

УДК 621.45.00.112.03.54-225

Авиационные газотурбинные двигатели типа ТРДД, ТРДДФ – программа-прогноз безотлагательного развития в РФ на средне-срочную перспективу для ГА и ВВС (10-15 лет)

Проф., д.т.н. Дворниченко В.В. ГТУ МАИ, Член-Корреспондент РАЕ, e-mail: vdvor38@mail.ru, mobile: 8-915-299-15-18; аспирантка Бурова А.Ю., ГТУ МАИ.

МАИ, Волоколамское Ш., 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993;

В статье рассматриваются вопросы, связанные с безотлагательной для РФ программой развития авиационных газотурбинных турбо-реактивных двухконтурных двигателей (ТРДД) для Гражданской Авиации (ГА) и Военно - Воздушных Сил (ВВС) на ближайшую перспективу: 10-15 лет. Дается проверенный для широкого спектра авиадвигателей Российских, Американских и Английских алгоритм и методика расчёта дроссельных и высотно-скоростных характеристик ТРДД и ТРДДФ, как на стандартном углеводородном топливе Т1, ТС1, так и на криогенном жидком водороде H_2 в состоянии на левой пограничной кривой термодинамических параметров состояния, разработанная одним из авторов этой статьи, и приводятся выборочно в виде графиков кривых некоторые из просчитанных характеристик отечественных и зарубежных ТРДД, ТРДДФ как для ГА, так и для ВВС на стандартном топливе-керосине типа: Т1, ТС1, РТ. Сравнение полученных нами результатов по характеристикам ТРДД и ТРДДФ на стандартном топливе керосине ТС1 (уровень взлётных тяг, часовой расход топлива при старте воздушного судна и в крейсерском полёте, величины удельных расходов топлива в крейсерском полёте) с результатами фирм-производителей ТРДД, ТРДДФ (Российские «Пермские Моторы», «Авиадвигатель», Самарское НПО им. Н.Д. Кузнецова, НПО «Сатурн», Американские: «Pratt&Whitney», Британские: «Rolls-Royce») показало хорошую сходимость обеих результатов.

Ключевые слова и термины: ТРДД, ТРДДФ, дроссельная характеристика, высотно-скоростная характеристика ТРДД, ТРДДФ, топливо углеводородное стандартное Т1, криогенное водородное топливо H_2 (параводород) при давлении упругости паров H_2 : $P_n=10^5$ Па, сравнение дроссельных характеристик ТРДД, ТРДДФ, часовой расход топлива ТРДД, ТРДДФ в крейсерском полёте, удельный расход топлива ТРДД, ТРДДФ, перспективные рабочие параметры ТРДД, графическое представление дроссельных характеристик ТРДД, ТРДДФ.

Введение

Для самолётов ГА РФ двигатели типа ТРДД должны в ближайшем будущем по параметрам отражать новейшие достижения передовых западных двигателестроительных фирм: «Pratt&Whitney» и «Rolls-Royce». Уровень тяги закладываемых в проект авиадвигателей ТРДД для ГА следующий: $R_{взл}=30-35$ т.с., $R_{взл}=45-50$ т.с., $R_{взл}=14-16$ т.с., на земном «взлетном» режиме.

Российские ТРДД для самолетов ГА должны по своим тяговым характеристикам заменить большие коммерческие американские и английские ТРДД на самолетах западных фирм «Airbus» и «Boeing».

Узлы подвески российских ТРДД и под самолеты «Airbus» и «Boeing» должны быть соответствующими, чтобы заменить американские и английские аналоги. Взаимозаменяемость Российских и Западных ТРДД должна быть 100% по всем термогазодинамическим параметрам рабочего процесса: R , $\pi_{\kappa\Sigma}^*$, C_R , T_{I}^* , m .

Стоимость эксплуатации авиалайнеров (стоимость часа полета в ГА) при такой ремоторизации (замена Западных аналогов ТРДД Российскими ТРДД больших тяг) может снизиться в 2 раза для российских авиакомпаний-перевозчиков.

Двигатели ТРДД для ГА РФ можно и должно выпускать на российских авиазаводах: в Перми, Самаре, Рыбинске, Москве, Санкт-Петербурге, Уфе и Омске по западным лицензиям. В случае отказа Запада производить их по лицензии в РФ, выпускать свои Российские двигатели силами российских ОКБ и заводов.

Требуемые параметры авиационного ТРДД для самолетов ГА: $\pi_{\kappa\Sigma}^*=50$, $T_{I}^*=1750-1775^\circ\text{K}$, степень двухконтурности $m=11$, запуск ТРДД на земле – электрический, электрогенератором: $N_{\text{эл}}=500\text{кВт}$.

Двигатель ТРДД по концепции– трехвальный с приводом вентилятора ТРДД через редуктор, топливо-керосин марок Т1, ТС-1; ресурс назначенный $\tau_{\text{назн.}}=25000\text{ч}$ до 1-ого ремонта. Общетехнический ресурс авиационного ТРДД-75000 часов (подход английской фирмы «Rolls-Royce»). По завершении эксплуатации – ремонт и отправка авиационного двигателя для народно-хозяйственных нужд.

Внедрить для всех российских ТРДД в РФ в систему электронной САУ принцип «минимизации асимметрии тяги» (подход американской фирмы «Pratt&Whitney»).

Дальние магистральные самолеты (ДМС) ГА РФ в будущем рассматривать как двухмоторные, так как у двухмоторных самолётов минимальные эксплуатационные расходы.

Необходимо удовлетворить требованиям работы ТРДД по времени 180-300ч на «взлетном» режиме в крейсерском полете при $M_p=0,82-0,85$ на высотах $H=11000-13000$ м. Требования ЕТОР (требование стандартов ICAO для двухдвигательных ДМС).

Экономичность по расходу топливу, оцениваемая расходом в граммах топлива на пассажирокилометр, должна составлять у таких будущих двухдвигательных Российских авиалайнеров: $C_{п/км} \leq 16$ [г/пасс. км].

Предусмотреть необходимо для двигателя ТРДД, ТРДДФ то, что после 9000ч наработки «на крыле» у больших Российских коммерческих ТРДД производить полностью замену горячей части: турбин высокого, среднего и низкого давлений (ТВД, ТСД и ТНД), выходного сопла 1-ого контура (подход Британской фирмы «Rolls-Royce»), чтобы получить современный уровень назначенного ресурса ТРДД: $\tau_{назн.} = 25000$ часов.

Противовращение валов ТВД и ТСД (двух блоков турбин среднего и высокого давлений) должно быть внедрено сегодня в конструкцию Российских ТРДД и ТРДДФ для уменьшения гироскопического момента от модуля компрессоров и модуля турбин двигателя ТРДД, ТРДДФ при маневрах самолета.

Конструкция всех типов ТРДД для ГА – блочная – 12-14 блоков-модулей для возможности замены любого блока-модуля в условиях эксплуатационного предприятия ГА.

По окончании эксплуатации – ремонт на заводе-изготовителе (окончание «жизненного цикла» ТРДД и отправка его в народное хозяйство).

Самолеты ИЛ-96-300, ИЛ-96-400 производства Российских авиазаводов оснастить приемлемыми по тяге ТРДД, каждый взлётной тягой $R_{взл} = 25000$ кгс: $25000 * 4 = 100000$ кгс, чтобы обеспечить тяговооруженность $\mu_{взл}$ этих самолетов ДМС на «взлетном» режиме при МСА: $\mu_{взл} = R/G_{взл} = 0,35$ и не ниже (подход американской самолётостроительной фирмы «Boeing» в последнее десятилетие).

Это поможет обеспечить выполнение заявленного «назначенного» ресурса ТРДД с переразмеренной тягой в $\tau_{\text{назн}}=25000\text{ч}$ до 1-ого ремонта для всех типов ТРДД (уровень тяг взлётных : $R_{\text{взл}}=30-35$ т.с, $R_{\text{взл}}=45-50$ т.с., $R_{\text{взл}}=16$ т.с. и т.д.), так как авиалайнер в эксплуатации, особенно на этапе взлёта и набора высоты способен будет экономить ресурс всех установленных на нём ТРДД в часах при его (ТРДД) преднамеренном переразмеривании (DERATED MODE OF OPERATION) по тяге (при МСА), как это нами уже выше упоминалось, на этапе проектирования и соответственно изготовления!

Требуется применить для ТВД двигателей высокопрочные жаропрочные сплавы на основе кобальта (подход фирмы «Pratt&Whitney»), сейчас применяются в РФ сплавы на никелевой основе!

Максимальную температуру адиабатического торможения T_{Γ}^* в камере сгорания выдержать на уровне $1750-1775^{\circ}\text{K}$ для «взлетного» режима для самолетов ВВС РФ, для маневренных истребителей типа СУ и МИГ необходимо, форсируя тягу ТРДДФ на «взлетном» режиме и «форсаж», обеспечить тяговооруженность полностью снаряженного манёвренного истребителя на уровне $\mu_{\text{взл}}=R_{\text{взл}}/G_{\text{взл}}=1,2-1,3$, чтобы иметь преимущество в маневренном воздушном бою в схватке с манёвренными истребителями F-22 Raptor и F-35 – производства фирм США .

Тяга ТРДДФ для самолетов типа СУ-35 на уровне $R_{\text{взл.фор.}}=20000$ кгс на земном «взлетном» режиме плюс «полный форсаж»!

Для самолетов РФ типа МИГ тот же подход, $\mu_{\text{взл}}=R_{\text{взл.фор.}}/G_{\text{взл}}=1,2-1,3$ на земном «взлетном» режиме плюс «полный форсаж», чтобы быть конкурентноспособным (победителем) в воздушном бою.

Увеличить назначенный ресурс ТРДДФ для самолётов-истребителей от сегодняшних значений $\tau_{\text{назн}}=1000\text{ч}$, чтобы поднять экономичность эксплуатации военной истребительной авиации РФ и повысить боеготовность истребителей ВВС РФ.

В России для самолетов - стратегических сверхзвуковых бомбардировщиков типа ТУ-160 для авиадвигателей ТРДДФ необходимо внедрить в САУ двигателей и САУ самолета принцип минимизации асимметрии тяги в полете, чтобы на 10-15% увеличить дальность полета сверхзвукового бомбардировщика ТУ-160 (электронная система FADEC/ЕЕС, "Pratt&Whitney", USA) или сэкономить 12-14% топлива от уровня первоначальной заправки!.

В САУ ТРДД и ТРДДФ закладывать: 2-3 программы регулирования двигателя: а) $EPR \pm \delta EPR = \text{const}_1$; б) $n_1 \pm \delta n_1 = \text{const}_2$; в) $\pi_{\kappa\Sigma}^* \pm \delta \pi_{\kappa\Sigma}^* = \text{const}_3$. Системы автоматического управления ТРДД, ТРДДФ - электронные, FADEC/ЕЕС (по подходу американской фирмы "Pratt&Whitney").

Кроме того, авиазаводы РФ должны быть в готовности в ближайшей перспективе перейти на альтернативное топливо: криогенный кипящий водород (H_2), криогенный кипящий метан (CH_4) как для авиадвигателей ГА, так и для ТРДДФ для ВВС.

Такая программа-прогноз развития авиационных ТРДД и ТРДДФ для ГА и для ВВС на ближайшие 10-15 лет должен, не взирая ни на какие преграды, реализоваться в авиационной промышленности РФ, в противном случае можно потерять статус великой авиационной державы!

В этой научной работе рассматриваются вопросы, касающиеся нелинейной модели авиационного ТРДД высокого уровня, использования этой модели для расчёта высотно-скоростных и дроссельных характеристик отечественных и зарубежных-американских коммерческих ТРДД, ТРДДФ;

Можно также с помощью этой нелинейной модели авиационного ТРДД проводить исследования доверительных интервалов тяги (разнотяговости) ТРДД для режимов взлёта и крейсерского полёта по дроссельной характеристике для многодвигательных самолётов ГА как отечественных, так и

зарубежных-американских; построение линейной модели ТРДД, например, Д-30КУ 1-ой серии, применяемой для исследования разнотяговости двигателей на самолёте ИЛ-62М; регрессионной и статистической моделях ТРДД Д-30КУ 1-ой серии (ИЛ-62М) и ПС-90А(ИЛ-96-300), используемых для диагностики технического состояния двигателей по полётной информации; а также средств и методов борьбы с **проявляющейся в полёте разнотяговостью** ТРДД и появляющейся вследствие этого **асимметрией** тяги в плоскости X-O-Z на новейших многодвигательных дальне- и среднемагистральных самолётах ГА РФ: ИЛ-96-300, ИЛ-96-400, ТУ-204, ТУ-214, а также на американском среднемагистральном самолёте «BOEING -757-200» с двигателями двух западных фирм: «PRATT&WHITNEY» - (PW-2037) и «ROLLS-ROYCE» - (RB-211-535E4).

Расчет дроссельных и высотно-скоростных характеристик отечественных и американских ТРДД: Д-30КУ 1-ой серии, Д-30КУ-154 2-ой серии, ПС-90А, PW-2037, ТРДДФ F-100PW-119 с помощью компьютерной программы «DROSS» при условиях МСА (Детерминированная математическая модель ТРДД высокого уровня.)

1. Общие данные

Рассмотрим методику построения универсальной дроссельной характеристики авиационных ТРД, ТРДД, ТРДД со смешением потоков, а также ТРДДФ при заданной программе регулирования двигателя по высотно-скоростной характеристике. Двигатели рассматриваются как двухвальной, так и трехвальной схем.

В методике используется нелинейная математическая модель ТРДД высокого уровня (детерминированная), которая на протяжении вот уже 25 лет тестируется и совершенствуется авторами статьи, с описанием характеристик всех узлов двигателя. Всего, суммарно, в модели используется 25 нелинейных

уравнений для представления как характеристик узлов ТРДД (со смешением или без смешения потоков двух контуров) от сечения входа в КНД (сеч.1-1) до сечения выхода из общего сопла двухконтурного газотурбинного двигателя (сеч.5-5), так и заявленных в ТТЗ на ТРДД характеристик собственно двигателя.

Как-то: тяга R , часовой расход топлива G_T , удельный расход топлива C_R , температура газа за турбиной ТНД T^*_T , температура газа перед ТВД T^*_r на «взлётном» режиме при условиях МСА, режим работы ТРДД, например ПС-90А, $\eta_2=94,1\%$, и аналогичные характеристики для крейсерского полёта, режим работы ТРДД, например, того же ПС-90А, «максимальный крейсерский»: $\eta_2=89,0\%$; $M_{п}=0,8$, $H_{п}=11000\text{м}$, МСА.

Дроссельная характеристика может быть рассчитана для любой ($H_{п} = 0 - 20000\text{м}$) высоты и скорости полета, в том числе для земных условий: $H_{п}=0\text{км}$, $M_{п}=0$, МСА и для высотных крейсерских условий: $H_{п}=11\text{км}$, $M_{п}=0,8$, МСА.

Адиабатические коэффициенты полезного действия $\eta^*_{кнд}$, $\eta^*_{ксл}$, $\eta^*_{квд}$, $\eta^*_{твд}$, $\eta^*_{тнд}$, $\eta^*_{тсд}$ элементов двигателя - каскадов компрессоров низкого, среднего и высокого давлений и соответствующих им турбин - рассматриваются вдоль дроссельной характеристики, изменяющейся по определенному закону, который согласуется с экспериментальными данными [3].

2. Программа регулирования $n_{квд}=\text{const} \sim (T^*_{r}=\text{const})$, $F_{кр}=\text{const}$

Система уравнений для расчета параметров на ЛРР по высотно-скоростной характеристике при реализации программы регулирования $n_{квд}=\text{const} \sim (T^*_{r}=\text{const})$, $F_{кр}=\text{const}$ на выбранном дроссельном режиме:

$$\pi_{кнд}^* = \left[\frac{(m_p + 1) * L_{кнд.р} * coeff_1 * \eta_{кнд}^*}{(m + 1) \frac{k}{k-1} RT_1^*} + 1 \right]^{\frac{k}{k-1}}, \quad (1.)$$

$$\pi_{ксд}^* = \left[\frac{L_{ксд.р} * coeff_1 * \eta_{ксд}^*}{\frac{k}{k-1} RT_1^* \left(1 + \frac{\pi_{кнд}^* \frac{k}{k-1} - 1}{\eta_{кнд}^*} \right)} + 1 \right]^{\frac{k}{k-1}}, \quad (2.)$$

$$\pi_{квд}^* = \left[\frac{L_{квд.р} * coeff_2 * \eta_{квд}^*}{\frac{k}{k-1} RT_1^* \left(1 + \frac{\pi_{кнд}^* \frac{k}{k-1} - 1}{\eta_{кнд}^*} \right) \left(1 + \frac{\pi_{ксд}^* \frac{k}{k-1} - 1}{\eta_{ксд}^*} \right)} + 1 \right]^{\frac{k}{k-1}}, \quad (3.)$$

$$m = \frac{m_p \frac{\pi_{ксд.р}^* \pi_{квд.р}^*}{\pi_{ксд}^* \pi_{квд}^*} \sqrt{T_{2II}}}{\sqrt{\frac{L_{кнд.р} * coeff_1 * (m_p + 1)}{\frac{k}{k-1} R(m + 1)} + T_1^* * \sqrt{\frac{T_3^*}{T_{3R}^*}}}}, \quad (4.)$$

Система уравнений для расчета параметров на ЛРР по высотно-скоростной характеристике при реализации программы регулирования $F_{кр} = \text{const}$, $n_{кнд} = \text{const}$, на выбранном дроссельном режиме:

$$T_{2II}^* = T_1^* + \frac{L_{ккн.р} * coeff_1}{\frac{k}{k-1} R}, \quad (5.)$$

$$\pi_{кнд}^* = \left[\frac{L_{кнд.p} * coeff_1 * \eta_{кнд}^*}{\frac{k}{k-1} RT_1^*} + 1 \right]^{\frac{k}{k-1}}, \quad (6.)$$

$$\pi_{кcd}^* = \left[\frac{L_{кcd.p} * coeff_1 * \eta_{кcd.p}^*}{\frac{k}{k-1} RT_{2II}^*} + 1 \right]^{\frac{k}{k-1}}, \quad (4.7.)$$

$$T_{xx}^* = T_{2II}^* + \frac{L_{кcd.p} * coeff_1}{\frac{k}{k-1} R}, \quad (4.8.)$$

$$\pi_{квд}^* = \left\{ L_{квд.p} * coeff_2 * \left[\frac{(m+1)L_{кнд.p} + L_{кcd.p}}{(m_p+1)L_{кнд.p} + L_{кcd.p}} \right] \frac{\eta_{кcd.p}^*}{\frac{k}{k-1} RT_{xx}^*} + 1 \right\}^{\frac{k}{k-1}},$$

(9)

$$m = m_p \sqrt{\frac{T_{2II}^*}{T_{2II}^*}} \sqrt{\frac{T_{\varepsilon}^*}{T_{\varepsilon p}^*} \frac{\pi_{квд.p}^*}{\pi_{квд}^*} \frac{\pi_{кcd.p}^*}{\pi_{кcd}^*}}, \quad (10.)$$

$$T_{\varepsilon}^* = T_{\varepsilon p}^* \frac{[(m+1)L_{кнд.p} + L_{кcd.p}]coeff_1}{[(m_p+1)L_{кнд.p} + L_{кcd.p}]coeff_1}, \quad (11.)$$

Система уравнений (1), (2), (3), (4) определяет значение параметров $\pi_{кнд}^*$, $\pi_{кcd}^*$, $\pi_{квд}^*$ и m вдоль линии рабочих режимов по дроссельной характеристике при регулировании двигателя по программе $T_{\varepsilon}^* = \text{const} \sim (n_{квд} = \text{const})$.

Система уравнений выводилась из условий, что адиабатические работы каскадов компрессоров изменяются вдоль линии рабочих режимов согласно коэффициента **coeff₁** для $L_{кнд}$, $L_{кcd}$ и коэффициента **coeff₂** для $L_{квд}$ при изменении (уменьшении) $T_{\varepsilon}^*/T_{\varepsilon p}^*$ рас по дроссельной характеристике.

Система уравнений (5), (6), (7), (8), (9), (10), (11) определяет значение параметров: $T^*_{2\Pi}$, $\pi^*_{кнд}$, $\pi^*_{ксд}$, $T^*_{хх}$, $\pi^*_{квд}$, m , $T^*_Г$ - вдоль линии рабочих режимов при программе регулирования $n_{кн} = \text{const}$, $F_{кр} = \text{const}$.

Коэффициенты $coeff_1$, $coeff_2$, определяют изменение адиабатических работ каскадов компрессоров вдоль линий их рабочих режимов, т.е. вдоль дроссельной характеристики от взлетного режима, до полетного малого газа.

Коэффициенты восстановления полного давления по сечениям двигателя выбираются также, базируясь на экспериментальных данных, как-то $\sigma^*_{вх}$, $\sigma^*_{\Pi \text{ ком}}$, $\sigma^*_{пер}$, $\sigma^*_{кс}$, $\sigma^*_{см}$, - коэффициент восстановления полного давления на входе в двигатель, коэффициент восстановления полного давления во втором контуре, коэффициент восстановления полного давления в переходном канале, коэффициент восстановления полного давления в камере сгорания, а также в камере смешения.

Коэффициенты потерь скорости газового потока при истечении из сопел I и II-го контуров ϕ_1 , ϕ_2 , общего сопла ϕ_{Σ} - также задаются на основании экспериментальных данных.

Таким образом, может быть рассчитана и построена дроссельная характеристика любого из вышеназванных типов двигателей. В этой работе ниже в соответствующих приложениях приведены дроссельные характеристики ТРДД: Д-30КУ 1-ой серии, ПС-90А, РW-2037 и F-100PW-119.

3. Некоторые результаты апробации программы по расчёту дроссельной характеристики на больших ЭВМ и ПЭВМ.

В настоящее время используются современные компьютеры: PENTIUM-4, DURON, E-MASHINES.

Тип персонального компьютера выбирался исходя из приемлемого времени трансляции программы из машинного алгоритмического языка в файл EXE и времени работы собственно программы - файла EXE при расчете дроссельной характеристики. Так, время трансляции программы, записанной на языке FORTRAN-77(или FORTRAN POWER), в файл EXE составило 3 минуты для IBM PC 386 (90-ые годы прошлого века), расчет конкретной дроссельной характеристики - работа собственно файла EXE - составила 2 минуты. Поэтому для расчета была выбрана именно ПЭВМ IBM PC 386 в начале 90-х годов, а в последующем более современные компьютеры, например, PENTIUM-4, DURON, E-MASHINES.

На сегодняшний день время трансляции EXE файла составляет доли секунды для современного компьютера типа DURON (тактовая частота компьютера 800 кгц, начало 21 столетия), время счёта с использованием файла EXE также составляет доли секунды, но ввод числового материала с клавиатуры составляет по времени 15 минут.

Печать - 25 страниц результатов расчета сегодня на современном струйном принтере компании HP занимает 7,5 минут.

4. Программы регулирования двигателя ТРДД $n_{квд}=const \sim (T^*_z=const)$ или $n_{кн}=const, Fc=const$

В программе для ПЭВМ, записанной на машинном алгоритмическом языке FORTRAN-POWER, могут быть реализованы две программы регулирования двигателя ТРДД для любой точки на его дроссельной характеристике.

$$n_{квд} = const \sim (T^*_г = const),$$

то есть физическая частота вращения ротора высокого давления остается постоянной и температура торможения газа перед турбиной высокого давления $T^*_г$ также остается, примерно, постоянной по

высоте и скорости полета для выбранного режима по дроссельной характеристике и $F_{кр.с} = const$.

Вторая программа регулирования:

$$n_{кнд} = const, \quad F_c = const,$$

то есть частота вращения физическая каскада низкого давления, а также площадь критического сечения сохраняются постоянными по высоте и скорости полета для выбранного режима по дроссельной характеристике.

Для форсажных режимов на той же дроссельной характеристике программа регулирования следующая:

$$\begin{aligned} n_{квд} &= const, \\ T_{г}^* &= const, \\ T_{ф}^* &= const, \end{aligned}$$

то есть частота вращения физическая каскада высокого давления, температура газа перед турбиной $T_{г}^*$, температура газа в форсажной камере сохраняются постоянными по высоте и скорости полета для выбранного режима на дроссельной характеристике.

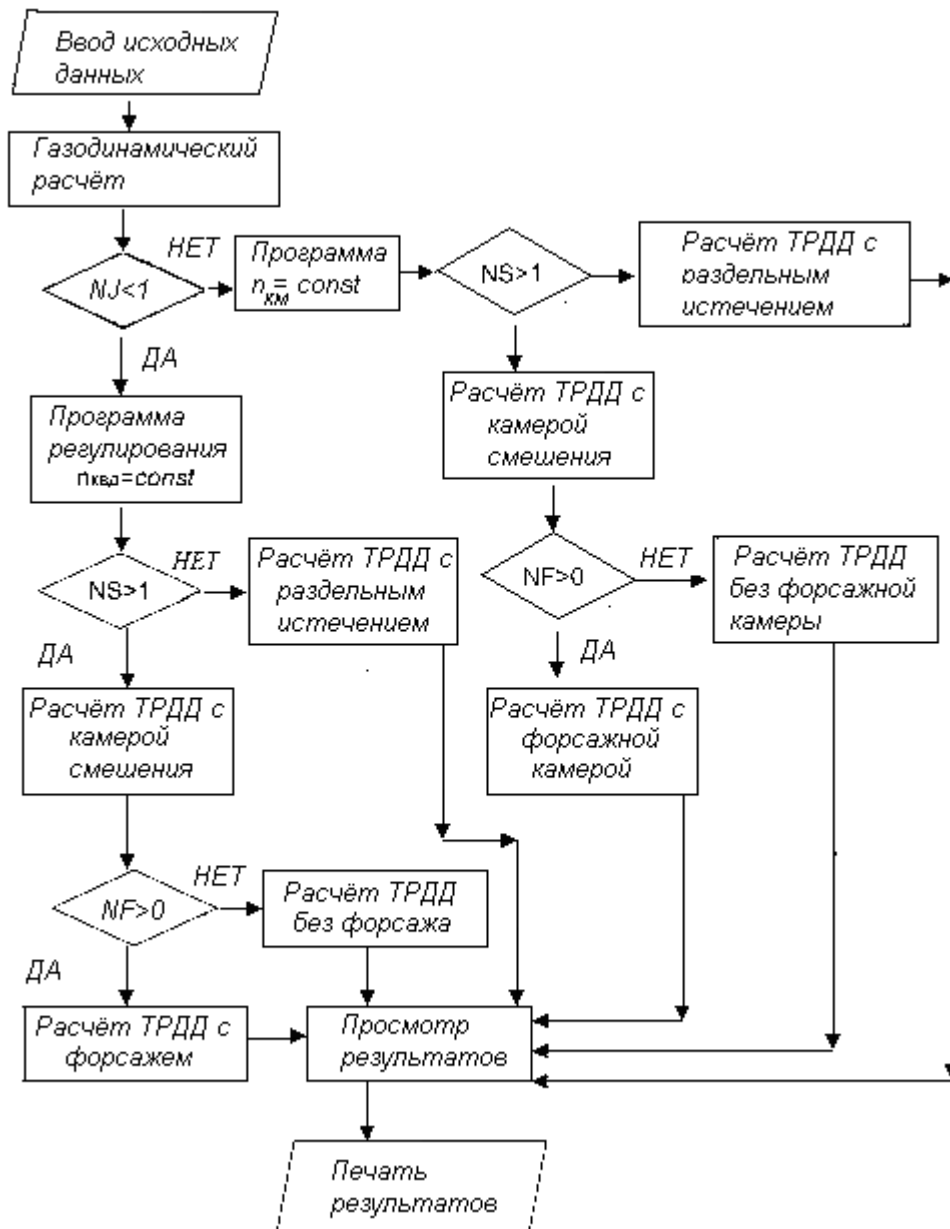
$$\begin{aligned} T_{г}^* &= var, \\ T_{ф}^* &= const, \\ n_{кнд} &= const, \end{aligned}$$

то есть в каждой точке дроссельной характеристики частота вращения ротора низкого давления $n_{кнд}$ сохраняется постоянной, температура торможения газа $T_{г}^*$ перед турбиной меняется, а температура форсажа $T_{ф}^*$ остается постоянной по высоте и скорости полета.

Рассматриваемая в настоящей работе система уравнений описывает совместную работу трех каскадов двигателя: модуль компрессора низкого давления, модуль компрессора среднего давления, модуль компрессора высокого давления, которые

приводятся во вращение соответствующими турбинами: турбиной низкого давления, турбиной среднего давления, турбиной высокого давления.

Эта система уравнений работает по всей дроссельной характеристике, и в каждой точке дроссельной характеристики двигателя система уравнений решается в определенном диапазоне высот: $H_{\text{п}} = 0 - 11.000\text{м}$ и скоростей: $M_{\text{п}} = 0 - 0,8$, условия полета при МСА (Компьютерная программа позволяет вводить условия по температуре и давлению окружающего воздуха отличные от МСА).



Блок-схема работы программы на ПЭВМ

Рис 1.

5. АПРОБАЦИЯ АЛГОРИТМА УНИВЕРСАЛЬНОЙ ДРОССЕЛЬНОЙ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Здесь же следует отметить, что весь алгоритм проверялся и при работе ТРД и ТРДД для самолётов ГА на больших высотах: $H = 16000 - 18000\text{м}$ и больших сверхзвуковых числа Маха полета: $M_{\text{п}} = 1,2 - 2,5$ и показал хорошие результаты, согласующиеся с известными экспериментальными данными по зарубежному двигателю "Олимп-593" для СПС "Конкорд" и по отечественному

бесфорсажному ТРД РД-36-51А, разработанному Рыбинским опытным конструкторским бюро авиационного моторостроения для СПС ТУ-144.

Проверялся также наш алгоритм и для двигателей манёвренной авиации США при полётах на сверхзвуковых скоростях $M_{п}=1,2$, $M=1,7$ - с включённым режимом "**полный форсаж**": ТРДДФ фирмы «PRATT & WHITNEY» F-100PW-119 (истребитель **F-22 «RAPTOR»**) и показал отличную сходимость результатов. Полученные в результате нашего расчёта данные сравнивались с результатами расчётов непосредственно американских разработчиков двигателя F-100PW-119 [7].

Для отечественных двухконтурных двигателей с форсажными камерами типа ТРДДФ, устанавливаемых на манёвренных самолётах также рассчитывались нами по нашей же методике дроссельные и высотно-скоростные характеристики отечественных двигателей ТРДДФ: АЛ-31Ф, АЛ-37Ф, АЛ-41Ф. Результаты расчётов использовались исключительно для сравнения характеристик манёвренности Российских и американских истребителей [6],[7] на больших высотах при полётах на крутых виражах с предельными перегрузками по оси **Y** ($n_y=7$) с использованием векторного регулирования тяги двигателей, условия полёта: $H_{п}=11000\text{м}$, $M_{п}=1,2$, - режим работы ТРДДФ – "**ПОЛНЫЙ ФОРСАЖ**". То есть представленная методика позволяла нам в этом случае определить текущую тяговооружённость (R/G) манёвренного самолёта при полётах на крутых виражах на больших крейсерских высотах.

Для двигателей дозвуковых самолетов ГА алгоритм проверялся на отечественных двигателях: ТРДД АИ-25 II-ой серии, Д-30 III-ей серии, Д-30КУ I-ой серии, Д-30КУ-154 II-ой серии, ПС-90А, трёхвальном двухконтурном Д-36, НК-86А, а также на известном

американском двигателе фирмы «PRATT&WHITNEY»: ТРДД PW-2037.

Особенно тщательное согласование с экспериментальными данными по дроссельной характеристике было проведено конкретно для отечественного ТРДД ПС-90А, а также для американского ТРДД типа PW-2037, устанавливаемого на самолётах **Boeing 757-200** и предполагавшегося для установки на Российский самолёт **ИЛ-96-300** как альтернатива двигателю ПС-90А.

Алгоритм универсальной дроссельной характеристики использовался также для расчета коэффициентов влияния при разработке линейной диагностической модели двигателя Д-30КУ 1-ой серии для высотных крейсерских условий полета: $H_{\text{п}} = 11000\text{м}$, $M_{\text{п}} = 0,8$, МСА,- расчётный режим работы (по частоте вращения ротора высокого давления ТРДД) выбирался при $n_{\text{квд}} = 88\%$, который задавался в качестве стандартного режима.

Таким образом, рассматриваемая универсальная дроссельная характеристика прошла широкую апробацию на различных типах двухконтурных турбореактивных двигателей, применяемых как на дозвуковых самолетах ГА: Ил-96-300 ~(ПС-90А), BOEING 757-200~(PW-2037), ЯК-40 ~(АИ-25 II-ой серии); Ту-134~ (Д-30 III-ей серии); Ту-154М (Д-30КУ-154 II-ой серии); Ил-62М~ (Д-30КУ I-ой серии); Ил-86~(НК-86А), так и на сверхзвуковых самолетах ГА: "Конкорд"~ ("Олимп-593"); Ту-144 ~(РД-36-51А), самолетах маневренной авиации: СУ-27~(АЛ-31Ф), СУ-37~(АЛ-37Ф), МИГ1.44~(АЛ-41Ф); СУ-41~(АЛ-41Ф); F-22 «RAPTOR»~(F-100PW-119), отражено в литературе: [1] - [10].

Производилось с применением универсальной дроссельной характеристики согласование получаемых расчетным путем параметров со штатно-контролируемыми *приведенными* полетными крейсерскими параметрами на стандартном дроссельном режиме $n_{\text{квд}} = 89,5\%$ для двигателей ПС-90А; для Д-30КУ 1-ой серии на

стандартном режиме $\eta_{\text{КВД}} = 88\%$, полученных в условиях эксплуатации отечественных самолетов типа ИЛ-96-300 и ИЛ-62М соответственно.

Изменение к.п.д. элементов вдоль дроссельной характеристики и определение параметров на дроссельной характеристике.

Все к. п. д. элементов ТРДД в нашей программе **DROSS** изменяются при изменении режима, который характеризуется отношением температур текущей к максимальной расчётной взлётного режима:

$T_{\text{Г}}^*/T_{\text{Г расч}}^* = T_{\text{Г отн}}^*$, где $T_{\text{Г расч}}^*$ - температура перед турбиной на расчетном «взлетном» режиме. Изменение коэффициента полноты сгорания в основной камере сгорания описывается уравнением, где показатель степени варьируется:

$$\xi_{\text{к.с.}} = \xi_{\text{к.с. расч.}} \left(\frac{T_{\text{г}}^*}{T_{\text{г расч}}^*} \right)^{0,05}, \text{ при условии } 0,9 < \bar{T}_{\text{г}}^* < 1, \quad (12.)$$

$$\xi_{\text{к.с.}} = \xi_{\text{к.с. расч.}} \left(\frac{T_{\text{г}}^*}{T_{\text{г расч}}^*} \right)^{0,075}, \text{ при условии } 0,8 < \bar{T}_{\text{г}}^* < 0,9, \quad (13.)$$

$$\xi_{\text{к.с.}} = \xi_{\text{к.с. расч.}} \left(\frac{T_{\text{г}}^*}{T_{\text{г расч}}^*} \right)^{0,1}, \text{ при условии } 0,7 < \bar{T}_{\text{г}}^* < 0,8, \quad (14.)$$

$$\xi_{\text{к.с.}} = \xi_{\text{к.с. расч.}} \left(\frac{T_{\text{г}}^*}{T_{\text{г расч}}^*} \right)^{0,125}, \text{ при условии } \bar{T}_{\text{г}}^* < 0,7. \quad (15.)$$

Изменение адиабатических к.п.д. турбин по заторможенным параметрам вдоль дроссельной характеристики:

$$\eta_{тнд}^* = \eta_{тнд.расч}^* \left(\frac{T_{г}^*}{T_{г.расч}^*} \right)^{\frac{\alpha_1}{5}}, \quad (16.)$$

$$\eta_{твд}^* = \eta_{твд.расч}^* \left(\frac{T_{г}^*}{T_{г.расч}^*} \right)^{\frac{\alpha_2}{5}}, \quad (17.)$$

Таким образом, адиабатическая работа компрессоров низкого, среднего и высокого давлений изменяется вдоль дроссельной характеристики в зависимости от изменения $T_{г}^*/T_{г.расч}^*$ через параметры **coeff₁**, **coeff₂**, адиабатические

к.п.д. каскадов компрессоров также изменяются в программе **DROSS** в зависимости от $T_{г}^*/T_{г.расч}^*$, как было показано выше.

Ниже представлены параметры **coeff₁** и **coeff₂**, как функция $T_{г}^*/T_{г.расч}^*$ и высоты Н полета:

$$coeff_1 = \left[1 - \left(1 - \frac{T_{г}^*}{T_{г.расч}^*} \right) (1,747 - 0,244 * 10^{-4} * H) \right] (1 + 0,52 * 10^{-5} H),$$

(18.)

$$coeff_2 = 1 - \left(1 - \frac{T_{г}^*}{T_{г.расч}^*} \right) (1,094 - 0,38 * 10^{-6} * H), \quad (19.)$$

ТАБЛИЦА 1.

Изменение к.п.д. $\eta_{квд}^*$ и $\eta_{кнд}^*$ вдоль дроссельной характеристики для условий полета: $H_n=11000м$, $M_n=0,8$, МСА. ТРДД Д-30КУ 1-ой серии

$\eta^* \setminus T^* K$	1375	1213	1070	945
$\eta_{квд}^*$	0,857	0,856	0,855	0,855
$\eta_{кнд}^*$	0,864	0,853	0,842	0,832
$\eta_{0 квд}^*$	0,895	0,8927	0,89	0,888
$\eta_{0 кнд}^*$	0,880	0,8668	0,853	0,841

Путем решения системы четырех нелинейных уравнений (1.), (2.), (3.), (4.) определяются текущие значения параметров ТРДД на дроссельной характеристике: $\pi^*_{кнд}$, $\pi^*_{ксд}$, $\pi^*_{квд}$, m - на любой высоте и скорости при программе регулирования по высотно-скоростной характеристике $n_{квд}=\text{const} \sim (T^*_r=\text{const})$.

А путем решения системы семи нелинейных уравнений определяются семь параметров ТРДД: $\pi^*_{кнд}$, $\pi^*_{ксд}$, $\pi^*_{квд}$, m , T^*_r , T^*_{xx} , $T^*_{2п}$ - при программе регулирования по высотно-скоростной характеристике: $n_{кнд}=\text{const}$.

Таким образом, реализуется возможность определить тягу R и удельные параметры $R_{уд}$, $C_{уд}$ по скоростной характеристике для выбранного дроссельного режима двигателя при: $N_p=\text{const}$; $M_p=\text{var}$, МСА - при законе управления ТРДД, например, $n_2=\text{const}$ или $n_1=\text{const}$.

В большинстве случаев для ТРДД самолётов ГА в полёте мы выбирали закон управления для Российских авиадвигателей: $n_2=\text{const}$.

Определение частот вращения роторов каскада низкого давления $n_{кнд}$, каскада высокого давления $n_{квд}$, приведенных и физических в выбранной точке дроссельной характеристики.

Частота ротора высокого давления рассматривалась приведенной по температуре воздуха за КНД $n_{квд пр}$, эта частота связана с приведенным расходом воздуха через КВД $G_{квд пр}$ экспоненциальной зависимостью (для ТРДД Д-30КУ 1-ой серии):

$$n_{квд пр} = \exp \left[\frac{(G_{вд пр}) - AA_1}{AA_2} + AA_3 \right], \quad (29.)$$

$$n_{квд} = n_{квд пр} \sqrt{\frac{T_x^*}{288}}, \quad (30.)$$

$$G_{\text{квд пр}} = G_{\text{квд}} \sqrt{T_x^* / 288} * 1,01325 * 10^5 / P_x^*, \quad (31.)$$

, где значения высотных поправок для $n_{\text{квд,пр}}$: AA_1, AA_2, AA_3, AA_4 - приведены ниже:

$$AA_1 = AA_{1p} \times (1 - AA_4 \times H) = 36.944 \times (1 - AA_4 \times H), \quad (32.)$$

$$AA_2 = AA_{2p} \times (1 - AA_4 \times H) = 87.645 \times (1 - AA_4 \times H), \quad (33.)$$

$$AA_3 = 9.0787, \quad AA_4 = 0.22727 * 10^{-5},$$

H - высота полета в метрах в формулах для AA_{1-4} .

Для авиационного ТРДД ПС-90А имеем (формулы (34.) – (36.)):

$$n_{\text{квд,пр}} = \exp \left[\frac{(G_{\text{вд,пр}}) - AA_1}{AA_2} + AA_3 \right], \quad (34.)$$

$$n_{\text{квд}} = n_{\text{квд,пр}} \sqrt{\frac{T_x^*}{288}}, \quad (35.)$$

$$G_{\text{квд,пр}} = -190,122 * \ln n_{\text{квд,пр}} * 2 + 3614,3 * \ln n_{\text{квд,пр}} - 17123, \quad (36.)$$

$$AA_1 = 0.2,$$

$$AA_2 = 1.0853,$$

$$AA_3 = 8.$$

Рассматривалась и характеристика компрессора. Параллельно с вышеприведенными формулами задавалась линия рабочих режимов на характеристике КВД степенными зависимостями (например, для Д-30КУ 1-ой серии):

$$n_{квд.пр}^* = \exp\left(\frac{\pi_{квд}^* + 250,4472}{28,38221}\right), \quad (37.)$$

где $\pi_{квд}^*$ - текущее значение степени повышения давления КВД на линии рабочих режимов,

$n_{квд.пр}$ - приведенная частота вращения ротора высокого давления.

На характеристике компрессора рассматривался и приведенный расход воздуха через КВД на линии рабочих режимов (например, ТРДД Д-30КУ 1-ой серии формулы (38) - (42.):

$$G_{квдпр} = \exp((\pi_{квд}^* - 6,05)/10,931099 + 3,56671) \quad (38.)$$

Линия границы помпажа компрессора высокого давления на характеристике компрессора высокого давления:

$$\pi_{гр КВД РМГ}^* = ((\ln n_{КВДпр} - 9,0442858) * 38,998389 + 7), \quad (40.)$$

$$G_{квд.РМГ}^* = \exp\left(\frac{\pi_{гр.квд}^* - 7,916666}{10,210931}\right) + 3,496507, \quad (39.)$$

$$n_{квд.пр} = n_{гр.квд.пр РМГ}, \quad (41.)$$

Уравнение (41.) устанавливает равенство приведенных частот вращения ротора КВД ТРДД Д-30КУ 1-ой серии на линии рабочих режимов и на границе помпажа, массовый расход воздуха $G_{квд РМГ}$ на границе помпажа меньше $G_{в квд пр}$ на линии рабочих режимов при

$$n_{квд пр} = n_{квд пр гр РМГ} :$$

$$G_{квдпр РМГ} < G_{квдпр}, \quad (42.)$$

Для ТРДД ПС-90А (самолёт ИЛ-96-300) имеем соотношения:

$$G_{квд.РМГ}^* = 17,662157 \ln \pi_{квд.нр.зр.РМГ}^* - 17,756528, \quad (43.)$$

$$\pi_{зр.квд.РМГ} = (48,31722 \ln n_{зр.квд.нр.РМГ} - 435,26106) * 1,4611958, \quad (44.)$$

$$n_{квд.нр} = n_{зр.квд.нр.РМГ}, \quad (45.)$$

Характеристика вентилятора (КНД) для ТРДД записывается через приведенные к МСА характеристики: массовый расход воздуха в кг в секунду и частоту вращения в оборотах в минуту (ТРДД Д-30-КУ 1-ой серии- формулы (46)- (48.):

$$n_{кнднр} = n_{внр} = \exp((\ln \pi_{\epsilon}^* - 0,2)/1,0853 + 8) \quad (46.)$$

$$n_{кнд.физ} = n_{\epsilon.физ} = n_{\epsilon.нр} \sqrt{\frac{T_1^*}{288,1}}, \quad (47.)$$

$$G_{вкнд} = G_{внр} = \exp(1,1527 \ln \pi_{\epsilon}^* + 4,79) \quad (48.)$$

Где π_{ϵ}^* - это $\pi_{кнд}^*$ (по ГОСТу), $n_{\epsilon.нр} = n_{кнд.нр}$ (по ГОСТу), T_1^* - температура торможения на входе в авиационный двигатель в °К, $n_{\epsilon.физ}$ - физическая частота вращения ротора вентилятора ТРДД.

$G_{внр}$ - приведенный к стандартным условиям массовый расход воздуха через вентилятор в кгс в секунду.

Для авиационного ТРДД ПС-90А на линии рабочих режимов имеем формулы (49.) - (51.):

Для случая, если $\pi_{\epsilon}^* < 2,0324$, тогда выполняется равенство для приведенной частоты вращения вентилятора (оборотов в минуту):

$$n_{кнд.нр} = n_{\epsilon.нр} = \exp\{[(\ln(\pi_{\epsilon}^*) - 0,5434283)/1,2996249] + 8,3676057\} \quad (49.)$$

Физическая частота вращения (обороты в минуту) вентилятора ТРДД:

$$n_{\text{кнд.физ}} = n_{\text{в.физ}} = n_{\text{в.нр}} \sqrt{\frac{T_1^*}{288,1}}, \quad (50.)$$

Приведенный к стандартным условиям массовый расход воздуха через вентилятор (в кгс в секунду):

$$G_{\text{в.кнд}} = G_{\text{в.в.нр}} = 5,407103 \times \exp(1,1527 \times \ln(\pi_{\text{в}}^*) + 4,79), \quad (51.)$$

Приведенные частоты вращения компрессора высокого давления и вентилятора определяются тогда и только тогда, когда выполнен газодинамический расчет двигателя в определенной точке дроссельной характеристики авиационного ТРДД.

Характеристики любого другого двигателя ТРДД могут быть представлены аналогичным образом, как и для ТРДД Д-30КУ 1-ой серии или ПС-90А, но, естественно, со своими коэффициентами.

Механизм представления характеристик по частоте вращения роторов НД и ВД разработан и апробирован на нескольких типах двигателей ТРДД: ПС-90А, Д-30КУ-1, НК-86А, АИ-25, АИ-25ТЛ, РW-2037- и дал хорошую сходимость с заявленными данными - данными от разработчика двигателя.

Необходимо отметить, что при разработке настоящей математической модели производилось сопоставление получаемых результатов с характеристиками ПС-90А, разработанными в Пермском ОАО «Авиадвигатель».

Также наши результаты по ТРДД Д-30КУ 1-ой серии сопоставлялись с характеристиками двигателя Д-30КУ 1-ой серии

Рыбинского конструкторского бюро авиационного моторостроения, разработанные *А. Козицким* и характеристиками, полученными в *ФГУП ЦИАМ*, и показали также хорошую сходимость по обоим типам двигателя.

6. Работа блока-процедуры "Расчетный режим".

После отработки на ПЭВМ блока (процедуры) **НКВД** расчета параметров: $\pi_{в рас}^*$, $\pi_{кнд р}^*$, $\pi_{квд р}^*$, $m_{рас}$ - основных параметров на расчетном режиме вступает в работу блок (процедура) "RASREG" расчета всех термодинамических параметров вдоль газоздушного тракта ТРДД вплоть до расчета $C_{уд}$, $R_{уд}$, R - выходных параметров авиационного двигателя:

$$P_1^* = P_H \left(1 + M_{п}^2 \frac{k-1}{2} \right)^{\frac{k}{k-1}} \sigma_{вх}^*, \quad (52.)$$

$$T_1^* = T_H \left(1 + M_{п}^2 \frac{k-1}{2} \right), \quad (53.)$$

Где $\sigma_{вх}^*$ - коэффициент потерь полного давления на входе в двигатель в функции числа $M_{п}$ полета:

$$\sigma_{вх}^* = 1 - 0,008333 \cdot M_{п}, \quad (54.)$$

для чисел $M_{п} \leq 1,2$.

А для чисел $M_{п} \geq 1,2$ работает формула:

$$\sigma_{вх}^* = 0,99 - 0,0375(M_{п} - 1,2), \quad (55.)$$

Расчет параметров за КНД (вентилятором) ТРДД:

$$P_{кнд}^* = P_1^* \pi_{кнд}^*, \quad (56.)$$

$$\eta_{кнд}^* = \frac{\pi_{кнд}^{\frac{k}{*k-1}} - 1}{\pi_{кнд}^{k\eta_0^*} - 1}, \quad (57.)$$

$$T_{кнд}^* = T_1^* \left(1 + \frac{\pi_{кнд}^{\frac{k}{*k-1}} - 1}{\eta_{кнд}^*} \right), \quad (4.58.)$$

Где $\eta_{кнд}^*$ - к.п.д. компрессора низкого давления, изменяющийся вдоль дроссельной характеристики ТРДД, так как $\eta_{кнд}^*$ и $\pi_{кнд}^*$ меняются (падают) при уменьшении частоты вращения $n_{кнд}$ вдоль дроссельной характеристики.

Далее рассчитывается каскад компрессора среднего давления, т.е. параметры на выходе из КСД: $T_{ксд}^*$, $P_{ксд}^*$:

$$P_{ксд}^* = P_1^* \pi_{ксд}^* \pi_{кнд}^*, \quad (59.)$$

$$\eta_{ксд}^* = \frac{\pi_{ксд}^{\frac{k}{*k-1}} - 1}{\pi_{ксд}^{k\eta_0^*} - 1}, \quad (60.)$$

$$T_{ксд}^* = T_{кнд}^* \left(1 + \frac{\pi_{ксд}^{\frac{k}{*k-1}} - 1}{\eta_{ксд}^*} \right), \quad (61.)$$

Если рассчитывается двигатель двухвальной, а не трехвальной схемы ТРДД, то каскад компрессора среднего давления интерпретируется так, что $\pi_{ксд}^*$ расч. присваивается значение, соизмеримое с единицей, т.е.

$$\pi_{ксд}^* \text{ расч} = 1,001$$

То – есть средний каскад компрессора ТРДД игнорируется, он физически отсутствует и в реальной конструкции, и в расчётной модели - машинной компьютерной программе ТРДД. У нас используется язык программирования FORTRAN-POWER!

Этим достигается универсальность предлагаемого алгоритма.

Далее рассчитывается каскад компрессора высокого давления, т.е. заторможенные параметры за компрессором высокого давления:

$$P_{квд}^* = P_{ксд}^* \pi_{квд}^*, \quad (62.)$$

$$\eta_{квд}^* = \frac{\pi_{квд}^{*k} - 1}{\pi_{квд}^{*k\eta_0} - 1}, \quad (63.)$$

$$T_{квд}^* = T_{ксд}^* \left(1 + \frac{\pi_{квд}^{*k} - 1}{\eta_{квд}^*} \right), \quad (64.)$$

$$\eta_0^* = \eta_{0,расч} * \left(\frac{T_{г}^*}{T_{г,расч}^*} \right)^{\beta_2}, \quad (65.)$$

где $\beta_2=0,02$, т.е. все параметры меняются (уменьшаются) вдоль дроссельной характеристики при уменьшении частоты вращения $n_{квд}$ и, соответственно, температуры газа $T_{г}^*$ по сравнению с параметрами на взлетном режиме, который принимается за расчетный:

$$\pi_{кнд,расч}^*, \pi_{ксд,расч}^*, \pi_{квд,расч}^*, m_{расч}, T_{г,расч}^*$$

Рассчитываются удельные работы каскадов компрессоров $L_{кнд}$,

$L_{ксд}$, $L_{квд}$:

$$L_{кнд} = \frac{k}{k-1} R(T_{кнд}^* - T_1^*), \quad (66.)$$

$$L_{кcd} = \frac{k}{k-1} R(T_{кcd}^* - T_{кнд}^*), \quad (67.)$$

$$L_{квд} = \frac{k}{k-1} R(T_{квд}^* - T_{кcd}^*), \quad (68.)$$

далее рассчитываются параметры для основной камеры сгорания ТРДД:

$$P_2^* = P_{квд}^* \sigma_{кс}^*, \quad (69.)$$

Теплоемкость продуктов сгорания по формуле:

$$C_{II} = 0,9 + 0,1 * 10^{-3} (2T_2^* + T_{квд}^*), \quad (70.)$$

Доля топлива, приходящаяся на 1 кг воздуха, проходящего через камеру сгорания:

$$g_{T1} = C_{II} \frac{(T_2^* - T_{квд}^*)(1 - g_{охл})}{\xi_{кс} H_u}, \quad (71.)$$

Удельная работа ТВД(турбины высокого давления):

$$L_{ТВД} = \frac{L_{квд}}{1 + g_{T1} - 0,7 g_{охл}}, \quad (72.)$$

Перепад заторможенной температуры газа на ТВД:

$$\Delta T_{квд}^* = \frac{L_{квд}}{\frac{k_2}{k_2 - 1} R_2}, \quad (73.)$$

Параметры газа за ТВД:

$$e_{ТВД} = \pi_{ТВД}^{\frac{k_2}{k_2-1}}, \quad (74.)$$

$$\pi_{ТВД}^* = e_{ТВД}^{\frac{k_2}{k_2-1}}, \quad (75.)$$

$$P_y^* = \frac{P_2^*}{\pi_{ТВД}^*}, \quad (76.)$$

$$T_y^* = T_2^* - \Delta T_{ТВД}^*, \quad (77.)$$

Параметры газа за турбиной низкого давления и ее удельная работа:

$$L_{ТНД} = \frac{L_{кю} (m+1) + L_{ксо} \eta_{мех}}{1 + g_{T1} - 0,25 g_{охл}} \quad (78.)$$

$$\Delta T_{ТНД}^* = \frac{L_{ТНД}}{\frac{k_2}{k_2-1} R_2} \quad (79.)$$

$$\pi_{ТНД\theta}^{\frac{k_2}{k_2-1}} = e_{ТНД} \quad (80.)$$

$$P_4^* = P_m^* = \frac{P_y^*}{\pi_{ТНД}^*} \quad (81.)$$

$$\pi_{ТНД}^* = e_{ТНД}^{\frac{k_2}{k_2-1}} \quad (82.)$$

$$T_4^* = T_y^* - \Delta T_{ТНД}^* \quad (83.)$$

Располагаемый перепад давления на сопле внутреннего контура двигателя:

$$\pi_{c1} = \frac{P_T^*}{P_H} \quad (84.)$$

Скорость истечения газа из внутреннего контура, удельная тяга внутреннего контура:

$$e_{c1} = \pi_{c1}^{\frac{k_2-1}{k_2}} \quad (85.)$$

$$C_{51} = \varphi_{c1} \sqrt{\frac{2k_2}{k_2-1} R_2 T_T^* \left(1 - \frac{1}{\pi_{c1}^{\frac{k_2-1}{k_2}}} \right)} \quad (86.)$$

$$R_{y01} = (1 + g_{T1}) C_{51} - M_{II} \sqrt{kRT_H} \quad (87.)$$

Скорость истечения из сопла и удельная тяга второго контура:

$$e_{c2} = \pi_{c2}^{\frac{k_2-1}{k_2}} = \left(\frac{P_{кн0}^* \sigma_2^*}{P_H} \right)^{\frac{k-1}{k}} \quad (88.)$$

$$C_{52} = \varphi_{c2} \sqrt{\frac{2k}{k-1} RT_{кн0}^* \left(1 - \frac{1}{e_{c2}} \right)} \quad (89.)$$

$$R_{y0II} = C_{52} - M_{II} \sqrt{kRT_H} \quad (90.)$$

Удельная тяга обеих контуров I-го и II-го:

$$R_{y0\Sigma} = \frac{R_{y0I} + mR_{y0II}}{(1+m)} \quad (91.)$$

Удельный расход двигателя для случая отдельного истечения газов из сопел I-го и II-го контуров:

$$C_{y0} = \frac{3600g_{T1}}{R_{y0\Sigma}(1+m)} \quad (92.)$$

Расход воздуха через 1-й контур (формула (93.)), суммарный расход воздуха через двигатель (формула (94.)), тяга двигателя по дроссельной характеристике в случае раздельного истечения потоков (формула (95.)):

$$G_I = \frac{G_{IP} (1 + g_{T1p} - g_{охл.p}) \sqrt{\frac{T_{\varepsilon.p}^*}{T_{\varepsilon}^*}}}{(1 + g_{T1} - g_{охл.}) \frac{P_{\varepsilon}^*}{P_{\varepsilon.p}^*}} \quad (93.)$$

$$G_{\varepsilon\Sigma} = (1+m)G_I \quad (94.)$$

$$R_{\Sigma} = G_{\varepsilon\Sigma} R_{y0\Sigma} \quad (95.)$$

7. Расчет авиационного двигателя ТРДД по схеме со смешением потоков обеих контуров.

Определяется температура газа на выходе из камеры смешения:

Где $C_{рг}$, $C_{рв}$, $C_{р см}$ - удельные массовые теплоемкости газа, воздуха и смеси газов; $g_{отб}$ - доля отбора воздуха на охлаждение; массовая доля топлива - g_{T1} в камере сгорания относительно расхода воздуха, прошедшего через камеру сгорания в секунду. Формула для расчета заторможенной температуры смеси газов на выходе из камеры смешения может быть упрощена:

$$T_{см}^* = \frac{m \cdot T_{кнд}^* + (1 - g_{отб}) \cdot (1 + g_{T1}) \cdot T_T^* \cdot C_{рг}/C_{рв}}{m + (1 - g_{отб}) \cdot (1 + g_{T1}) \cdot C_{рг}/C_{рв}}, \quad (96.)$$

или, пренебрегая значением коэффициента

$(1-g_{отб})(1+g_{T1})$ по сравнению с единицей, заторможенная температура на выходе из камеры смешения $T_{см}^*$ запишется:

$$T_{см}^* = \frac{mT_{кнд}^* + T_T^* \frac{C_{p2}}{C_{pв}}}{m + \frac{C_{p2}}{C_{pв}}}, \quad (98.)$$

Удельные массовые теплоемкости C_{p2} и $C_{pв}$ являются в общем случае функцией температуры, а C_{p2} и функцией состава газов, т.е. могут быть выражены через показатель адиабаты $K_г$, $K_в$ универсальную газовую постоянную $R_г$, $R_в$, определяемую через массовую долю топлива g_{T1} .

Газовая постоянная $R_г$ может быть представлена через газовую постоянную воздуха R и массовую долю топлива g_{T1} :

$$R_г = R \frac{1 + 1.0775667 \cdot g_{T1}}{1 + g_{T1}}, \quad (99.)$$

А показатели адиабаты через массовые теплоемкости и газовую постоянную запишутся:

$$K_2 = C_{p2}/(C_{p2}-R_2), \quad K = C_{pв}/(C_{pв}-R), \quad (100.)$$

где газовая постоянная воздуха равняется $R = 287,1383$ Дж/кг °К.

Относительно газовой постоянной для газа $R_г$ можно сказать следующее. Например, для «взлетного» земного режима ТРДД Д-30КУ-1 при $g_{T1} = 0,019257$ и $T_г^* = 1375^\circ\text{К}$ значение газовой постоянной $R_г$ составило:

$$R_2 = 287,1383 \cdot (1 + 1,0775667 \times 0,019257) / (1 + 0,019257) =$$

$$287,5658 \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{К}) \quad (101.)$$

а для дроссельного режима 0,7N при $T_{г}^* = 945^\circ\text{К}$ и $g_{T1} = 0,012059$ того же двигателя Д-30КУ-1 для высоты $H_{п} = 11000\text{м}$ и $M_{п} = 0,8$ значение $R_{г}$ составило:

$$R = 287,1383 \cdot (1 + 1,0776667 \times 0,012059) / (1 + 0,012059) =$$

$$287,4037 \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{К}) \quad (102.)$$

Отклонение значений газовой постоянной $R_{г}$ составило при этом $\pm 0,056\%$, т.е. фактически газовая постоянная $R_{г}$ меняется по режиму очень слабо, поэтому с достаточной достоверностью можно принять, что $R_{г} = \text{const} = 287,5 \text{ Дж}/\text{кг}^\circ\text{К}$ на дроссельной характеристике ТРДД, как для земных, так и для полетных условий. Однако, массовые удельные теплоемкости $C_{рв}$ и $C_{рг}$ являются функцией температуры воздуха или газа.

Для высокотемпературных двигателей с $T_{г}^* > 1600^\circ\text{К}$ и при $\pi_{к\Sigma}^* > 30$ необходимо теплоемкости $C_{рв}$ и $C_{рг}$ рассматривать в функциональной зависимости от температуры $T_{к}^*$, $T_{г}^*$ соответственно, за компрессором или перед турбиной ВД, а также для ТРДДФ с форсажной камерой в функции температуры форсажа $T_{ф}^*$.

Определение давления в конце камеры смешения $P_{см}^*$ для авиационного ТРДДсм.

Задаем вначале значением коэффициента скорости $\lambda_{т}$ во внутреннем контуре на выходе из турбины низкого давления в диапазоне значений $\lambda_{т} = 0,45-0,5$.

Находим $\pi(\lambda_T)$ и $q(\lambda_T)$ по формулам:

$$\pi(\lambda_T) = \left(1 - \lambda_T^2 \frac{k_2 - 1}{k_2 + 1} \right)^{\frac{k_2}{k_2 - 1}} \quad (4.103.)$$

$$q(\lambda_T) = \left(\frac{k_2 + 1}{2} \right)^{\frac{1}{k_2 - 1}} \lambda_T \left(1 - \lambda_T^2 \frac{k_2 - 1}{k_2 + 1} \right)^{\frac{1}{k_2 - 1}} \quad (4.104.)$$

Значение K_T берем равное 1,33.

Находим статическое давление за турбиной низкого давления во внутреннем контуре:

$$P_T = P_T^* * \pi(\lambda_T) \quad (105.)$$

Приравниваем статическое давление во внешнем контуре P_{II} статическому давлению за турбиной низкого давления:

$$P_{II} = P_T \quad (106.)$$

Находим значение $\pi(\lambda_{II})$ для второго контура:

$$\pi(\lambda_{II}) = \frac{P_{II}}{P_{кнод}^* \sigma_{II}^*} \quad (107.)$$

Находим значение λ_{II} во втором контуре на входе в камеру смешения:

$$\lambda_{II} = \sqrt{\frac{k+1}{k-1} \left(1 - \pi(\lambda_{II})^{\frac{k-1}{k}} \right)} \quad (108.)$$

где $k=1,4$ для воздуха.

Определяем значение $q(\lambda_{II})$ для второго контура на входе в камеру смешения:

$$q(\lambda_{II}) = \left(\frac{k+1}{2} \right)^{\frac{1}{k-1}} \lambda_{II} \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda_{II}^2 \right)^{\frac{1}{k-1}} \quad (109.)$$

Определяем отношение площадей входа в камеру смешения по I-му и II-му контурам:

$$\alpha = \frac{m_g \bar{q}(\lambda_{II}) P_{II}^* \sqrt{T_T^*}}{m_c \bar{q}(\lambda_I) P_T m \sqrt{T_{II}^*}} \quad (110.)$$

где $m_b=0,0404$; $m_r=0,0396$ в системе СИ.

Определяется давление на выходе из камеры смешения ГРДДсм:

$$P_{см}^* = \left(\frac{\alpha P_T^* + P_{II}^*}{1 + \alpha} \right) \sigma_{см}^* \quad (111.)$$

Определяется отношение полного давления $P_{см}^*$ к атмосферному давлению P_H :

$$\pi_c = \frac{P_{см}^*}{P_H} \quad (112.)$$

Производится сравнение отношения π_c с критическим отношением для газа.

Если $\pi_c > 1,85048$, то скорость истечения считается по формуле(сопло сужающееся):

$$C_c = \varphi_c \sqrt{\frac{2k_2}{k_2 + 1} R_2 T_{cm}^*} \quad (113.)$$

Если же $\pi_c < 1,85048$, то скорость истечения считается по обычной формуле, считая, что расширение в сопле полное до статического давления $P_c = P_H$:

$$C_c = \varphi \sqrt{2k_2 / (k_2 - 1) R T_{cm}^* (1 - 1/\pi_c^{(k_2 - 1)/k_2})}, \quad (114)$$

Значение коэффициента скорости принимаем равным $\varphi_c = 0,985$.

Удельная тяга, для случая $\pi_c < 1,85048$, находится по формуле:

$$R_{y0} = (1 + g_{T1} / (1 + m)) \times C_c - M_n \times \sqrt{k R T_H} \quad (115.)$$

Для случая, если $\pi_c > 1,85048$, удельная тяга ТРДД_{см} запишется формулой:

$$R_{y0} = \sqrt{T_{cm}^*} \left[0,985 \times \sqrt{\frac{2k_2}{k_2 + 1} R_2} \times \left(1 + \frac{g_{T1}}{(1 + m)} \right) + \frac{\left(0,5404 - \frac{1}{\pi_c} \right)}{0,0396} - M_{II} \sqrt{\frac{k R T_H}{T_{cm}^*}} \right]$$

(116)

где слагаемое $(0,5404 - 1/\pi_c) / 0,0396 \sqrt{T_{cm}^*}$ - составляющая удельной тяги, получаемая, за счет разности статических давлений ($P_c - P_H$) в сечении выхода из сопла.

$\varphi_c = 0,985$ - коэффициент скорости истечения,

0,5404 - численное значение P_c / P_{cm}^* при критическом перепаде давления на сопле,

$\pi_c = P_{cm}^*/P_H$ - отношение полного давления на выходе из камеры смешения и атмосферного давлений,

$0,0396 = m_r$ - константа для продуктов сгорания при показателе адиабаты $K_r=1,33$.

Удельный расход топлива для ТРДД_{см}:

$$C_{y\partial} = \frac{3600 \cdot g_{TI}}{R_{y\partial}(1+m)}, \quad (117.)$$

Тяга двигателя ТРДД_{см} по высотно-скоростной и дроссельной характеристикам будет рассчитываться и выражаться в Ньютонах в системе СИ по формуле :

$$R_{\Sigma} = G_{\Sigma} \cdot R_{y\partial\Sigma}, \quad [H] \quad (118.)$$

Где G_{Σ} - суммарный секундный массовый расход воздуха кг/с через двигатель ТРДД_{см}:

$$G_{\Sigma} = (1+m) \cdot G_{el}, \quad (119.)$$

Таким образом, могут быть рассчитаны тяга R , удельная тяга $R_{уд}$, удельный расход топлива C_R двигателей со смешением потоков в камере смешения при программе регулирования двигателя $T^*_r = \text{const} \sim (n_{квд} = \text{const})$, а также при программе регулирования $n_{кнд} = \text{const}$, $F_c = \text{const}$.

8. Расчет тяги ТРДДФ с учетом «форсажа»

После смешения двух потоков в некоторых случаях необходимо оценить тягу двигателя с учетом «форсажа». Для этих целей в программе «DROSS» предусмотрена процедура «FORSAG». Нами

принято, что при «форсаже» работает регулируемое сопло типа сопла Лавалья со сверхзвуковой частью, таким образом, что $P_c = P_n$, т.е. сопло обеспечивает расширение струи газов до атмосферного давления. Критическое сечение сопла должно быть регулируемым, чтобы обеспечить расход воздуха через двигатель при включении «форсажа».

При возрастании скорости полета при $N_{п} = \text{const}$, $T^*_{г} = \text{const}$, $n_{квд} \approx \text{const}$, $T^*_{ф} = \text{const}$, критическое сечение сопла раскрывается при включении «форсажа» пропорционально отношению $\sqrt{(T^*_{ф}/T^*_{см})}$ при разгоне самолета от числа $M_{п}=0$ до $M_{п}=0,8$.

Чтобы обеспечить температуру форсажа $T^*_{ф} = \text{const}$, расход топлива $G_{тф}$ должен по скоростной характеристике нарастать пропорционально $G_{в\Sigma}$, чтобы сохранить $g_{тф} = \text{const}$, $\alpha_{ф} = \text{const}$ при $N_{п} = \text{const}$, если число $M_{п}$ увеличивается, например, от 0 до $M_{п}=2,3$.

Степень расширения газа на форсажном режиме в сопле Лавалья:

$$\pi_{сф} = P_{см} * \sigma_{тепл} / P_n, \quad (120.)$$

Массовая доля топлива в форсажной камере относительно суммарного расхода воздуха через двигатель ТРДДФ определяется по формуле (121.), а скорость истечения из сопла на режиме «форсажа» по формуле (122.):

$$g_{T\Sigma} = C_z (T^*_{ф} - T^*_{н}) / (\xi \cdot H_u), \quad (121.)$$

$$C_{сф} = \varphi_c \sqrt{2k_z / (k_z - 1) R_z T_{ф}^* (1 - 1 / (\pi_c^{(K_z - 1) / K_z}))}, \quad (122.)$$

Удельная тяга ТРДДФ при наличии «форсажа» рассчитывается по формуле:

$$R_{уд ф} = (1 + g_{T\Sigma}) C_{сф} \cdot V_n, \quad (123.)$$

Тяга ТРДДФ с учётом «форсажа»:

$$R_{\phi} = ((1 + g_{T\Sigma})C_{c\phi} - V_n)G_{\epsilon\Sigma} \quad , \quad (124.)$$

Удельный расход топлива при наличии «форсажа» для ТРДДФ:

$$C_{y\phi} = 3600g_{T\Sigma}/R_{y\phi} \quad , \quad (125.)$$

Форсажная тяга через степень двухконтурности m и массовый расход воздуха в секунду $G_{в1}$ через 1-ый контур определяется:

$$R_{\phi} = R_{y\phi} G_{\epsilon\Sigma} = R_{y\phi} G_{\epsilon1}(1+m) \quad (126.)$$

Или более детально через составляющие:

$$R_{\phi} = ((1 + g_{T\Sigma})C_{c\phi} - V_n)G_{\epsilon1}(1+m) \quad , \quad (127.)$$

Рассмотренный алгоритм универсальной дроссельной характеристики реализован на алгоритмическом машинном языке «**Fortran – 77**», а также «**Fortran Power**» для ПЭВМ типа IBM PC (PENTIUM-4, DURONE), современная E-MASHINES.

9. Общие сведения о программе «DROSS»

Программа носит название «DROSS» и состоит из нескольких блоков-процедур (**subroutine**) "RASREG", "NKBD", "NKNK", "GIRO", "FORSAG", "TJAGA", "COEFF1", "PRIVEDEN", "NARAB", "SMESHE", "SATMOS".

Все процедуры сопоставлены друг с другом через блоки "**common**". Они последовательно отражают схему работы с вызовом соответствующих процедур – "**subroutine**".

В процессе работы программы выдаются на печать промежуточные и результирующие параметры по режимам. Расчет ТРДД начинается со "взлетного" режима и снижается до режима, соответствующего "полетному малому газу". В конце работы

программы считается процедура "TJAGA" расчета параметров в крейсерском полете, а также определяется расчетным путем тяга индивидуального реального ТРДД или ПС-90А, или Д-30КУ 1-ой серии с учетом наработки в эксплуатации в часах.

Для крейсерского режима полетов производится расчет коэффициентов влияния для линейной диагностической модели по процедуре "COEFF1". Эти коэффициенты влияния входят в исходные матрицы линейной математической модели двигателя ,например, Д-30КУ 1-ой серии для режима работы двигателя: $n_2=88\%$, $M_{п}=0,8$, $H_{п}=11000\text{м}$, МСА.

Вводимые в программу параметры по условиям полета, коэффициентам потерь, а также параметров двигателя на расчетном "взлётном" земном режиме.

Для начала работы программы необходимо ввести числовой материал в оперативную память ПЭВМ с клавиатуры, ориентируясь на экран монитора.

- Вводится число вариантов расчета (FORMAT I3),
- Вводится в программу пять значений чисел $M_{п}$:
0, 0,3, 0,5, 0,75, 0,8. (FORMAT 5E12.5)
- Вводятся высоты полета, (FORMAT 5E12.5), в метрах: 0, 2000, 4000, 8000, 11000.
- Вводятся параметры двигателя на земном «расчетном» режиме(FORMAT 12E12.5): $\pi^*_{кнд}$, $\pi^*_{ксд}$, $\pi^*_{квд}$, m , $T^*_г$, R , NT , NS , NF , TF , 00,00. При $NT < 1$, программа регулирования $n_{квд} = \text{const}$ ($T^*_г = \text{const}$), $NT > 1$ - есть смешение потоков контуров, $NF < 1$ - двигатель с форсажем.
- Вводятся к.п.д. элементов двигателя (FORMAT 12E12,5): β_1 , β_2 , $\eta^*_{тнд р}$, $\eta^*_{твд р}$, $\eta^*_в$, $\eta^*_{квд}$, $\sigma_{кс}$, $\xi_{кс}$, $\sigma_{п}$, $g_{охл}$.
- Вводятся поправки температуры и давления к стандартной атмосфере, (FORMAT 2E12.5): $\Delta T_n = 0$, $\Delta P_n = 0$ (или другие реальные отклонения).

- Вводятся коэффициенты для уравнения, вычисляющего частоту вращения ротора КВД, приведенную $n_{вд пр}$, (FORMAT 4E12,5): AA_1, AA_2, AA_3, AA_4 .

- Вводится массив коэффициентов для вычисления тяги R ТРДД или ПС-90А, или Д-30КУ-1 в «крейсерском» режиме полета, используя стандартный полет при $H_{п}=11000$, $M_{п}=0,8$, МСА: $M_{п кр}$, $H_{п кр}$ в метрах, $n_{вд кр}$, $T_{н кр}$.

Тяга вычисляется для реальных условий полета, т.е. для $H_{п} \neq 11000$, $M_{п} \neq 0,8$, $T_{н.кр} \neq 216,6К$, т.е. с отклонениями всех параметров полета от стандартного крейсерского режима. При этом частота вращения ротора: $0,9n_{2ном} < n_2 < n_{2взл}$ - лежит ниже частоты «взлетного» режима, в окрестности точки: $n_{квд}=n_2$, $n_2=88\%$ для Д-30КУ 1-ой серии или для ПС-90А: $n_{квд}=n_2$, $n_2=89,5\%$.

10. Результаты расчета характеристик ряда ТРДД, ТРДДФ для самолетов ГА и маневренных самолётов истребителей по предложенному алгоритму.

Были просчитаны несколько типов ТРДД для самолётов ГА, а именно: Д-30КУ 1-ой серии, Д-30КУ – 154 2-ой серии, ПС-90А, а также американский ТРДД PW-2037.

Также была проведена серия расчётов характеристик ТРДДФ F-100PW-119 для новейшего манёвренного истребителя США «F-22 Raptor» на режиме:

“Полный форсаж”. Результаты расчётов как для двигателей самолётов ГА, так и для манёвренных самолётов графически представлены на Рис.1 –Рис. 6. Для условий земли считались «взлётные» режимы, а для крейсерского полёта «номинальные» режимы работы двигателей (**N-режим**) для самолётов ГА, так как именно эти режимы в дальнейшем используются для диагностики технического состояния ТРДД.

Эта проверка работы математического алгоритма осуществлялась с целью подтверждения работоспособности нашей математической модели для наиболее распространённых, а также перспективных двигателей для отечественных и американских самолётов ГА.

Универсальная дроссельная и высотно - скоростная характеристики применялись, кроме того, учёными - специалистами по математическому моделированию лётных характеристик самолётов ГА в МГТУ ГА и Рижском ГОСНИИ ГА, ГТУ МАИ им. С. Орджоникидзе и получила положительную оценку.

Алгоритм проверялся для следующих ТРДД: Д-30КУ-154 2-ой серии, Д-30КУ 1-ой серии, НК-86А, ТРДДФ АЛ-31Ф, английском ТРДД TRENT 1000, американских ТРДД PW-4060 и PW-2037.

. Достоверность полученных результатов при моделировании лётных испытаний подтвердилась при сопоставлении с другими данными, а, именно, данными заводов и ОКБ РФ и зарубежных (американских) производителей и непосредственных изготовителей двигателей: *ОАО «АВИАДВИГАТЕЛЬ» и «ПЕРМСКИЕ МОТОРЫ», Самарское НПО «ТРУД», и «РЫБИНСКИЕ МОТОРЫ», ММЗ «Сатурн», а также американская двигателестроительная фирма «PRATT&WHITNEY» и Британская двигателестроительная фирма «Rolls-Royce».*

Ниже представлены высотно- скоростные характеристики некоторых ТРДД, широко применяемых для самолётов ГА, а, именно, Д-30КУ-154 2-ой серии, ПС-90А, PW-2037 и ТРДДФ F-100PW-119~(для манёвренных самолётов-истребителей США). Характеристики некоторых ТРДД и ТРДДФ представлены в виде графиков здесь в этой работе.

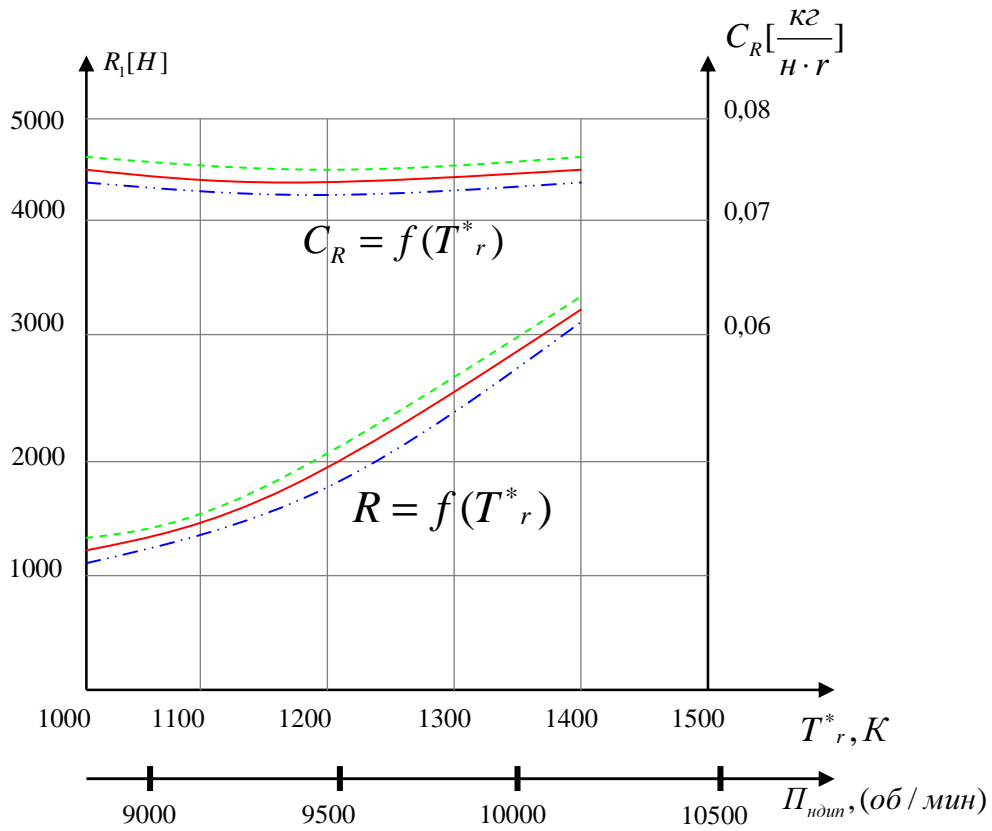


Рис 1

Дроссельная характеристика ТРДД Д-30КУ 1-ой серии для условий крейсерского полета: $H_n = 11000\text{м}$, $M_n = 0,8$, МСА.

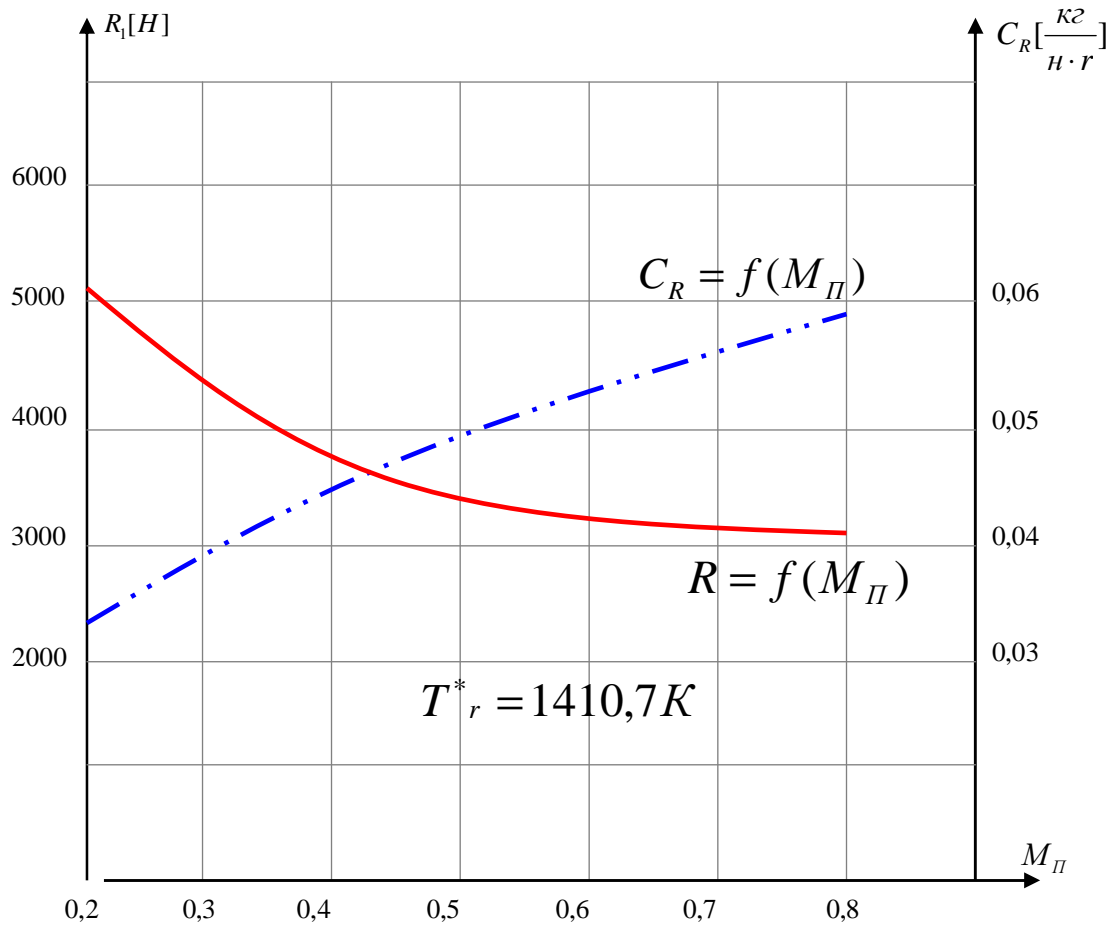


Рис 2

Скоростная характеристика ТРДД ПС-90А в крейсерском полете: Режим работы двигателя $H_n = 11000\text{м}$, $\eta_2 = 89,5\%$, МСА.

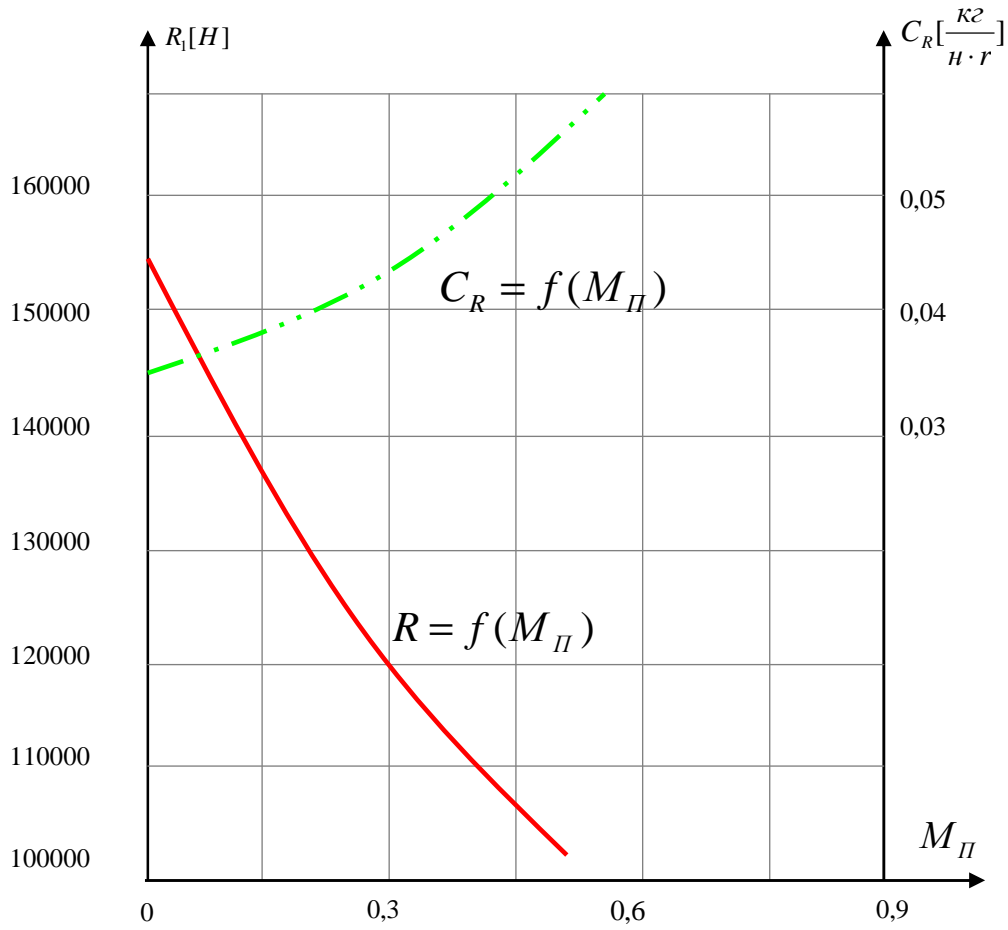


Рис 3

Скоростные характеристики ПС-90А на земле. Режим работы двигателя «взлетный»: $H_n = 0M$, $n_{вд} = 94\%$ ($T_r^* = 1592K$), МСА.

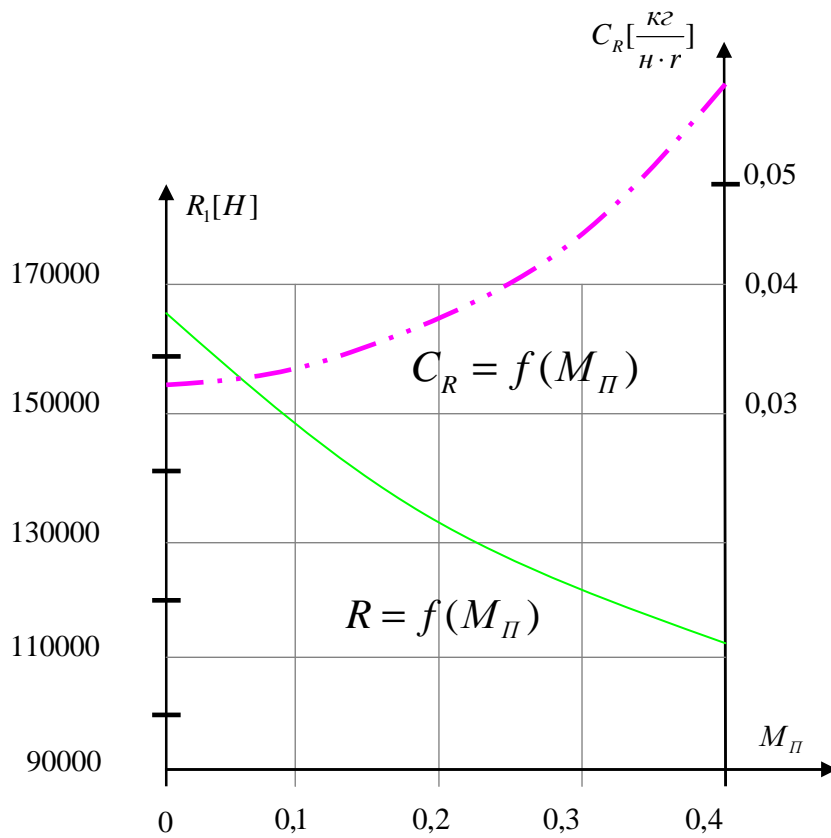


Рис 4

Скоростная характеристика ТРДД PW-2037 на земле. Режим работы двигателя «взлетный»: $H_H = 0M$, $n_{\text{вд}} = 95,32\%$ об/мин ($T_r^* = 1620K$), МСА.

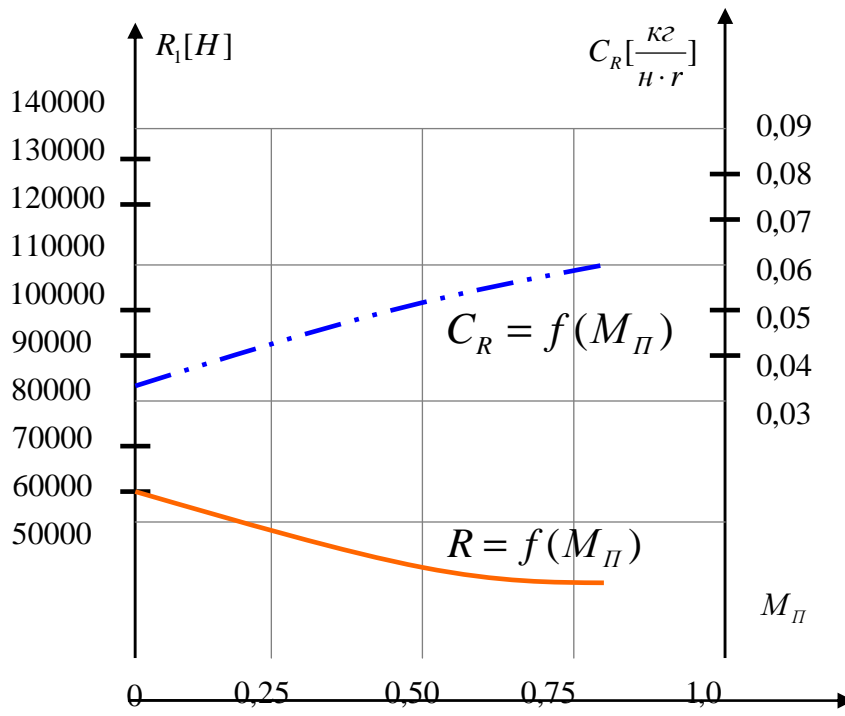


Рис 5

Скоростная характеристика ТРДД PW-2037 на крейсерской высоте полета. Режим работы двигателя: $H_{\Pi} = 11000\text{ м}$, $n_{\text{вд}} = 88,89\% \sim (T_r^* = 1429\text{ К})$, МСА.

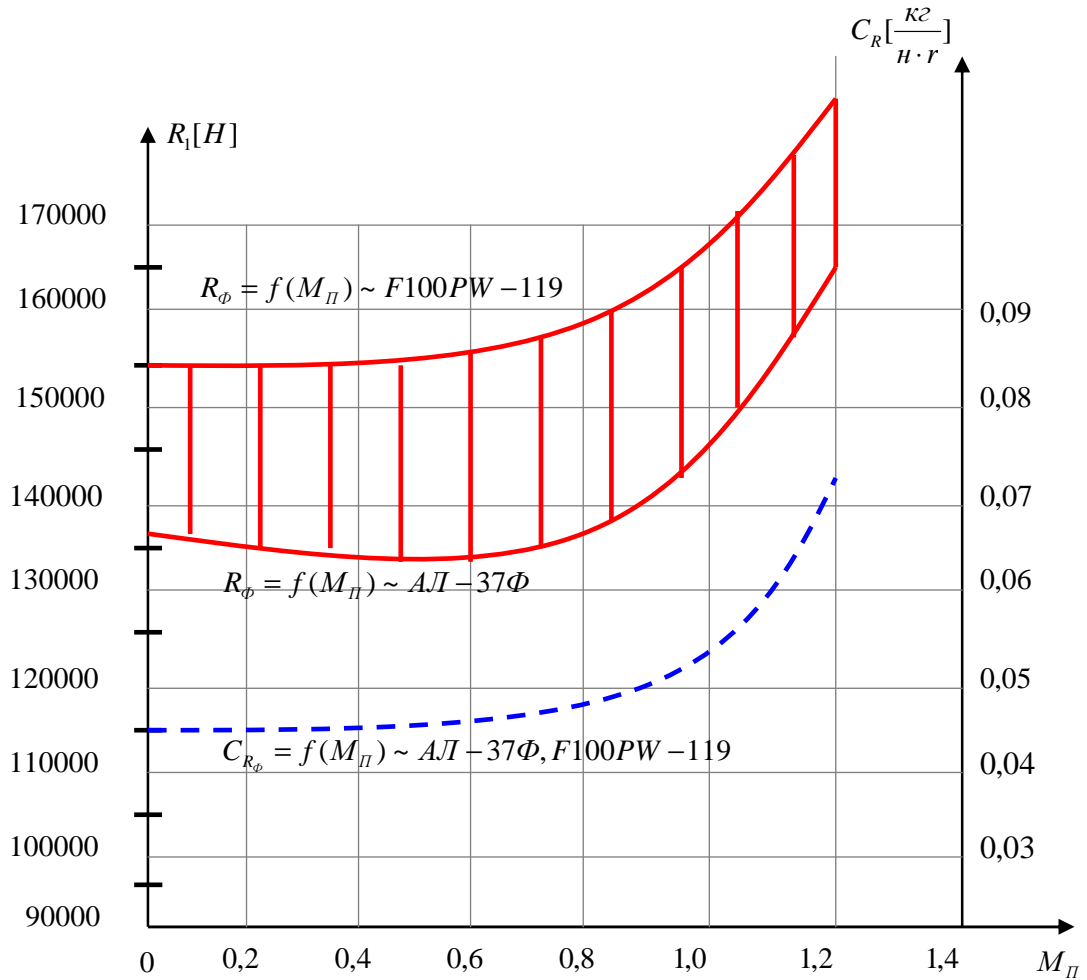


Рис 6

Скоростные характеристики ТРДДФ F-100PW-119 и AL-37F на земле. Режим работы двигателя «полный форсаж»: $H_n = 0M$, $T^*_z = 1777K$, $T^*_ф = 2000K$, MCA

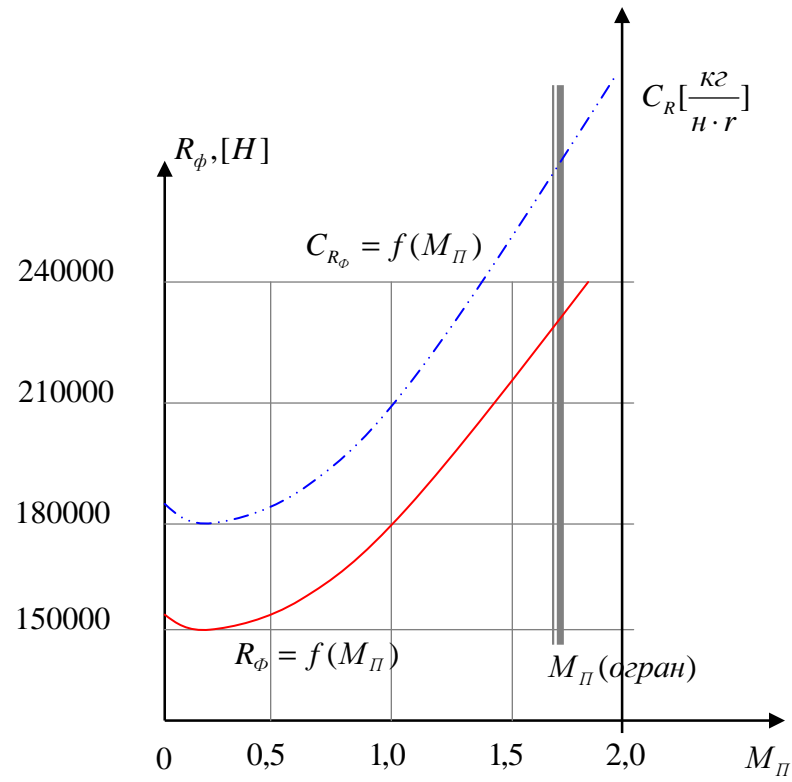


Рис.7.

*Скоростная характеристика американского ТРДДФ F-100PW-119 на крейсерской высоте. Режим работы двигателя "полный форсаж": $T^*_z=1777K$, $T^*_\phi=2000K$, $H_n=11000m$, МСА.*

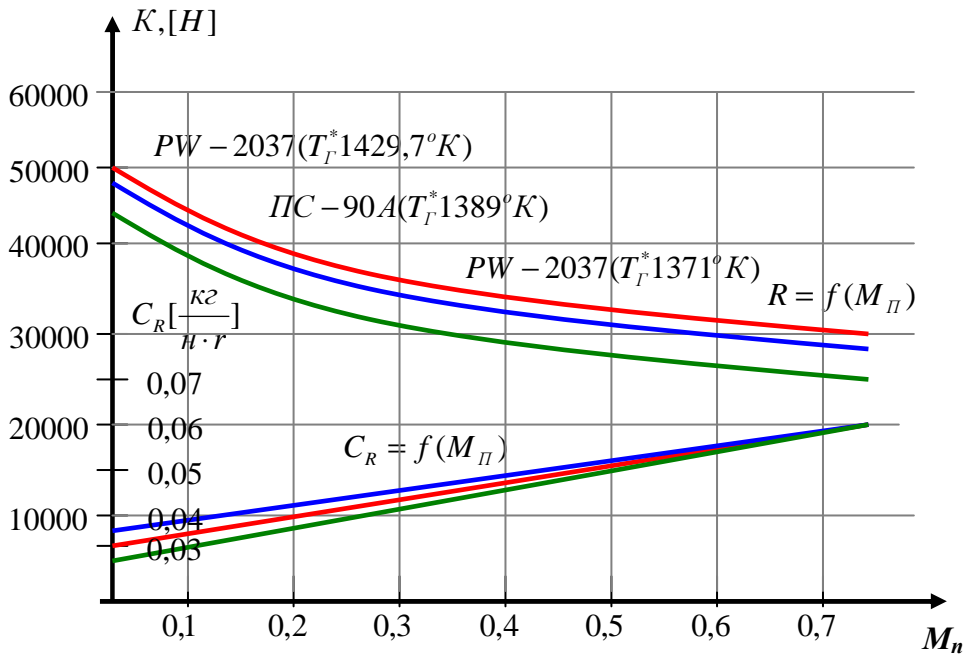


Рис.8.

*Скоростные характеристики Российского ТРДД ПС-90А и Американского PW-2037 для крейсерской высоты полёта $H_n=11000$ м, режим работы двигателя ПС-90А : $n_2=89,5\%$ об/мин, $T^*_z=1389K=const$, МСА.*

*PW-2037 ~ $T^*_z=1371K=const$,МСА, $n_2=90\%$ об/мин;*

*PW-2037 ~ $T^*_z=1429K=const$,МСА, $n_2=91,5\%$ об/мин;*

(без отбора воздуха и мощности на самолётные нужды).

11.Выводы

1.Предлагается в статье универсальный алгоритм дроссельной и высотно-скоростной характеристик, который прошёл апробацию на ряде отечественных и зарубежных ТРДД и ТРДДФ: АИ-25 2-ой серии, Д-30КУ 1-ой серии, Д-30КУ-154 2-ой серии, НК-86А, ПС-90А, ТРД РД-36-51А, АЛ-31Ф, АЛ-35Ф, PW-2037, PW-4060, TRENT-1000(c,d,e,f,g,h,r,l), ТРДДФ~F-100PW-119 - и показал хорошую сходимость с данными заводоизготовителей. Высотно-скоростная характеристика рассчитывается при программе регулирования $T^*_r = const$, это позволяет нам рассчитывать дроссельные и высотно-скоростные характеристики также и американских ТРДД и ТРДДФ фирмы **"PRATT & WHITNEY"**, которые, как известно, регулируются по программе $\pi^*_{дв} = const$.

2. Алгоритм универсальной дроссельной характеристики проверялся также при расчётах ТРД для СПС ГА на сверхзвуковой скорости полёта $M_{п}=2,2$: рассчитывались характеристики одноконтурного ТРД РД-36-51А для сверхзвукового пассажирского самолёта ТУ-144, а также характеристики двигателей для манёвренных самолётов - истребителей: Российский ТРДДФ - аналог типа АЛ-31Ф для СУ-27; рассчитывались характеристики новейшего американского ТРДДФ F-100PW-119 фирмы "PRATT & WHITNEY" при работе на режиме "полный форсаж" на крейсерской высоте полётов: $H_{п}=11000\text{м}$, $M_{п}=1,2$, $M_{п}=1,6$, МСА - при выполнении крутых виражей в горизонтальной плоскости X-O-Z с глубоким креном при предельных перегрузках $n_y=7-7.5$. Результаты наших расчётов по двигателю F-100PW-119 показали хорошую сходимость с данными фирмы-изготовителя "PRATT & WHITNEY" американского двигателя [1] – [10], а также с компьютерными расчётами ведущего американского специалиста в области теории и конструкции газотурбинных двигателей США *JACK D. MATTINGLY* [1]– [10].

3. Алгоритм универсальной дроссельной характеристики ТРДД применялся также при компьютерном моделировании лётно -технических характеристик самолётов ГА РФ: ТУ-154М, ИЛ-76, ИЛ-76Ф, ИЛ-86 и ИЛ-96-300 - в трёх научных центрах: МГТУ ГА, ГТУ МАИ им. С. Орджоникидзе (Национальный исследовательский университет в области авиационных, ракетных и космических систем) и Рижском Филиале ГОСНИИ ГА учёными-специалистами по математическому моделированию аэродинамических и динамических характеристик самолётов ГА *и получил их высокую оценку.*

4. Нелинейная модель ТРДД может быть применена для системы автоматического управления полётом ВСУТ-85-1 ДМС: Ил-96-300, ИЛ-96-400 - так как рассмотренный математический алгоритм не требует большой оперативной памяти в бортовом компьютере, как в случае использования математической модели ТРДД ПС-90А, задаваемой в виде таблиц ВСХА по реперным высотам вплоть до *статического* потолка самолёта.

Литература

1. **Литвинов Ю.А., Боровик В.О.** Характеристики и эксплуатационные свойства авиационных турбореактивных двигателей. - М.: «Машиностроение», 1975, - 238 с.
2. **Акимов В.М., Бакулев Б.И., Горбунов Г.М. и др.** Теория воздушно-реактивных двигателей. - М.: «Машиностроение», 1975, - 568 с.
3. **Дворниченко В.В.** Универсальная дроссельная и высотно-скоростная характеристики авиационных ТРД различных схем. -М.: МГТУГА,1996.
4. **Ахмедзянов А.М., Дубравский Н.Г., Тунаков А.П.** Диагностика состояния ВРД по термогазодинамическим параметрам. М.: «Машиностроение», 1983.
5. **Алабин М.А., Козицкий А.Д., Смирнов Ю.А., Тюрин Ю.А.** Совершенствование методов управления двигателями на многодвигательных самолетах ГА. Авиационные двигатели. Проблемы совершенствования и прогнозирования технического состояния // Совершенствование авиационного оборудования. Межвузовский сборник научных трудов /-М.: МИИГА,1992.
6. **Dvornitchenko V.V., Facile Aly.** MIG-23ML Combat-Fighter Performances With The R35-300 Turbo-Jet Engine On Various Operational Altitudes Up To Practical Ceiling At 18500 Meters. Journal Of Mechanical Engineering Division Of Defence University, Debre-Zeit, Ethiopia, №2, 2002.
7. **Dvornitchenko V.V., Facile Aly.** Characteristics Of Maneuverability Of The Best World Combat-Fighters In Level Turn Flight With Vectoring Of The Engine Thrust. Journal Of Mechanical Engineering Division Of Defence University, Debre-Zeit, Ethiopia, №3, 2003.
8. **Буточников А.П., Боровик В.О.** О влиянии износа газотурбинных двигателей в лётной эксплуатации на ухудшение их экономичности. ТРУДЫ ЦИАМ №1007, -М.: ЦИАМ,1982.
9. **Дворниченко В.В.** Линейная математическая модель двигателя Д-30-КУ-1, 2 для диагностики технического состояния по полётной информации: $H_{п}=11000\text{м}$, $M_{п}=0,8$, MCA , $n_2=89\%$ // Исследование характеристик элементов ГТД и некоторые вопросы технического обслуживания ГТД. Межвузовский сборник научных трудов. -М.: МГТУГА,1996.
10. **Дворниченко В.В.** Диагностика технического состояния двигателей семейства Д-30-КУ-1, 2 серий с использованием регрессионного анализа и линейных диагностических матриц по полётной информации// Исследование характеристик элементов ГТД и некоторые вопросы технического обслуживания ГТД. Межвузовский сборник научных трудов. - М.: МГТУГА,1996.

Aviation Gas Turbine Engines of Type TRDD, TRDDF – the Development of the Undelayable Programme -Forecast in the Russian Federation on Middle-Urgent Perspective for Civil Aviation and the Air Forces (10-15 years)

The professor, d.t.sc. Dvornichenko Viacheslav Vasilievich Of STU MAI, e-mail: vdvor38@mail.ru; post-graduate student Burova A.Ю., Of The STU MAI.

In article the questions connected with the forecast of development aviation газотурбинных the Turbo-jet of by-passed engines (TRDD) for Civil Aircraft (CA) and Military - Air Forces (Air Forces) in the Russian Federation on immediate prospects are considered: 10-15 years. In the article has been presented the broad investigated samples of the Turbo-Fans and Turbo-Jets Of Russian, USA's, British, the algorithm and a design procedure of throttle and altitude-speed's characteristics of TRDD and TRDDF as on standard hydrocarbonic fuel T1, TC1, and on the cryogenic liquid hydrogen H₂, developed one of authors of this article, and results selectively in the form of schedules of curves some of the counted characteristics domestic and foreign TRDD,TRDDF both for CA, and for the Air Forces on standard fuel-kerosene of type T1, TC1, PT is given. Comparison of the received results under characteristics of TRDD and TRDDF on standard fuel kerosene TC1 (level of take-off draughts, hour fuel consumption at start of the aircraft and in cruiser flight, level of thrust specific fuel consumption in cruiser flight) with results of firms-manufacturers TRDD (Russian: «the Perm Motors», "Aviadvigatel", Samara NPO of N.D.Kuznetsova, NPO "Saturn", USA's: «Pratt&Whitney», British: «Rolls-Royce») has shown good convergence of both results.

Дворниченко В.В. –д.т.н., профессор каф.№207 ГТУ МАИ, научный интересы:

А) авиационные ТРДД для ДМС ГА и исследование асимметрии тяги в крейсерском полёте, способы минимизации асимметрии тяги с помощью САУ ТРДД.

Б) авиационные ТРДД на криогенном жидком водороде, их особенности и преимущества как по экологии, так и по приросту тяги. Перекачивание кипящего двухфазного водорода сверхзвуковыми осевыми насосами в перспективных топливных авиационных и ракетных системах.

Бурова А.Ю.- аспирантка, область научных интересов- А)робототехника,

Б) исследование представительных статистических выборок параметров величин «взлётной» тяги ТРДД при МСА для ГА и для ВВС.

Д.т.н. Дворниченко В.В., профессор каф. №207, ГТУ МАИ,

Аспирантка каф. №207 , ГТУ МАИ, Бурова А.Ю.