон прямоугольника $(\alpha, \beta, \gamma, \delta)$ на осях $O-X$ и $O-Y$ уменьшаются строго в 2 раза, рис.7.5 по сравнению с исходным, штрих в написании координат прямоугольника теперь опускается), тогда вероятность попадания исследуемой точки $G_{m.ч.}$ внутрь этого зауженного прямоугольника $(\alpha, \beta, \gamma, \delta)$ должна уменьшиться и результат решения уравнения (6) будет следующим:

$$\left[\Phi\left(\frac{1,5\sigma_x}{\sigma_x}\right) - \Phi\left(\frac{-1,5\sigma_x}{\sigma_x}\right) \right] \left[\Phi\left(\frac{1,5\sigma_y}{\sigma_y}\right) - \Phi\left(\frac{-1,5\sigma_y}{\sigma_y}\right) \right] = [\Phi(1,5) - \Phi(-1,5)][\Phi(1,5) - \Phi(-1,5)] = \\ = (0,9332 - 0,0668)^2 = 0,7506, \quad (8)$$

то есть ухудшится вероятность попадания точки $G_{мч}$ в прямоугольник $(\alpha, \beta, \delta, \gamma)$ в 1,325 раза (сравните результат, полученный из формул (8) и (6)).

Таким образом, при более жёстких условиях приёмки, только **75,06%** всех американских двигателей ТРД **J-75P-17** по сертифицируемому параметру $G_{м.ч.}$ будут лежать в новом доверительном узком интервале на дроссельной характеристике, который мы задали в последнем случае, а именно при допусках для «доверительных интервалов» по **O-Y** и по **O-X**: $\pm 1,5 \sigma_y$ и $\pm 1,5 \sigma_x$.

А прежние (исходные) значения координат прямоугольника $(\alpha^1, \beta^1, \delta^1, \gamma^1)$, Рис.4, на полуосях эллипса по осям O-X и O-Y были, как мы отмечали, в два раза больше и, соответственно, равны: $\pm 3\sigma_x$ и $\pm 3\sigma_y$.

*А чтобы все ТРД из статистической выборки прошли тестирование при ТО и Р (выходной контроль при техническом обслуживании и ремонте) на тяжёлых формах необходимо, чтобы статистические характеристики выборки по σ_x (среднеквадратичная погрешность переменной x) и σ_y (среднеквадратичная погрешность переменной y) составляли бы малые доли математического ожидания, то есть, чтобы качество сборки новых американских ТРД (ТРДД) изначально было более высоким, например, для всей выборки по всем сертифицируемым параметрам выполнялось бы условие: $b\sigma_x = b\sigma_{\pi^*_{\delta\delta}} = 0,05$ (безразмерный), а не прежнее условие, что: $b\sigma_x = b\sigma_{\pi^*_{\delta\delta}} = 0,1$ (см. Рис.1., Рис.2., Рис.3.).*

То есть, допуски на сертифицируемые выходные рабочие параметры авиационного ТРД (ТРДД) при его тестировании на заводе - изготовителе перед отправкой двигателя в эксплуатацию следует ужесточить в два раза.

*И тогда вероятность $P((X,Y) \subset R)$ попадания характеристик ТРД по сертифицируемым параметрам $G_{м.ч.}, \pi^*_{\delta\delta}$ в зауженный в 2 раза*

прямоугольник $(\alpha, \beta, \gamma, \delta)$ составит, согласно формулы (7), то же самое исходное первоначальное значение доверительной вероятности:

$$P((X, Y) \subset R) = 0,9944.$$

В этом случае кривые нормального распределения Гаусса-Лапласа в координатных плоскостях $X-O-Y$ и $Y-O-Z$ сузятся: точка $A \equiv \gamma$, точка $B \equiv \delta$, точка $C \equiv \alpha$, точка $D \equiv \beta$, то-есть точки зауженного по площади в 2 раза прямоугольника $(\alpha, \beta, \gamma, \delta)$ тождественно совпадут с исходными точками прямоугольника A, B, C, D (а потому, что они - эти точки примут новое исходное положение, так как произошло ужесточение нами поля допуска) при контроле параметров ТРД(ТРДД). Это может быть выполнено, если мы переместим горизонтальное $X-O-Y$ сечение сопки вверх вдоль оси $O-Z$ и когда этот зауженный прямоугольник $(\alpha, \beta, \gamma, \delta)$ будет описан вокруг уже нового, меньшего по площади эллипса, принадлежащего всё той же пространственной фигуре в виде сопки..

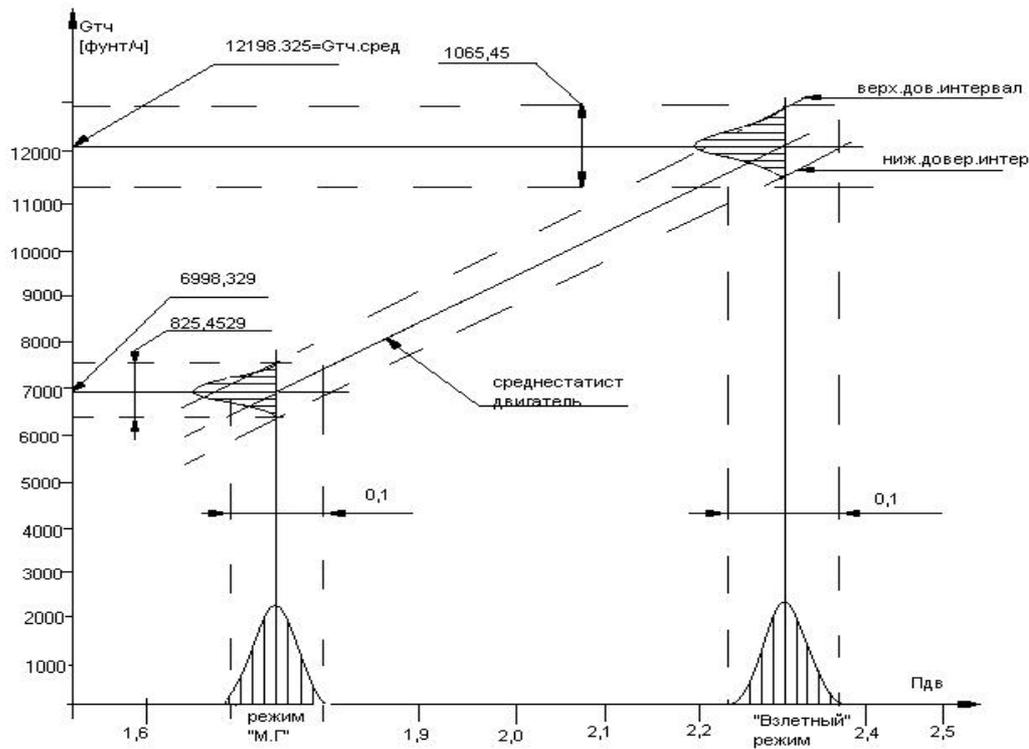


Рис.1.

Дроссельная характеристика $G_{m.ch} = f(\pi^*_{дов})$ американского ТРД J-75 (двухмерная постановка) на земле при условиях МСА. Связь между параметрами корреляционная, коэффициент корреляции равен нулю, а для собственно среднестатистического ТРД он равен 1. И связь становится между параметрами функциональной. Доверительный интервал по управляемому параметру $\pi^*_{дов}$ равен $\delta\sigma_{n,\pi^*_{дов}} = 0,1$ как для «взлётного» режима, так и для режима МГ. Среднестатистический ТРД (его часовой расход топлива) представлен сплошной кривой линией с доверительными интервалами, равными $\delta\sigma_{n,G_{m.ch}}$ для всех режимов ТРД. Система единиц использована Британская, управляемый параметр $\pi^*_{дов}$ применяется такого типа, как он принят для ТРД и ТРДД фирмой Pratt & Whitney. Верхний и нижний доверительные интервалы получены методом аффинного преобразования дроссельной характеристики среднестатистического двигателя. Кривая распределения статистической выборки управляемого параметра $\pi^*_{дов}$ для точки «взлётного» режима - кривая нормального распределения Гаусса. При перемещении кривой нормального распределения по оси абсцисс от «взлётного» режима влево до режима МГ трансформации кривой распределения не происходит, распределение перемещается конгруэнтно с сохранением абсолютной величины числового значения $\delta\sigma_{n,\pi^*_{дов}} = 0,1$ доверительного интервала.

Режим работы ТРД бесфорсажный, критическое сечение сопла $F_{кр} = \text{const}$. Условия полёта $M_n = 0$, $H_n = 0$, МСА.

Уравнение регрессионной кривой для среднестатистического двигателя: $G_{m.ch} = -765,3 + 618,18\pi^*_{дов} + 2181,817\pi^{*2}_{дов}$. Уравнение кривых распределения выборки часового расхода топлива и управляемого параметра для всех режимов ТРД J-75:

$$\psi(G_{m.ch}) = \frac{1}{\sigma_{n,G_{m.ch}} \sqrt{2\pi}} \exp\left(-\frac{(G_{m.ch} - \bar{G}_{m.ch})^2}{2\sigma_{n,G_{m.ch}}^2}\right); \varphi(\pi^*_{дов}) = \frac{1}{\sigma_{n,\pi^*_{дов}} \sqrt{2\pi}} \exp\left(-\frac{(\pi^*_{дов} - \bar{\pi}^*_{дов})^2}{2\sigma_{n,\pi^*_{дов}}^2}\right)$$

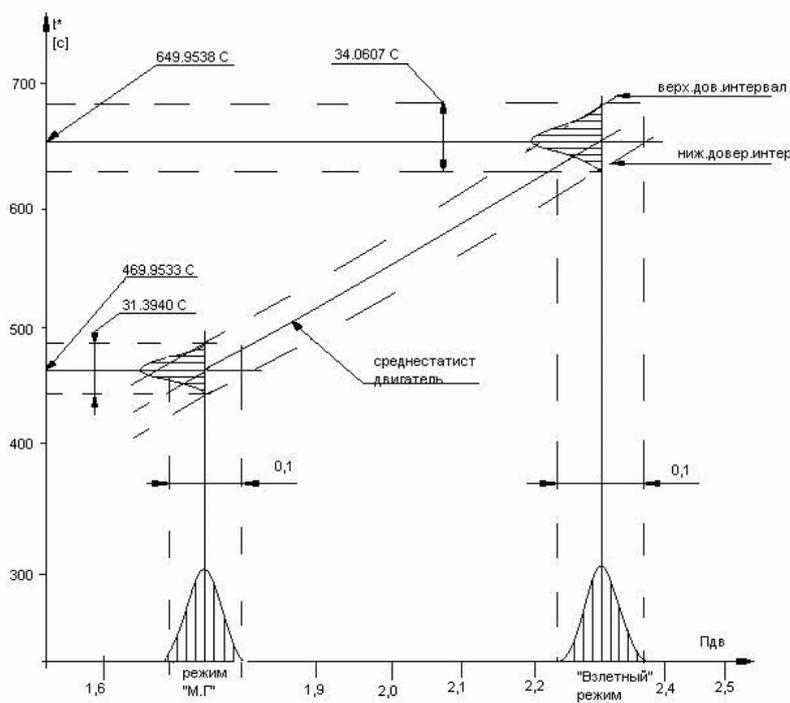


Рис.2.

Дроссельная характеристика $t_m = f(\pi^*_{dv})$ американского ТРД J-75P-17 (двухмерная постановка задачи) на земле при условиях МСА. Связь между параметрами корреляционная, коэффициент корреляции равен нулю, а для собственно среднестатистического ТРД он равен 1. И связь между параметрами становится функциональной. Доверительный интервал по управляемому параметру π^*_{dv} равен: $b\sigma_{n, \pi^*_{dv}} = 0,1$ как для «взлётного» режима, так и для режима МГ. Среднестатистический ТРД (его температура газа за ТНД) представлен сплошной кривой линией с доверительными интервалами, равными $b\sigma_{n, t}$ для всех режимов ТРД. Управляемый параметр π^*_{dv} применяется такого типа, как он принят для ТРД и ТРДД фирмой Pratt & Whitney. Верхний и нижний доверительные интервалы получены методом аффинного преобразования дроссельной характеристики среднестатистического двигателя. Кривая распределения статистической выборки управляемого параметра π^*_{dv} для точки «взлётного» режима - кривая нормального распределения Гаусса. При перемещении кривой нормального распределения по оси абсцисс от «взлётного» режима влево до режима МГ трансформации кривой распределения не происходит, распределение перемещается конгруэнтно с сохранением абсолютной величины числового значения $b\sigma_{n, \pi^*_{dv}} = 0,1$ доверительного интервала.

Режим работы ТРД бесфорсажный, критическое сечение сопла $F_{кр} = \text{const}$. Условия полёта $M_n = 0$, $H_n = 0$, МСА.

Уравнение регрессионной кривой для среднестатистического двигателя:

$$t^*_{T \text{ сред}} = a_{\text{сред}} + b_{\text{сред}} \cdot \pi^*_{dv} + c_{\text{сред}} \cdot \pi^{*2}_{dv} = -5,2 + 229,0920 \cdot \pi^*_{dv} + 24,2424 \cdot \pi^{*2}_{dv},$$

Уравнение кривых распределения статистической выборки температуры газа за ТНД t^*_T и управляемого параметра π^*_{dv} для всех режимов ТРД J-75:

$$\psi(t^*_T) = \frac{1}{\sigma_{n, T, t} \sqrt{2\pi}} \exp\left(-\frac{(t^*_T - \bar{t}^*_T)^2}{2\sigma_{n, T, t}^2}\right); \varphi(\pi^*_{dv}) = \frac{1}{\sigma_{n, \pi^*_{dv}} \sqrt{2\pi}} \exp\left(-\frac{(\pi^*_{dv} - \bar{\pi}^*_{dv})^2}{2\sigma_{n, \pi^*_{dv}}^2}\right)$$

Математические ожидания выборок для «взлётного» режима: $t^*_{T \text{ взл}} = 649,9538^0 \text{C}$; $\pi^*_{dv, \text{взл}} = 2,3$;

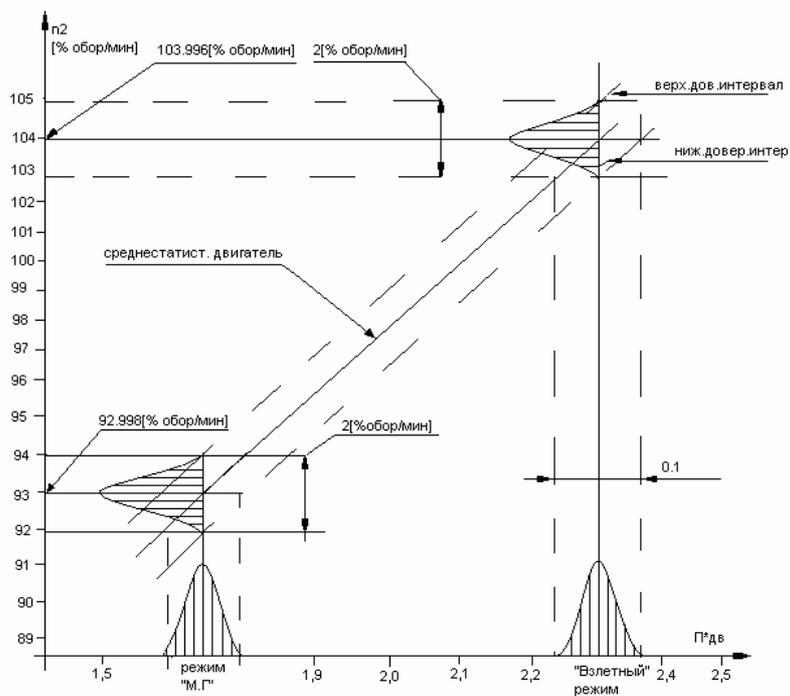


Рис.3

Дроссельная характеристика $n_2 = f(\pi_{дв}^*)$ американского ТРД J-75P-17 (двухмерная постановка задачи) на земле при условиях МСА. Связь между параметрами корреляционная, коэффициент корреляции $r_{xy} \sim (r_{\pi_{дв}^* G_{т.ч.}})$ равен нулю, а для среднестатистического ТРД r_{xy} равен 1, и связь между параметрами становится функциональной. Доверительный интервал по управляемому параметру $\pi_{дв}^*$ равен: $\delta\sigma_{n, \pi_{дв}^*} = 0,1$ как для «взлётного» режима, так и для режима МГ.

Среднестатистический ТРД (его частота вращения КВД) представлен сплошной кривой линией с доверительными интервалами, равными $\delta\sigma_{n, n_2}$ для всех режимов ТРД. Управляемый параметр $\pi_{дв}^*$ применяется такого типа, как он принят для ТРД и ТРДД фирмой Pratt & Whitney. Верхний и нижний доверительные интервалы получены методом аффинного преобразования дроссельной характеристики среднестатистического двигателя. Кривая распределения статистической выборки управляемого параметра $\pi_{дв}^*$ для точки «взлётного» режима - кривая нормального распределения Гаусса. При перемещении кривой нормального распределения по оси абсцисс от «взлётного» режима влево до режима МГ трансформации кривой распределения не происходит, распределение перемещается конгруэнтно с сохранением абсолютной величины числового значения $\delta\sigma_{n, \pi_{дв}^*} = 0,1$ доверительного интервала.

Режим работы ТРД J-75P-17 бесфорсажный, критическое сечение сопла $F_{кр} = \text{const}$. Условия полёта $M_n = 0$, $H_n = 0$, земля, МСА.

Уравнение регрессионной кривой для среднестатистического двигателя:

$$n_2 = a_{ср} + b_{ср} \cdot \pi_{дв}^* ; \quad n_{2ср} = 57,9996 + 20 \cdot \pi_{дв}^* ;$$

Уравнение кривых распределения статистической выборки параметров температуры газа за ТНД $t_{г}^*$ и управляемого параметра $\pi_{дв}^*$ для всех режимов ТРД фирмы «PRATT & WHITNEY» J-75P-17 определяется кривой нормального распределения по Гауссу:

$$\psi(n_2) = \frac{1}{\sigma_{n, n_2} \sqrt{2\pi}} \exp\left(-\frac{(n_2 - \bar{n}_2)^2}{2\sigma_{n, n_2}^2}\right); \quad \varphi(\pi_{дв}^*) = \frac{1}{\sigma_{n, \pi_{дв}^*} \sqrt{2\pi}} \exp\left(-\frac{(\pi_{дв}^* - \bar{\pi}_{дв}^*)^2}{2\sigma_{n, \pi_{дв}^*}^2}\right)$$

Математические ожидания вышеназванных представительных статистических выборок управляемых параметров ТРД (или ТРДД) для «взлётного» режима составили: $n_2 = 104\%$; $\pi_{дв}^* = 2,3$; при распределении по нормальному закону Гаусса, а при распределении тех же параметров по нормальному закону в форме Лапласа: математические ожидания двух выборок параметров

равны: $n_2 = 0, \pi_{\text{ов.}}^* = 0$; Введём в формулу нормированные параметры (подстановки Лапласа):

$$t = \frac{\pi_{\text{ов.}}^*}{\sigma_{n, \pi_{\text{ов.}}^*}}; \text{ а также } t = \frac{n_2}{\sigma_{n, n_2^*}};$$

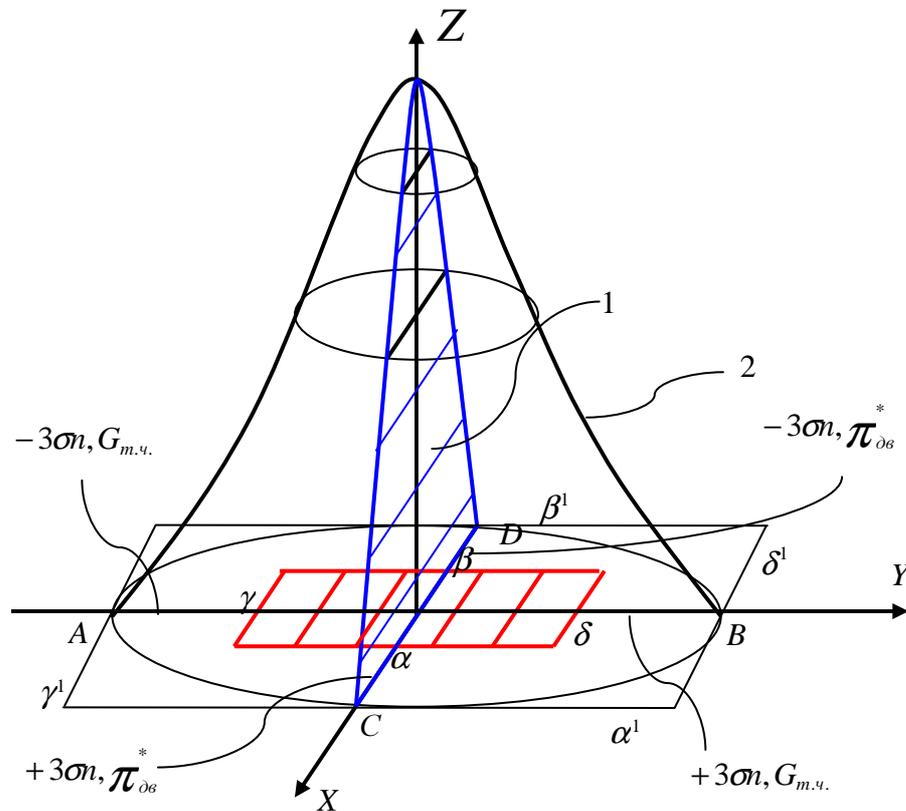


Рис.4

Пространственная фигура вероятностного распределения функции двух переменных $f(x,y)$ (в трёхмерной постановке задачи) по нормальному закону (в форме Лапласа) при том, что главные оси эллипсов рассеивания параллельны главным координатным осям OX и OY и коэффициент корреляции $r_{x,y} = 0$ равен нулю.

В сечениях фигуры главными координатными плоскостями $Y-O-Z$ и $X-O-Z$ образуются кривые плотности распределения случайных функций $\psi(Y) \equiv \psi(G_{m.ch.})$ и $\varphi(X) \equiv \varphi(\pi_{\text{ов.}}^*)$, каждая из которых есть функция одной переменной: $Y \equiv G_{m.ch.}$ или $X \equiv \pi_{\text{ов.}}^*$. Соблюдается правило трёх сигм: $\pm 3\sigma_x$ и $\pm 3\sigma_y$ - для обеих нормальных распределений, построенных на большой $A-B$ и малой $C-D$ осях эллипсов рассеивания.

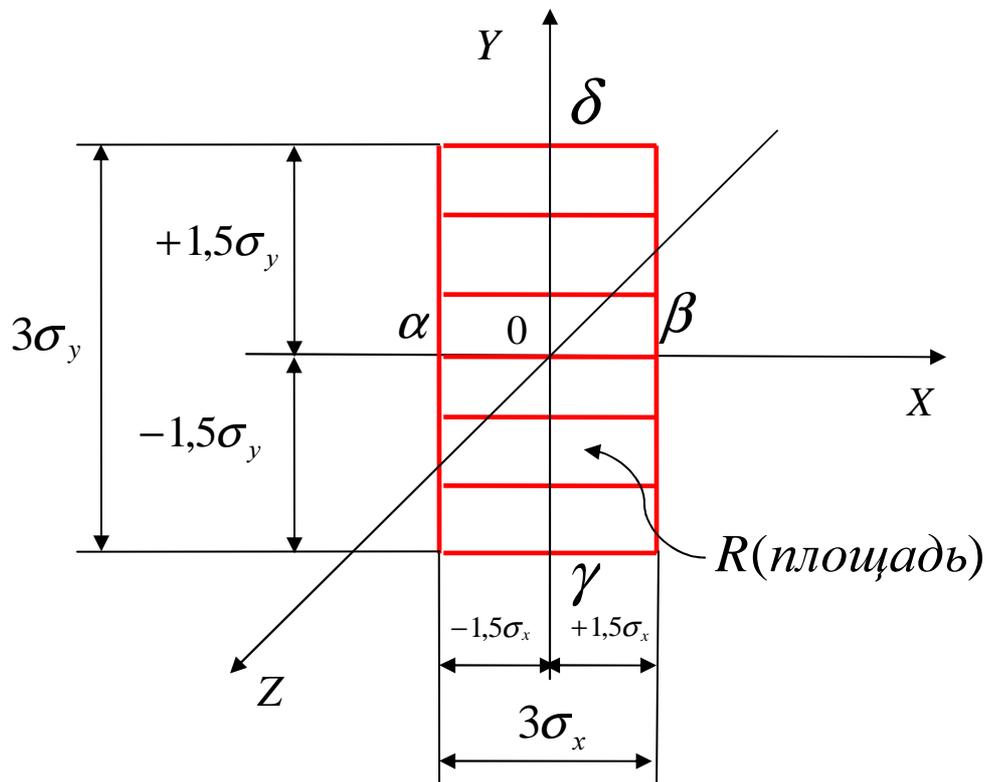


Рис.5

Исходный (несжатый) прямоугольник $(\alpha^1, \beta^1, \gamma^1, \delta^1)$ со сторонами $3\sigma_x$, $3\sigma_y$ предыдущий рис.4 (сжатие исходного прямоугольника на этом же рис.7.5. произвели в два раза: $6\sigma_x/2 = 3\sigma_x$ и $6\sigma_y/2 = 3\sigma_y$ - по обеим осям O-X и O-Y) для отработки вероятности попадания параметров «взлётного» режима выборки $G_{м.ч.}$ двигателя J-75P-17 при гонках на земле внутрь этого сжатого прямоугольника $(\alpha, \beta, \gamma, \delta)$ и расчёт уже новой вероятности с использованием нормального статистического закона распределения функции двух переменных $f(x,y) \equiv f(\pi^*_{ов.}, G_{м.ч.})$ (в трёхмерной постановке задачи).

Использованы подстановки Лапласа при интегрировании приведенного ниже выражения (6) вероятности проявления нормированной функции двух переменных $\varphi(x,y)$, распределённой по нормальному закону и представленной в форме Лапласа :

$$P((X,Y) \subset R) = \int_{\alpha}^{\beta} \int_{\gamma}^{\delta} \varphi(x,y) dx dy = \int_{\alpha/\sigma_x}^{\beta/\sigma_x} \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \exp(-(t)^2/2) dt \int_{\gamma/\sigma_y}^{\delta/\sigma_y} \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \exp(-(t)^2/2) dt, \quad (6)$$

Требуется использовать математические приемы, заложенные и используемые в САУ FADEC/ЕЕС собственно газотурбинного двигателя. Электронная система САУ FADEC/ЕЕС широко используется в ТРД(ТРДД) фирмы “Pratt&Whitney”

То есть, нам необходимо коэффициент корреляции r_{xy} изменить от нулевого значения до 1, и превратить корреляционную связь параметров $X \sim (EPR)$ и $Y \sim (n_1$ или t_T , или $G_{m.c.}$, или $R(\text{тяги})$) в функциональную. Выполняется это с помощью математического метода «наименьших квадратов».

А в чём же тогда состоит роль электронной САУ FADEC/EEC ТРД (ТРДД)?

Электронная система управления газотурбинными двигателями (ГТД) типа FADEC/EEC (касается только параметра тяги) должна преобразовать коэффициент корреляции $r_{x,y}$ из «нуля» в «единицу» для всех рассматриваемых ТРД (ТРДД) Воздушных Судов при управлении в полёте этими ТРД(ТРДД) с минимальной разнотяговостью, а, следовательно, и минимальной асимметрией выработки топлива из крыльевых баков-кессонов многодвигательного самолёта для симметрично расположенных баков: №1-№4, №2-№3 (например, аэробус ИЛ-96-300).

В случае подтверждения при стендовых испытаниях дефекта, что какой-либо сертифицируемый (контролируемый) параметр двигателя не лежит на кривой нормального распределения Гаусса-Лапласа теперь уже в двух координатных плоскостях $X-O-Y$ и $Y-O-Z$, то такой подконтрольный двигатель не должен быть допущен в эксплуатацию.

Такая диагностика может проводиться в **аэродромных условиях** (авиарембазы или ремзавода) с привлечением диагностических средств специализированной диагностической лаборатории.

Использование этого вероятностно-статистического подхода в системе управления двигателем (FADEC/EEC – PRATT&WHITNEY), а также системой управления самолёта позволяет минимизировать разнотяговость рассматриваемой выборки двигателей и избежать вхождения самолёта в режим полёта “Dutch-Roll” на всех возможных этапах полёта.

На **Рис.6.-Рис.9.** представлены структурные схемы электронно - механических систем управления турбо-вентиляторными ТРДД на ряде зарубежных и отечественных авиалайнеров. Схемы представляют

самолётные и двигательные системы управления (САУ), где использованы различные параметры, взятые в качестве управляющего фактора.

Использованы законы управления:

$EPR \pm \delta EPR = const_1$ (Pratt & Whitney, A-310 аэробус), $n_1 \pm \delta n_1 = const$, (General Electric, A-310 аэробус), $n_2 \pm \delta n_2 = const$ (ПС-90А, ИЛ-96-300 аэробус).

Поправка $\pm \delta EPR$ или $\pm \delta n_1$ или $\pm \delta n_2$ берётся со своим знаком из нормального распределения Гаусса-Лапласа и является разностью между математическим ожиданием: ($EPR_{\text{мат.ож.}}$) или ($n_{1,\text{мат.ож.}}$), или ($n_{2,\text{мат.ож.}}$) - и действительным значением управляющего фактора в полёте, взятое на оси O-X или O-Y справа или слева от математического ожидания в вертикальных координатных плоскостях: X-O-Z или Y-O-Z.

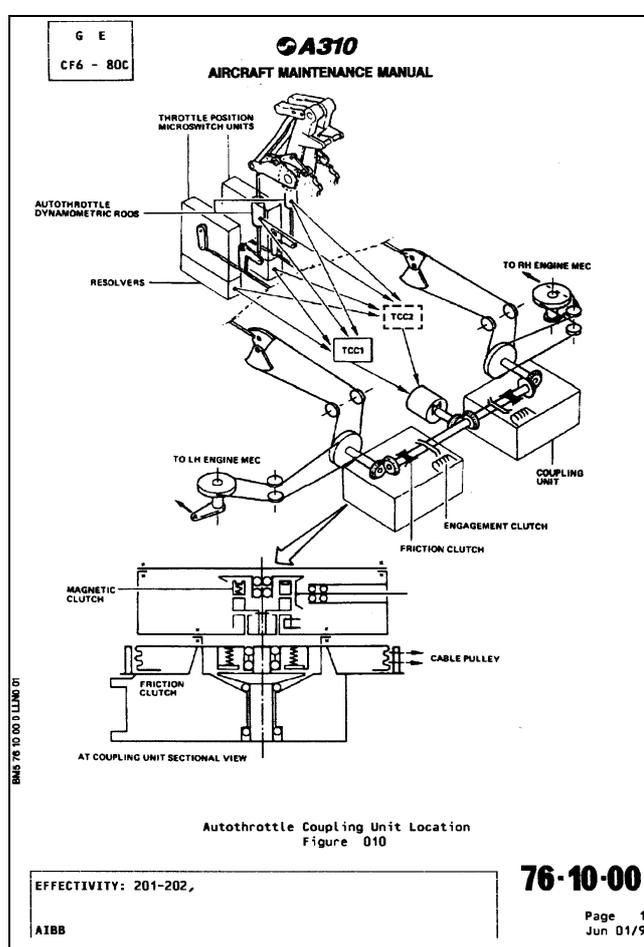


Рис. 6

Структурная схема системы автоматического управления тягой 2-х ТРД GE CF-6-80С на ДМС «AIRBUS INDUSTRY» А-310 в крейсерском полёте. Закон управления тягой по управляющему фактору $n_1=idem$, $M_{II} = var$, $H_{II} = var$.

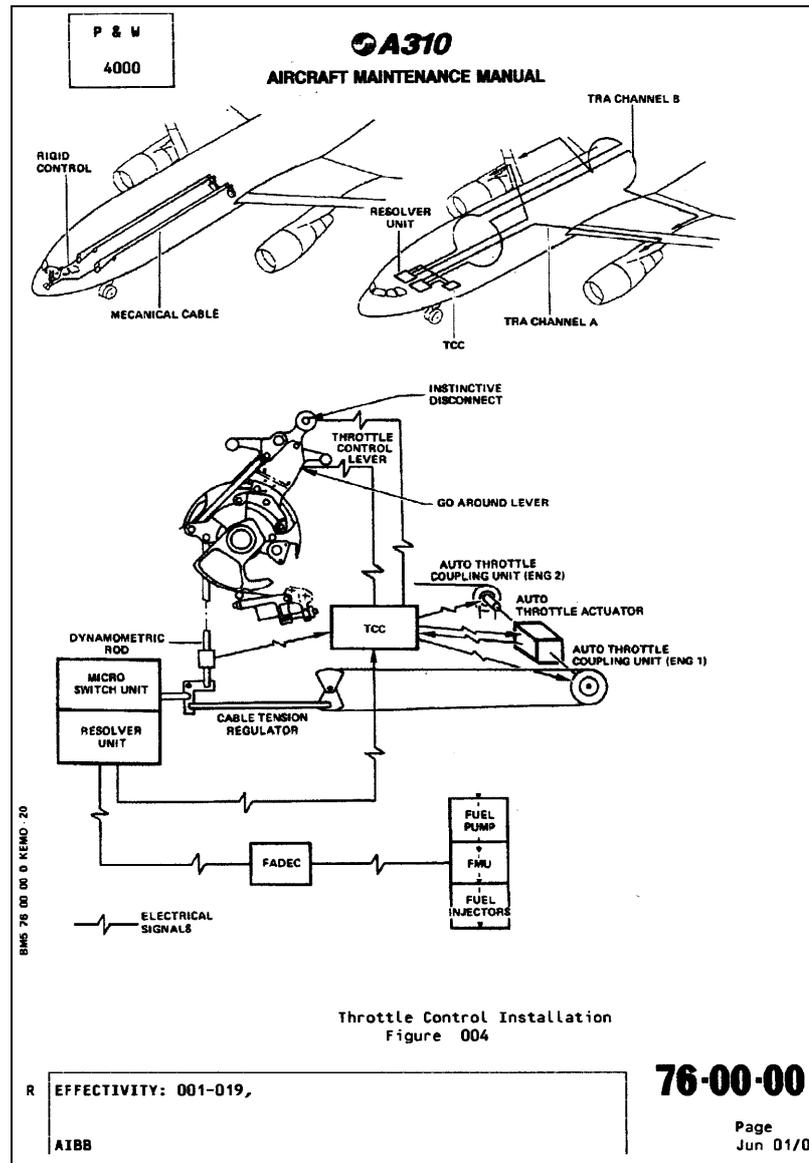


Рис.7

Структурная схема системы автоматического управления прямой тягой 2-х ТРДД PW-4060 на ДМС «AIRBUS INDUSTRIE» A-310 в крейсерском полёте. Поправку $\delta\pi_{об}^*$ в САУ двигателя подаёт электронный блок FADEC/EEC.

Закон управления тягой по управляющему фактору: $\pi_{об}^* \pm \delta\pi_{об}^* = idem = const$. $M_{II} = var$, $H_n = var$.

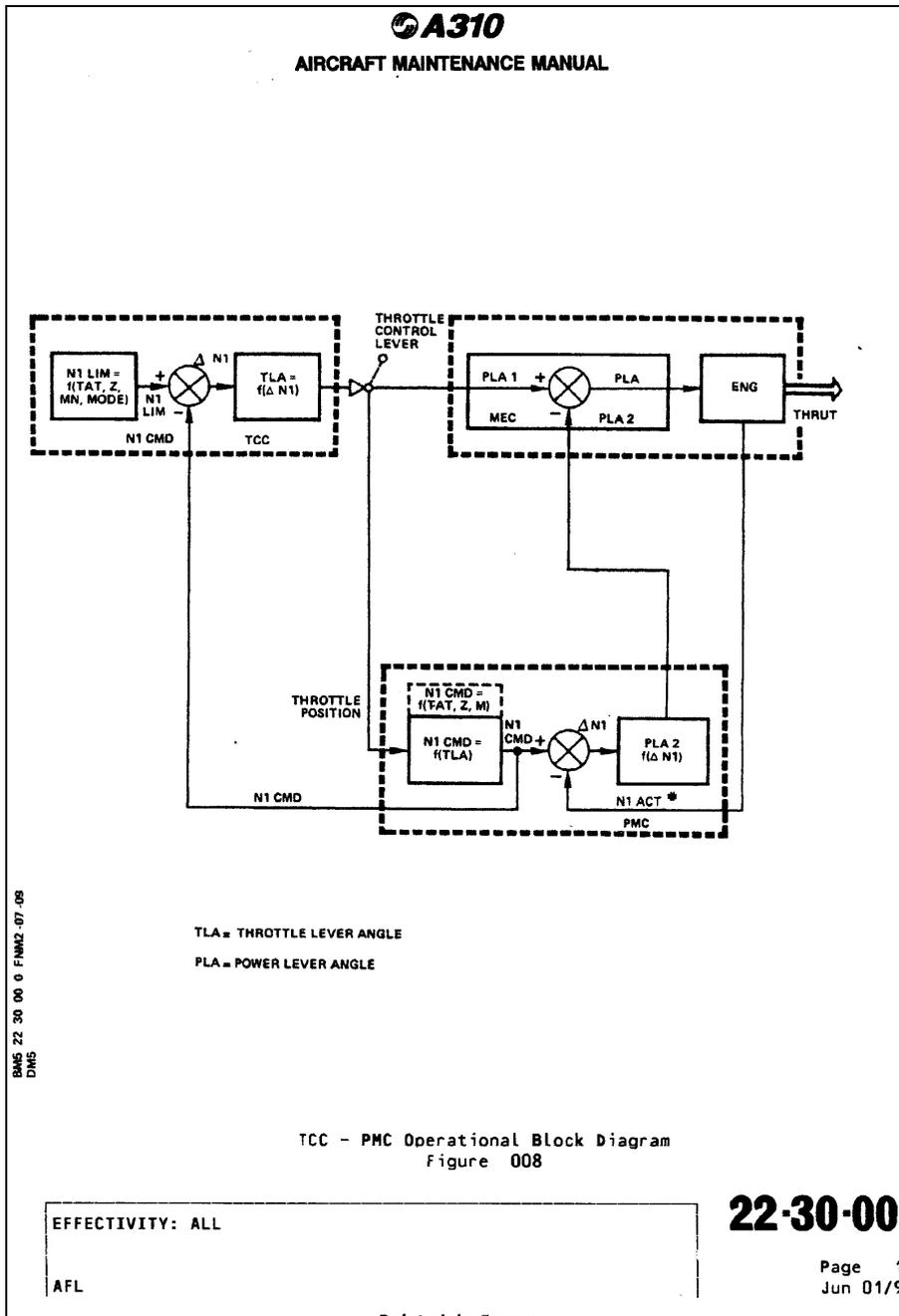


Рис.8

ТРД CF6-80C2 ДМС А-310. Закон управления 2-х ТРД прямой тягой в полёте $n_1 = \text{const} = \text{idem}$, $M_n = \text{var}$, $H_n = \text{var}$.

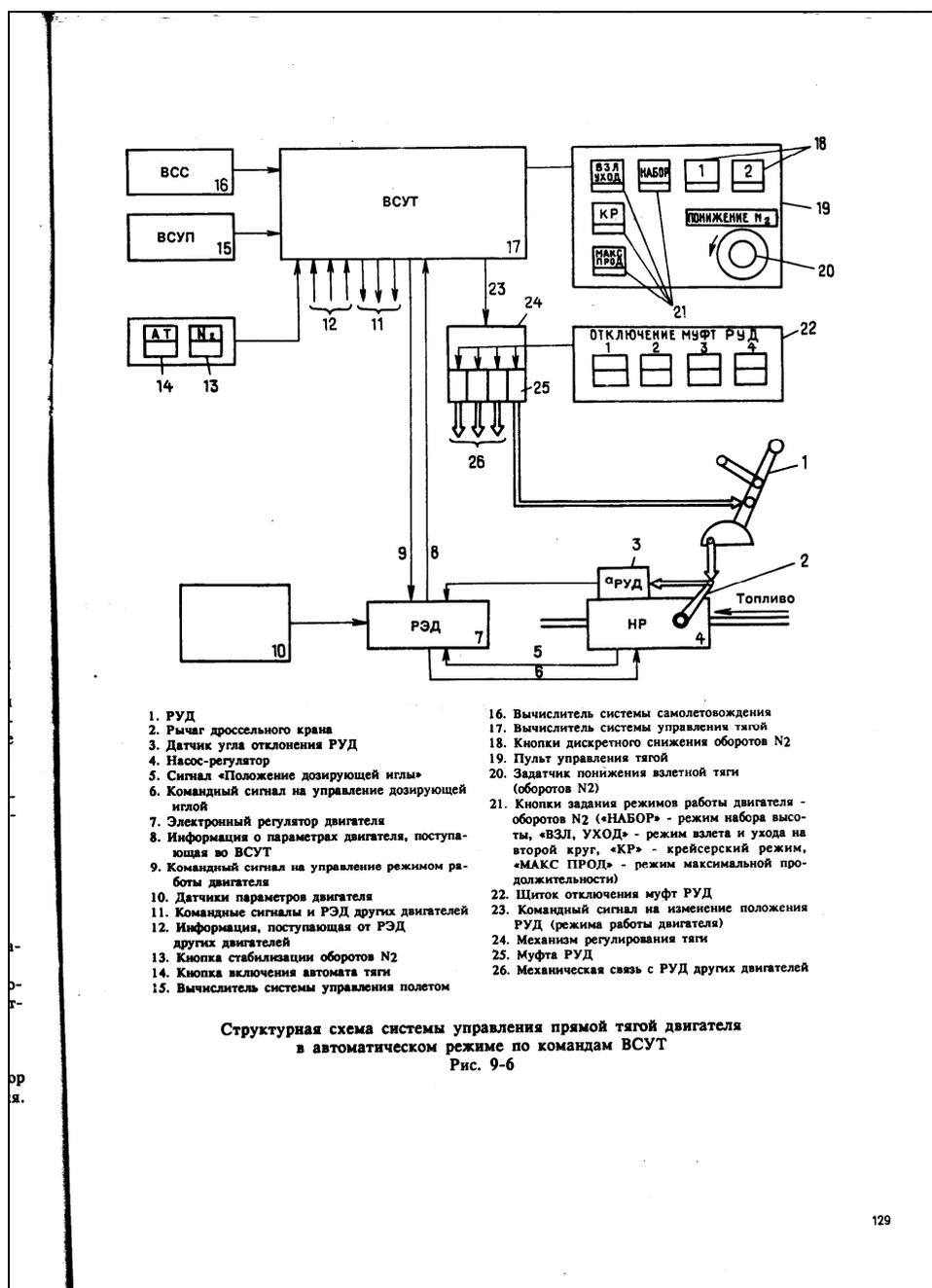


Рис.9. Структурная схема системы автоматического управления прямой тягой 4-х ТРДД ПС-90А на ДМС «ИЛ-96-300» в крейсерском полёте. Закон управления прямой тягой по управляющему фактору: $n_2 = idem$.

В настоящее время внедряется система управления ПС-90А во ВСУТ-85-1 и через РЭД собственно ТРДД непосредственно «на крыле»: $n_2 \pm \delta n_2 = idem$. Где $\pm \delta n_2$ - поправки из нормального распределения Гаусса представительной выборки ТРДД ПС-90А для «взлётного» и других дросельных режимов ТРДД при $M_n = 0 \text{ км}$, $H_n = 0 \text{ км}$. Или ($M_n = var, H_n = var$).

ВЫВОДЫ

1) В работе показано, что при анализе параметров американского ТРД типа J-75P-17 с применением трёхмерной статистической модели нормального распределения (Гаусса-Лапласа) газодинамических рабочих параметров авиационного газотурбинного двигателя, надо ужесточать допуски (существенно улучшить качество производства ТРД J-75P-17 заводом-изготовителем) на выходные рабочие газодинамические параметры ТРД: T^*_{4} , $G_{м.ч.}$, n_1 , EPR - например, в два раза. Тогда **вероятность** проявления сертифицированных величин выходных рабочих параметров составит $Pr=0,9944$ от $Pr=1$ (единицы) и вся представительная статистическая выборка ТРД J-75P-17 уже с ужесточёнными в 2 раза допусками на параметры ТРД (или ТРДД), таким образом, сможет пройти заводской выходной контроль, получит сертификат соответствия и будет отправлена в эксплуатацию.

2) Поскольку соблюдается для представительной статистической выборки двигателей ТРД (ТРДД) нормальный закон распределения для функции двух переменных X и Y - управляемых параметров (управляющих факторов), то, таким образом, для двигателей ТРД J-75P-17 манёвренных истребителя США F-106A, базирующихся на авианосец, или при посадке на стационарный аэродром бомбардировщика B52-B Stratofortress с 8-мью спаренными ТРД типа J57-P-29 будет минимизироваться асимметрия тяги на этапе захода на посадку и при производстве самой посадки при использовании в САУ ТРД системы электронного контроля FADEC/ЕЕС фирмы Pratt&Whitney (устраняется автоматически как для истребителя, так и для бомбардировщика режим полёта типа Dutch Roll - синусоидальные колебания в горизонтальной плоскости $X-O-Y$, подрастает несколько и аэродинамическое качество $K_y=C_y/C_x$ самолёта-истребителя (и бомбардировщика) даже на этапе посадки), тем самым выполняются нормы FAR №33 FAA USA и ICAO (по двигателям ТРД(ТРДД) и его системам), FAR №25 FAA USA и ICAO (по самолётам и его системам). А также минимизируется и выброс из сопла двигателя в атмосферу загрязняющих веществ - парниковых газов CO и CO₂, NO и HC согласно нормам FAR №34 FAA USA и ICAO, так как минимизируется часовой расход топлива у двигателя ТРД J-75P-17 самолёта F-106, а для 8-ми ТРД типа J57-P-29 8-ми моторного бомбардировщика B52-B все те же заключения, сделанные по истребителю F106-A, будут иметь место).

Почему мы рассматриваем двигатели фирмы "Pratt&Whitney"? И только потому, что на них используется электронная САУ ТРДД FADEC/ЕЕС, которая минимизирует асимметрию тяги всех ТРД(ТРДД) воздушного судна фирм: Boeing или Airbus - в автоматическом режиме на всех этапах полёта!

На ТРДД других зарубежных фирм: Американской «GE», Британской «Rolls-Royce», Французской «Спестра» - такой электронной системы минимизации асимметрии тяги не наблюдается. На отечественных ТРД(ТРДД) для ГА также

не просматривалось такое новшество, как-то автоматический электронный корректор разности тяги или асимметрии тяги, работающий в системе САУ двигателя на всех этапах полёта. Но работы в этом направлении ведутся.

3) Представлены в виде структурных схем системы управления двигателями ТРДД электронно-механического типа на всех этапах полёта по высоте и скорости полёта самолётов - аэробусов (Рис.6.- Рис.9.). Программы управления двигателями ТРДД с помощью самолётной САУ(аэробусы А-310, Boeing-757, Boeing-767-300ER, ИЛ-96-300), которые были использованы в настоящем исследовании:

$$a) EPR \pm \delta EPR = const, \quad b) \pi^*_{к\sigma} = const, \quad c) n_1 \pm \delta n_1 = const, \quad d) n_2 \pm \delta n_2$$

Наибольший практический результат по минимизации разности тяги (асимметрии тяги) на аэробусах в полёте получены на программе управления «а» фирмой «Pratt&Whitney». Тестирование проводилось на самолётах Boeing-757-200 с двигателями PW-2037 и двигателями фирмы «R&R» RB211-535E4.

Были вовлечены в исследование по топливной эффективности программы управления двигателями (a, b, c, d) около 700 самолётов типа Boeing-757-200 во всех авиакомпаниях-перевозчиках по всему земному шару с различными климатическими условиями и различной розой ветров. Приоритет достался программе «а» фирмы «Pratt&Whitney», которая опередила программу «b» на 10-12% по экономии от первоначальной заправки топлива в аэропорту вылета.

Экономия топлива по программам «а» и «с» по сравнению с программой «d» составила 38%, по замерам, произведенным фирмой «Аэрофлот-РАЛ», сравнивались аэробусы ИЛ-96-300 и Boeing-767-300ER, сравнивались полёты по одним и тем же дальним трассам. Экипажи были только Российские!

Известно, между тем, что именно программа «а» минимизирует асимметрию тяги в крейсерском полёте на всех типах самолётов фирмы «Boeing». А программ «d» даёт наибольшую асимметрию тяги, доходящую до 12% на новых гарантийных двигателях ПС-90А в состоянии поставки их с завода-изготовителя.

Литература

1. В.Н. Ганьшин, В.А. Русол, А.В. Липин, Применение методов математической статистики в авиационной практике.-М.: «Транспорт»,1993г.
2. Е.С. Вентцель, Теория вероятностей,-М.: «Высшая школа», 1998г.
3. В.А.Колемаев, В.Н.Калинина. Теория вероятностей и математическая статистики.-М.: «ИНФРА-М», 1999г.

The Use Of Two-dimensional Random Function For Thorough Testing Of Technical State Of Different Types Of The Aviation TURBOJET And TURBOFANS Engines (For Civil Aviation and Air Force) For The Overall Goal Improvement According ICAO Aviation Rules.

Professor, Doctor Of Technical Sciences V.V. Dvornichenko, vdvor38@mail.ru, PH.D. Student, A.U. Burova STU MAI (National Research University In The Field Of Aviation, Missile And Space Systems)

This article explores issues in-deep depth testing of aviation **TURBOJET** gas parameters to improve the quality and reliability, and airworthiness of the different types of aviation aero-engines: **TURBOJETS, TURBOFANS, POWERPLANT, BYPASSED TURBO JETS WITH AFTERBURNING** - after their ground and flight-laboratory tests on factory hot stands in a serial production of these engines manufacturer of these products on the American example **TURBOJETS JV 75-P17**, widely applicable to United States military aviation (**USA AIR FORCE**).

As usual, in aviation practice have been analyzing the high representative statistical samples of measuring working standard parameters with the gas dynamic issue: Turbo Jet Engine, Turbo Fan Engine, Bypassed Turbo Fan Engine, Bypassed Turbo Fan Engine With Afterburning for two-dimensions installed task, so as: (Pr – probability as the function of speed of rotation HPC - $n2$): $Pr=f(n2)$ - (distribution of the range $n2$ in Decart's coordinates Pr- $n2$) and probability of viewing of the different intervals of the statistic samples $n2$ of this **parameter-control factor** in **FADEC/EEC** of a aero-engines types –or in small parts of 1, or in percentages (Pr<1, or Pr<100%). As usual, it's realizing the **normal law** of distribution (**Gauss-Laplace**) of **parameter – control factor** : or $n2$, or $n1$, or **EPR** (for example, on passenger's airbuses of **Boeing's** firm has been realized, as a rule, the three different control law in order - one by one (airbus' crew has to install its order in flight), represented here upper.

It is saving in flight about 35% -38% of the hour's fuel mass consumption or are obtaining the gifts as the maximal flight route distance of the chosen aircraft type for the Long-Range Aircrafts (**for example , Boeing-777-200ER, Boeing-777-400ER, Boeing-767-300ER , IL-96-300, IL-96-400, Boeing- 787 Dream- Liner**), when the flights are going on for maximal distance routes.

This makes it possible to rise rapidly the quality parameters of aviation gas-turbine engine concerning the two or even of the three output certificated working parameters (**G** – hour's fuel consumption, **TSFC** –thrust specific fuel consumption, **T*g** – highest combustion chamber temperature at the exit), available in the electron control system of the AUTOPILOT and TURBOFANS: **Full Authority Digital Engine Control /Electronic Engine Control (FADEC/EEC)** as a primary or Backup Manager Perspective.

Key words: *representative statistic samples, normal law of distribution, certificated parameters of turbo-fan engines, statistic function of two variables, coordinate's planes X-O-Z, Y-O-Z, control factor for electronic FADEC/EEC, middle squared error of samples of variables, mathematics middle meaning of samples, double integral of function for two variables, ICAO's Rules for Turbo-fans (Turbo-jets).*

Дворниченко Вячеслав Васильевич, род. 24 марта 1938г. Окончил ГТУ МАИ в 1961г, д.т.н., профессор МАИ, обладатель сертификата фирмы “Rolls-Royce” по ТРДД “TRENT-1000”, автор более ста научных работ.

Область научных интересов:

а) исследование асимметрии (разнотяговости) тяги современных ТРДД больших тяг для ДМС типа ИЛ-96-300, Boeing-747, Boeing-767-300ER, А-310, А-320, Boeing-787 DREAMLINER; ПС-90А, ПС-90А2, Д-30КУ-2-ой серии, PW-2037, PW-4060, R&R-RB211-535E4, R&R-TRENT-1000 (e,f,g,h,k,l,m,n) - в крейсерском полёте с применением методов математической статистики;

б) диагностика технического состояния современных авиационных ТРДД с применением нелинейной и линейной моделей ТРДД и линейных диагностических матриц с использованием данных по полётной информации, снятых с МСРП больших коммерческих ТРДД;

в) применение альтернативных - криогенных (жидкого водорода) топлив в ТРДД, перекачивание кипящих криогенных топлив в двухфазном состоянии при балансировке самолёта в плоскости $Y-O-Z$ (поперечной) и плоскости $Y-O-X$ (тангажа) на эшелоне в крейсерском полёте сверхзвуковыми осецентрическими насосами подачи топлива.

г) исследование характеристик манёвренности современных манёвренных истребителей завоевания господства в воздухе отечественных и зарубежных по специальной, вновь разработанной, методике автора для типов самолётов:

СУ-27ОВТ, СУ-35ОВТ, МИГ-23МЛ (ОВТ), МИГ-29ОВТ, F-22RAPTOR(ОВТ), F-16С(ОВТ) - с использованием векторного регулирования тяги с помощью поворотного сопла в одной $Y-O-X$ или двух координатных плоскостях: $Y-O-X$ (*тангажа, в работе не показана*) и $Y-O-Z$ (*поперечной, в работе не показана*) - в системе координат, связанной с самолётом.

Бурова Аделия Юрьевна - 14 ноября 1987г. рождения, окончила ГТУ МАИ в 2010г, аспирантка ГТУ МАИ, дипломированный инженер по электронным системам управления летательных аппаратов и робототехнике.

Область научных интересов: автоматическое управление летательными аппаратами и авиационными двигателями с помощью электронных САУ.