

## СХЕМЫ, ПАРАМЕТРЫ, РАБОЧИЙ ПРОЦЕСС, ХАРАКТЕРИСТИКИ И КОНСТРУКЦИЯ ДВИГАТЕЛЕЙ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ДАЛЬНЕГО ПЕРЕХВАТА

© 2018

- А. В. Ковалев** доктор технических наук;  
Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж;  
[kav-mail@mail.ru](mailto:kav-mail@mail.ru)
- В. Н. Санин** доктор физико-математических наук;  
Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж;  
[vsan1n@yandex.ru](mailto:vsan1n@yandex.ru)
- А. Г. Кривенко** кандидат технических наук, доцент кафедры авиационных двигателей;  
Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж;  
[krag61@mail.ru](mailto:krag61@mail.ru)
- В. В. Короленко** кандидат экономических наук, начальник отдела – исследовательского центра;  
Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж;  
[vkmts@narod.ru](mailto:vkmts@narod.ru)

Представлен анализ перспективных направлений совершенствования конструктивно-компоновочных схем силовых установок современных летательных аппаратов дальнего перехвата, связанных с реализацией возможностей двухконтурных турбореактивных двигателей. Значительные перспективы по улучшению лётно-технических характеристик авиационного комплекса дальнего перехвата открывают исследования силовых установок нетрадиционных конструктивно-компоновочных схем. Это, в первую очередь, двигатели с изменяемыми параметрами рабочего процесса за счёт более широкого управления элементами проточной части. В двигателях с изменяемыми параметрами осуществляется регулирование элементов проточного тракта – направляющих аппаратов компрессоров, сопловых аппаратов турбин, выходного устройства, камеры сгорания и других элементов. Применяются дополнительные узлы, отключаемые и переключаемые в процессе работы силовой установки (камеры сгорания в наружном контуре, клапаны перепуска, турбовентиляторные приставки), что обеспечивает адаптацию режима работы двигателя к условиям полёта за счёт интегрированной системы управления, приспособленной к возможным отказам и неисправностям. В качестве критерия эффективности целесообразно использовать дальность рубежа перехвата при типовом профиле полёта и обеспечении заданных значений максимальной скорости полёта и высоты. Показано, что расчётные методы, основанные на математическом моделировании, являются эффективным инструментом для обоснования принятия решений по выбору рациональных значений параметров рабочего процесса авиационных газотурбинных двигателей.

*Силовая установка; конструктивно-компоновочная схема; параметры рабочего процесса; математическая модель; газовая динамика; лопаточные машины.*

---

*Цитирование:* Ковалев А.В., Санин В.Н., Кривенко А.Г., Короленко В.В. Схемы, параметры, рабочий процесс, характеристики и конструкция двигателей летательного аппарата дальнего перехвата // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 3. С. 80-92.  
DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-3-80-92

Для реализации требуемых лётно-технических характеристик перспективный авиационный комплекс дальнего перехвата (ПАК ДП) должен оснащаться высокоэффективной силовой установкой (СУ) рациональной конструктивно-компоновочной схемы с оптимальными параметрами рабочего процесса. С учётом высот и скоростей применения ПАК ДП можно сделать вывод, что по тягово-экономическим и массово-

габаритным показателям для данного типа летательного аппарата (ЛА) наибольшие преимущества обеспечивают двухконтурные турбореактивные двигатели со смешением потоков контуров (ТРДД) [1].

Это связано с тем, что ТРДД позволяют снизить удельный расход топлива за счёт уменьшения потерь энергии с выходной скоростью, а также сохранить требуемую тягу при больших скоростях полёта. Термодинамические процессы, протекающие в конструктивных элементах ТРДД, обеспечивают устойчивую работу СУ во всём эксплуатационном диапазоне, в том числе при воздействии тепловой и газодинамической неравномерности воздушного потока на входе, надёжный запуск двигателя на земле и в полёте.

Кроме того, важным преимуществом ЛА с ТРДД является многорежимность его применения, обусловленная возможностью длительного барражирования ЛА на крейсерском режиме, а также при необходимости выполнения сверхзвукового полёта.

Реализация данных преимуществ осуществляется в первую очередь путём выбора оптимальных значений параметров рабочего процесса, таких как суммарная степень повышения давления воздуха в компрессоре, температуры газов перед турбиной, степень двухконтурности, а также повышения коэффициентов полезного действия лопаточных машин-компрессоров и турбин, снижения потерь полного давления во входных и выходных устройствах. Совершенствование узлов ТРДД предполагает улучшение условий обтекания лопаток за счёт их оптимального профилирования, повышения запасов газодинамической устойчивости, эффективности охлаждения.

Значительные перспективы по улучшению лётно-технических характеристик ПАК ДП открывают исследования СУ нетрадиционных конструктивно-компоновочных схем. Это в первую очередь двигатели с изменяемыми параметрами рабочего процесса (ДИП) за счёт более широкого управления элементами проточной части (рис. 1).

В ДИП осуществляется регулирование элементов проточного тракта – направляющих аппаратов компрессоров, сопловых аппаратов турбин, выходного устройства и других элементов. Применяются дополнительные узлы, отключаемые и переключаемые в процессе работы СУ (камеры сгорания в наружном контуре, клапаны перепуска, турбовентиляторные приставки), что обеспечивает адаптацию режима работы двигателя к условиям полёта за счёт интегрированной системы управления, приспособленной к возможным отказам и неисправностям.

Степень двухконтурности таких двигателей изменяется в более широких пределах, чем у обычных турбореактивных двухконтурных двигателей. Многие схемы ДИП допускают переход с режимов работы по схеме турбореактивного двухконтурного двигателя (турбореактивного двухконтурного двигателя с форсажной камерой) на режимы работы турбореактивного двигателя (турбореактивного двигателя с форсажной камерой).

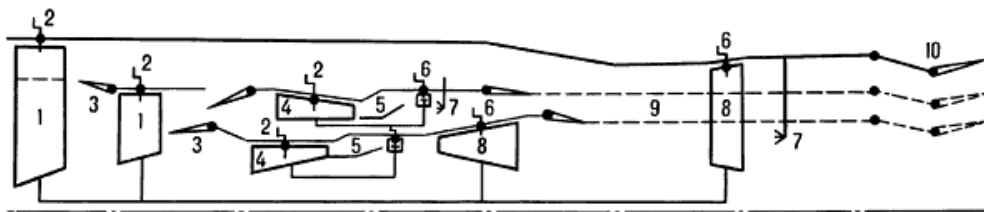


Рис. 1. Принципиальная схема двигателя изменяемого рабочего процесса с регулируемым элементом:

- 1 – каскады компрессора низкого давления; 2 – поворотные элементы компрессоров ГТД;
- 3 – регулируемые створки перепуска контуров ДИП; 4 – каскады компрессора высокого давления;
- 5 – регулируемая основная камера сгорания; 6 – поворотные элементы каскадов турбин;
- 7 – регулируемая составная форсажная камера сгорания; 8 – каскады турбины низкого давления;
- 9 – камера смешения; 10 – регулируемые створки выходного устройства

Схема, показанная на рис. 1, позволяет представить многообразие возможных принципиальных схем ДИП. Эти схемы могут быть созданы на основе исходного газогенератора. ДИП обладают лучшей экономичностью, чем турбореактивные двухконтурные двигатели с форсажной камерой на сверхзвуковых скоростях полёта, при взлёте, разгоне и на дозвуковых скоростях полёта. На дозвуковых скоростях полёта с выключенной форсажной камерой удельный расход топлива близок к удельному расходу топлива в турбореактивном двухконтурном двигателе с форсажной камерой и заметно меньше, чем в турбореактивном двигателе. Однако применение таких схем на практике ограничивается отсутствием реального опыта их проектирования, изготовления и эксплуатации.

Можно выделить следующие конструктивные решения, обеспечивающие максимальное улучшение показателей эффективности ТРДД: широкое применение композиционных материалов, позволяющих реализовать концепцию «неметаллический двигатель»; использование вместо механического отбора энергии от коробки приводов электроприводных агрегатов, позволяющих реализовать концепцию «электрический двигатель»; применение роторных опор, не требующих масляного охлаждения и позволяющих реализовать концепцию «сухой двигатель».

Совершенствование функциональных элементов ТРДД предполагает разработку специальных надроторных устройств в компрессорах и турбинах, позволяющих управлять нестационарными газодинамическими процессами за счёт активных методов воздействия на рабочее тело и, соответственно, обеспечивающих заданные запасы устойчивости и минимальные потери энергии, а также разработку и применение комплексных систем повышения запасов газодинамической устойчивости ТРДД.

В основной и форсажной камерах сгорания силовой установки ПАК ДА реализуются принципиально новые схемы сжигания топлива с использованием различных методов интенсификации горения и управления процессом горения.

Перспективные ТРДД характеризуются высокими значениями параметров рабочего процесса, которые необходимы для реализации требуемых удельных тягово-экономических и массово-габаритных показателей силовой установки. Обеспечить данные параметры возможно только путём разработки рациональной конструктивно-компоновочной схемы ТРДД.

Среди большого количества существующих конструктивно-схемных решений ТРДД для ПАК ДП одной из наиболее перспективных схем является двухроторный двухконтурный двигатель с общей для первого и второго контуров камерой смешения (рис. 2).

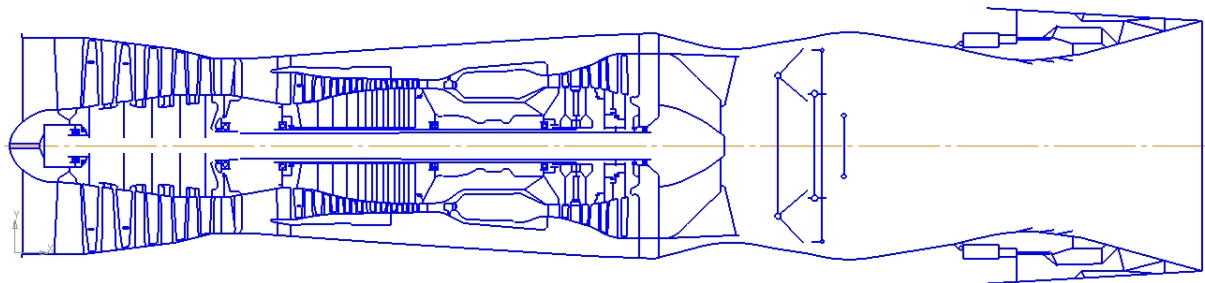


Рис. 2. Конструктивно-компоновочная схема ТРДДФ для ПАК ДП

Конструктивная схема включает компрессор низкого давления, разделительный корпус, компрессор высокого давления, основную камеру сгорания, турбину высокого давления, турбину низкого давления, камеру смешения, форсажную камеру сгорания и выходное устройство.

В качестве альтернативных вариантов для исследований представляют интерес конструктивно-компоновочная схема ТРДДФ с опорными ступенями компрессора низкого давления (КНД) (рис. 3) и трёхвальная схема ТРДДФ, представленная на рис.4.

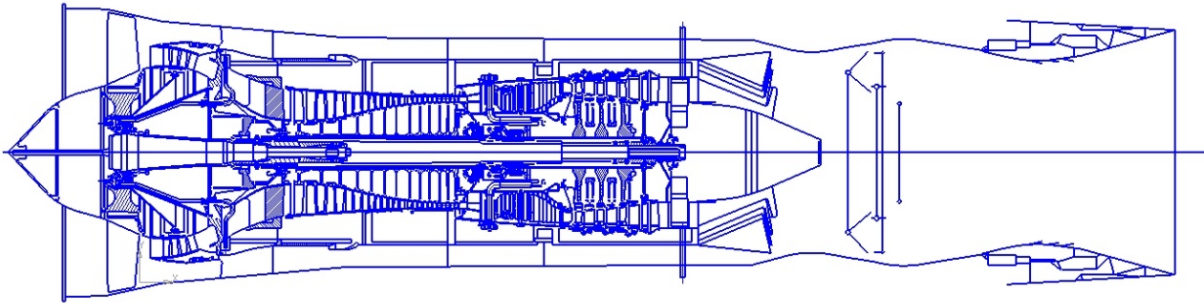


Рис. 3. Конструктивно-компоновочная схема ТРДДФ с опорными ступенями КНД

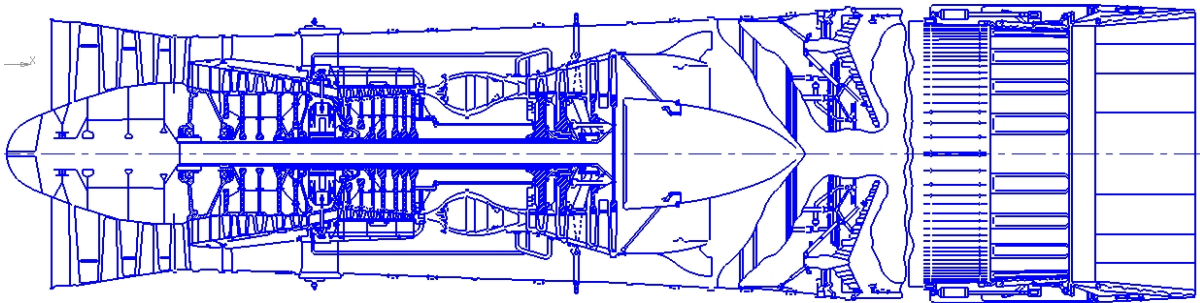


Рис.4. Конструктивно-компоновочная схема трёхвального ТРДДФ

Получить количественные показатели эффективности той или иной конструктивно-компоновочной схемы СУ ПАК ДП возможно путём проведения комплексных исследований перспективных схем газотурбинных двигателей (ГТД) в системе летательного аппарата. В качестве критерия эффективности целесообразно использовать дальность рубежа перехвата при типовом профиле полёта и обеспечении заданных значений максимальной скорости полёта и высоты.

Расчётные методы, основанные на математическом моделировании, являются эффективным инструментом для решения данных задач.

В настоящее время имеется большое количество математических моделей авиационных ГТД, отличающихся друг от друга целями моделирования, диапазоном исследуемых режимов, уровнем детализации термогазодинамических процессов, протекающих в двигателе, и системой принятых допущений. Наиболее широкое распространение получили функциональные математические модели, базирующиеся на алгоритмическом представлении процессов, протекающих в основных элементах ГТД. Такая математическая модель представляет собой систему нелинейных алгебраических и дифференциальных уравнений, описывающих работу отдельных модулей двигателя и условия их совместной работы в системе силовой установки. Для решения данной системы уравнений используются соответствующие численные методы с учётом начальных, граничных условий работы и существующих ограничений.

Основной задачей при выполнении расчётов по математической модели двигателя является определение высотно-скоростных и дроссельных характеристик силовой установки, необходимых для моделирования полёта летательного аппарата по заданному профилю. Первым этапом в решении данной задачи является определение параметров двигателя на максимальном режиме работы, который выбирается в качестве расчётного, поскольку является наиболее напряжённым для всех элементов конструктивно-компоновочной схемы ТРДД.

По заданным исходным данным вычисляется значение полной температуры и полного давления набегающего потока на входе в воздухозаборник с использованием следующих выражений:

$$T_H^* = T_H \left( 1 + \frac{k-1}{2} M_H^2 \right), \quad P_H^* = P_H \left( 1 + \frac{k-1}{2} M_H^2 \right)^{\frac{k}{k-1}},$$

где  $T_H, P_H$  – статическая температура и статическое давление воздушного потока;  $k$  – показатель адиабаты воздуха;  $M_H$  – число Маха.

Полная температура и полное давление на входе в компрессор определяются как

$$T_B^* = T_H^*, \quad P_B^* = \sigma_{ex} \cdot P_H^*,$$

где  $\sigma_{ex}$  – коэффициент сохранения полного давления во входном устройстве;

$$\sigma_{ex} = f(M_H).$$

Эффективная работа сжатия воздуха в компрессоре низкого давления вычисляется по соотношению:

$$L_{КНД} = \frac{k}{k-1} R_B T_B^* \left( \pi_{КНД}^{*\frac{k-1}{k}} - 1 \right) \frac{1}{\eta_{КНД}^*},$$

где  $R_B$  – газовая постоянная воздушного потока;  $\pi_{КНД}^*$  – степень повышения полного давления в КНД;  $\eta_{КНД}^*$  – коэффициент полезного действия (КПД) КНД.

Эффективная суммарная работа сжатия воздуха в компрессоре газогенератора вычисляется по соотношению:

$$L_K = \frac{k}{k-1} R_B T_B^* \left( \pi_{K\Sigma}^{*\frac{k-1}{k}} - 1 \right) \frac{1}{\eta_K^*},$$

где  $\pi_{K\Sigma}^*$  – суммарная степень повышения полного давления в компрессоре;  $\eta_K^*$  – КПД компрессора.

Полное давление и температура воздуха за компрессором вычисляются по зависимостям:

$$P_K^* = P_B^* \cdot \pi_{K\Sigma}^*; \quad T_K^* = T_B^* + \frac{k-1}{k} \cdot \frac{L_K}{R_B}.$$

Полное давление газа перед турбиной определяется по формуле:

$$P_T^* = P_K^* \sigma_{KC},$$

где  $\sigma_{KC}$  – коэффициент восстановления полного давления в камере сгорания, учитывающий гидравлические потери и «тепловое сопротивление» камеры сгорания;  $\sigma_{KC} = 0,96 - 0,98$ .

Температура газов перед турбиной  $T_T^*$  задаётся в исходных данных. Учитываются реальные возможности по обеспечению надёжной работы турбины при максимальных температурных нагрузках.

Средняя изобарная теплоёмкость газа в камере сгорания вычисляется по зависимости:

$$C_{Pcp} = 878 + 0,208(T_T^* + 0,48T_K^*).$$

Относительный расход топлива определяется по соотношению:

$$g_T = \frac{C_{Pcp} (T_T^* - T_K^*)}{\eta_T H_U},$$

где  $\eta_T$  – коэффициент полноты сгорания;  $H_U$  – низшая теплотворность топлива.

В ТРДД со смешением потоков давление газа за турбиной и давление воздуха, выходящего из наружного контура, должны быть примерно одинаковы:

$$P_T^* \approx P_{КНД}^* \cdot \sigma_{II},$$

где  $\sigma_{II}$  – коэффициент сохранения полного давления в наружном контуре.

Из этого условия определяется работа расширения газа в турбине:

$$L_T = \frac{k_T}{k_T - 1} \cdot R_T \cdot T_T^* \left[ 1 - \left( \frac{P_T^*}{P_T^*} \right)^{\frac{k_T - 1}{k_T}} \right] \cdot \eta_T^*,$$

где  $k_T$  – показатель адиабаты газа;  $R_T$  – постоянная газового потока;  $P_T^*$  – полное давление газа за турбиной;  $P_T^*$  – полное давление газа перед турбиной;  $\eta_T^*$  – КПД турбины.

Степень двухконтурности определяется из условия баланса мощностей турбины, компрессора газогенератора и КНД по соотношению:

$$m = \frac{1}{L_{КНД}} [L_T (1 + g_T) (1 - g_{OxI}) \eta_m - L_K],$$

где  $g_{охл}$  – относительный расход воздуха на охлаждение турбины;  $\eta_m$  – механический КПД турбины.

При наличии подпорных ступеней КНД учитывают распределение работы сжатия компрессора между внутренним и наружным контуром.

Полная температура и давление газа за турбиной определяются по формулам:

$$T_T^* = T_G^* - \frac{k_G - 1}{k_G} \cdot \frac{L_T}{R_G}; \quad P_T^* = P_G^* \left[ 1 - \frac{T_G^* - T_T^*}{T_G^* \cdot \eta_T^*} \right]^{\frac{k_G}{k_G - 1}},$$

где  $k_G$  и  $R_G$  – соответственно показатель адиабаты и газовая постоянная для газа;  $\eta_T^*$  – КПД турбины;  $P_G^*$  – полное давление газа на входе в турбину.

На входе в камеру смешения известны полное давление и полная температура воздуха на выходе из наружного контура ( $P_{всм}^* = P_{кнд}^* \cdot \sigma_{II}$ ;  $T_{всм}^* = T_{кнд}^*$ ), а также параметры газа за турбиной ( $P_T^*$ ;  $T_T^*$ ).

Температура рабочего тела на выходе из камеры смешения вычисляется по соотношению:

$$T_{см}^* = \frac{m \cdot C_{PB} \cdot T_{кнд}^* + C_{PG} \cdot T_T^*}{(1 + m) \cdot C_{PCM}},$$

где  $C_{PB}$  – средняя изобарная теплоёмкость воздуха в интервале температур от  $T_T^*$  до  $T_{см}^*$ ;  $C_{PG}$  – средняя изобарная теплоёмкость газа;  $C_{PCM}$  – средняя изобарная теплоёмкость смеси, вычисляемая по формуле:

$$C_{PCM} = \frac{m \cdot C_{PB} + C_{PG}}{1 + m}.$$

В приближённых расчётах можно принимать:

$$C_{PB} = 1010 - 1070 \left( \frac{Дж}{кг \cdot K} \right); \quad C_{PG} = 1100 - 1150 \left( \frac{Дж}{кг \cdot K} \right).$$

Значение показателя адиабаты  $k_{см}$  находится между  $k_G$  и  $k$  и может быть вычислено по формуле:

$$k_{см} = \frac{C_{PCM}}{C_{VCM}} = \frac{C_{PCM}}{C_{PCM} - R_{см}},$$

где  $C_{VCM}$  – средняя изохорная теплоёмкость смеси.

Газовая постоянная смеси  $R_{CM}$  имеет значение между  $R_{\Gamma} = 288 \left( \frac{\text{Дж}}{\text{кг К}} \right)$  и  $R_B = 287,3 \left( \frac{\text{Дж}}{\text{кг К}} \right)$ , которое определяется по формуле:

$$R_{CM} = \frac{m \cdot R_B + R_{\Gamma}}{1 + m}.$$

Давление рабочего тела на выходе из камеры смешения определяется по приближённой формуле:

$$P_{CM}^* = \sigma_{CM} \cdot (P_T^* \cdot P_{BCM}^*)^{\frac{1}{1+m}},$$

где  $\sigma_{CM}$  – коэффициент восстановления полного давления при смешении потоков;  $\sigma_{CM} = 0,975 - 0,985$ .

Критический перепад давлений вычисляется по соотношению:

$$\pi_{CKP} = \left( \frac{k_{CM} + 1}{2} \right)^{\frac{k_{CM}}{k_{CM} - 1}}.$$

При  $\frac{P_{CM}^*}{P_H} > \pi_{CKP}$  расширение в реактивном сопле неполное и параметры рабочего тела определяются по следующим формулам:

$$P_{CKP} = \frac{P_{CM}^*}{\pi_{CKP}} \cdot \sigma_C; \quad C_C = C_{CKP} = \sqrt{\frac{2 \cdot k_{CM}}{k_{CM} + 1} \cdot R_{CM} \cdot T_{CM}^*}; \quad T_{CKP} = \frac{2}{k_{CM} + 1} T_{CM}^*,$$

где  $P_{CKP}$  – давление на срезе реактивного сопла при критическом перепаде;  $\sigma_C$  – коэффициент восстановления полного давления в выходном устройстве;  $C_C$  – скорость газа на срезе реактивного сопла;  $T_{CKP}$  – критическая температура газового потока на срезе реактивного сопла.

При  $\frac{P_{CM}^*}{P_H} < \pi_{CKP}$  расширение в реактивном сопле полное и параметры рабочего тела определяются по следующим формулам:

$$P_C = P_H; \\ C_C = \varphi_C \sqrt{2 \frac{k_{CM}}{k_{CM} - 1} R_{CM} T_{CM}^* \left[ 1 - \left( \frac{P_H}{P_{CM}^*} \right)^{\frac{k_{CM} - 1}{k_{CM}}} \right]}, \\ T_C = T_{CM}^* - \frac{C_C^2}{2 \cdot \frac{k_{CM}}{k_{CM} - 1} \cdot R_{CM}},$$

где  $\varphi_C$  – коэффициент потери скорости газового потока в реактивном сопле.



Удельная тяга ТРДД со смешением потоков вычисляется согласно выражению:

$$P_{ВД\Sigma} = \left(1 + \frac{g_T}{1+m}\right) \cdot C_C - V + \frac{R_{CM} \cdot T_C}{C_C} \cdot \left(1 - \frac{P_H}{P_C}\right).$$

Расход воздуха, удельный расход топлива и внутренний КПД определяется по следующим формулам:

$$G_B = \frac{P}{P_{ВД\Sigma}}; \quad C_{ВД\Sigma} = \frac{3600 \cdot g_T \cdot (1 - g_{ОХЛ})}{P_{ВД\Sigma} \cdot (1+m)}; \quad \eta_e = \frac{P_{ВД\Sigma}^2}{2 \cdot g_T \cdot H_U \cdot (1 - g_{ОХЛ})}.$$

Полученные на расчётном режиме работы двигателя термогазодинамические параметры позволяют определить геометрические размеры силовой установки, необходимые для создания требуемой тяги.

Для расчёта дроссельных и высотно-скоростных характеристик двигателя используются полученные экспериментально или с использованием специальных численных методов характеристики каскадов лопаточных машин - компрессоров и турбин.

Наиболее универсальные методики расчёта характеристик компрессоров базируются на решении фундаментальных уравнений газовой динамики: уравнения сохранения массы (неразрывности), уравнения сохранения импульса (Навье-Стокса), уравнения сохранения энергии. Данные методики реализованы в большом количестве научных и коммерческих программ по моделированию течений и расчёту характеристик турбомашин (CFD-коды – ComputationalFluidDynamics или вычислительная гидродинамика).

CFD-коды позволяют осуществлять детальное моделирование течений во всей области межлопаточного канала и получать интегральные характеристики венцов и компрессоров, используя только данные о геометрии объекта исследования и условиях его функционирования.

Основная идея, заложенная в получении характеристик осевого компрессора с использованием CFD-методов, заключается в проведении вычислительного эксперимента (по аналогии с натурным). Параметры потока (давление, температура, компоненты скорости и т.д.) определяются расчётным способом путём решения в узлах расчётной сетки трёхмерных уравнений Навье-Стокса, осреднённых по числу Рейнольдса. Осевой компрессор или ступень разбивают на блоки, в которых строится расчётная сетка, по своей конфигурации совпадающая с некоторым объёмом пространства вокруг одного лопаточного венца. В области расчётной сетки осуществляется численная процедура решения уравнений для чередующихся вращающихся и невращающихся лопаточных венцов. Газодинамическое взаимодействие между такими блоками осуществляется в осреднённой форме по параметрам потока.

Для решения задач газовой динамики в лопаточных машинах авиационных ГТД одним из лучших автоматизированных программных комплексов является NUMECA. Он содержит наиболее современные специализированные физические модели процессов, протекающих в осевых компрессорах и турбинах, а также методы их численного решения. Алгоритмы и законы программы позволяют создавать качественные, строго структурированные расчётные модели течения в лопаточных венцах при минимальных затратах вычислительных ресурсов, таких как время расчёта и объём оперативной памяти.

Метод расчёта течения на базе решения трёхмерных уравнений Навье-Стокса, осреднённых по числу Рейнольдса (Reynolds-averaged Navier–Stokes (RANS)), развитый

в программном комплексе «NUMECA Fine/Turbo», базируется на методе конечных объёмов со вторым порядком точности.

Технологический процесс применения CFD-кода для расчёта характеристик лопаточных венцов, ступеней и многоступенчатых осевых компрессоров включает следующие этапы:

- предварительная работа с исходными геометрическими данными;
- построение расчётной геометрической модели;
- построение расчётной сетки;
- настройка решателя и выполнение расчёта;
- анализ результатов расчёта.

В работе [2] представлен алгоритм вычислений по основным этапам численного эксперимента, а также результаты проверки достоверности данной методики (рис. 5, 6).

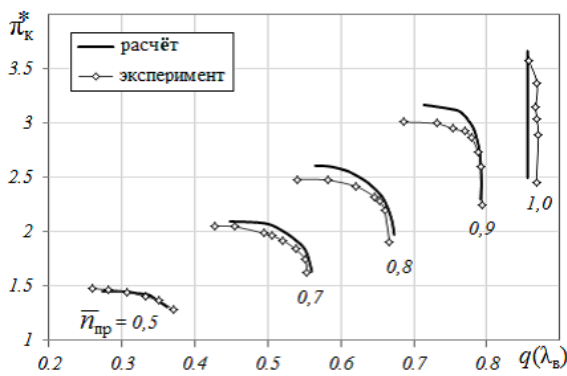


Рис. 5. Сравнение расчётных напорных кривых компрессора с экспериментальными данными

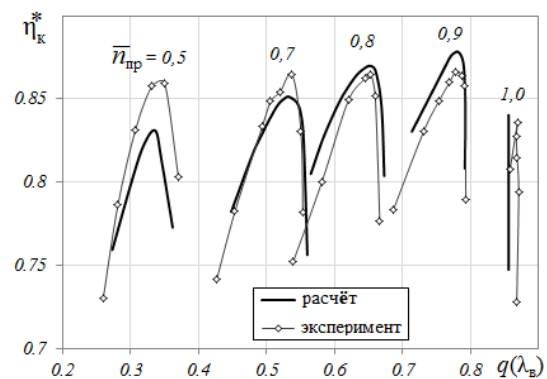


Рис. 6. Сравнение расчётных значений КПД компрессора с экспериментальными данными

В настоящее время разработаны и успешно применяются на практике интегрированные вычислительные комплексы по расчёту высотно-скоростных и дроссельных характеристик авиационных ГТД.

Для проведения исследований конструктивных схем силовых установок ПАК ДП целесообразно использовать программный комплекс UNI\_MM, предназначенный для решения широкого круга задач термодинамического анализа турбореактивных двухконтурных двигателей [3].

Данный вычислительный комплекс позволяет с минимальными временными затратами построить достоверную математическую модель ГТД в одномерной постановке, выполнить расчёт по единой методике термодинамических параметров с учётом особенностей процессов, протекающих в двигателе на установившихся и неустановившихся режимах работы. В качестве условий совместной работы элементов задаются балансы расходов воздуха и газа в характерных сечениях проточной части силовой установки, а также балансы мощностей компрессоров и турбин соответствующих роторов ГТД. При расчёте динамических характеристик условия баланса мощностей заменяются дифференциальными уравнениями вращения роторов с учётом нестационарности течения воздуха и газа по тракту двигателя.

Характеристики элементов силовой установки вводятся в аналитическом или табличном виде за счёт возможностей интерфейса программы.

Результаты расчёта высотно-скоростных характеристик рассматриваемых схем ПАК ДП представлены на рис. 7 – 9.

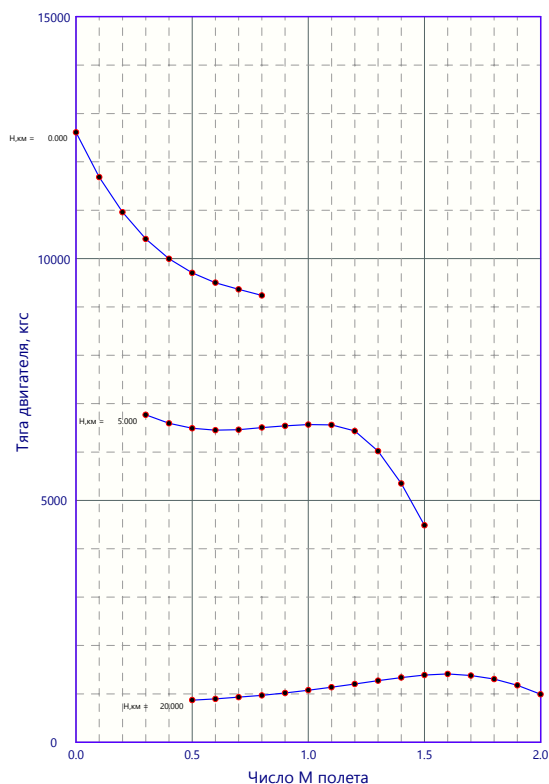


Рис. 7. Высотно-скоростная характеристика ТРДД, схема 1

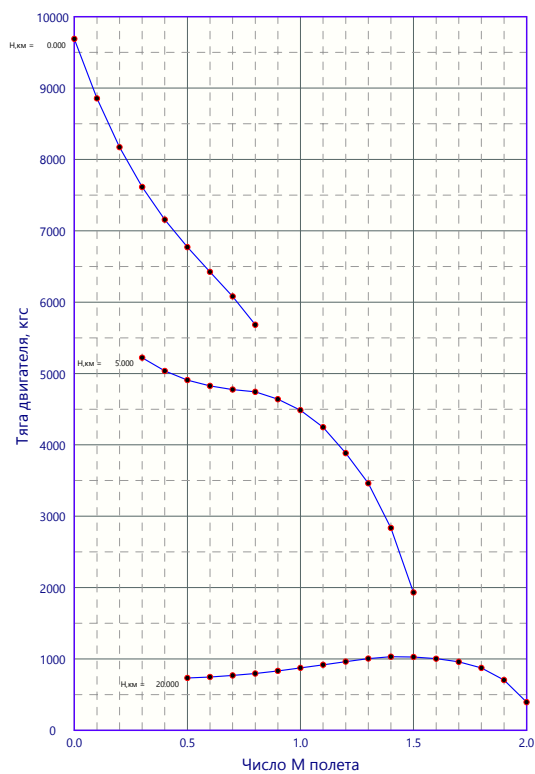


Рис. 8. Высотно-скоростная характеристика ТРДД, схема 2

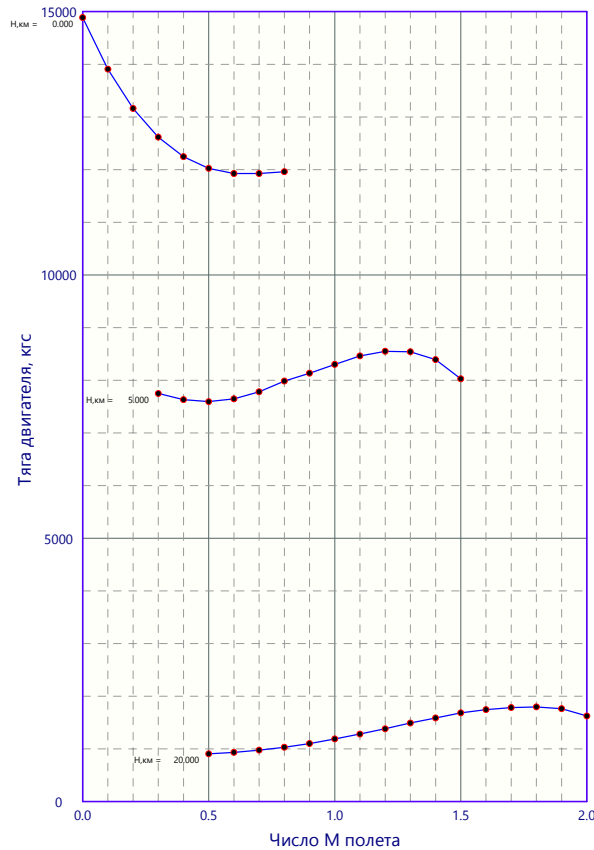


Рис. 9. Высотно-скоростная характеристика ТРДД, схема 3

По характеру изменения тяги в зависимости от высоты и скорости полёта каждая из рассматриваемых схем имеет свои преимущества и недостатки. Окончательный вывод о наиболее рациональной конструктивно-компоновочной схеме и базовых значениях основных параметров рабочего процесса может быть сформулирован по результатам исследований ТРДД в системе ПАК ДП.

### Библиографический список

1. Нечаев Ю.Н., Федоров Р.М. Теория авиационных двигателей. Ч. 2. М.: Машиностроение, 1978. 335 с.
2. Абдельвахид М.Б. Методика оценки влияния климатических условий и эрозивного износа на характеристики ТРДДФ. Дис. ... канд. техн. наук. Москва, 2014. 175 с.
3. Марчуков Е.В., Лещенко И.А., Вовк М.Ю., Инюкин А.А. Опыт использования программы UNI\_MM для выполнения термодинамических расчётов турбореактивных двухконтурных двигателей // Насосы. Турбины. Системы. 2015. № 2 (15). С. 45-53.

## **SCHEMES, PARAMETERS, WORK PROCESS, CHARACTERISTICS AND STRUCTURE OF LONG-RANGE INTERCEPTION AIRCRAFT ENGINES**

© 2018

- A. V. Kovalev** Doctor of Science (Engineering);  
Military Educational and Scientific Center of the Air Force Academy named after  
Professor N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin, Voronezh, Russian Federation;  
[kav-mail@mail.ru](mailto:kav-mail@mail.ru)
- V. N. Sanin** Doctor of Science (Phys. & Math.), Professor;  
Military Educational and Scientific Center of the Air Force Academy named after  
Professor N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin, Voronezh, Russian Federation;  
[vsan1n@yandex.ru](mailto:vsan1n@yandex.ru)
- A. G. Krivenok** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department  
of Aircraft Engines;  
Military Educational and Scientific Center of the Air Force Academy named after  
Professor N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin, Voronezh, Russian Federation;  
[krag61@mail.ru](mailto:krag61@mail.ru)
- V. V. Korolenko** Candidate of Science (Economic), Head of Department – Research Center;  
Military Educational and Scientific Center of the Air Force Academy named after  
Professor N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin, Voronezh, Russian Federation;  
[vkmts@narod.ru](mailto:vkmts@narod.ru)

The article presents an analysis of promising directions of improving the design and layout schemes of power plants of modern long-range interception aircraft, related to the implementation of the capabilities of bypass turbojet engines. Research of power plants of unconventional design-layout schemes opens significant prospects for improving flight performance of the long-range intercept aviation systems. These are primarily engines with variable parameters of the work process due to wider control of the elements in the flow passage. In engines with variable parameters the elements of the flow duct – compressor guide vanes, turbine nozzle guide vanes, the exhaust system, the combustion chamber and other elements are controlled. Additional components are used that can be switched off or over during the operation of the power plant (combustion chambers in the bypass duct, bypass valves, turbofan adapters), which ensures the adaptation of the engine operation mode to the flight conditions due to the integrated control system adapted to possible failures and malfunctions. It is expedient to use the range of the interception line in the case of a typical flight profile and providing the specified values of the maximum flight speed and altitude as a criterion of efficiency. It is shown that the computational methods based on mathematical modeling are an effective tool for justifying the decision-making in choosing rational values of the parameters of the work process of aviation gas turbine engines.

*Power plant; design layout; work process parameters; mathematical model; gas dynamics; impeller machines.*

---

*Citation:* Kovalev A.V., Sanin V.N., Krivenok A.G., Korolenko V.V. Schemes, parameters, work process, characteristics and structure of long-range interception aircraft engines. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018. V. 17, no. 3. P. 80-92. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-3-80-92

### **References**

1. Nechaev Yu.N., Fedorov R.M. *Teoriya aviatsionnykh dvigateley. Ch. 2* [Theory of aircraft engines. Part 2]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1978. 335 p.
2. Abdel'vakhid M.B. *Metodika otsenki vliyaniya klimaticheskikh usloviy i errozionnogo iznosa na kharakteristiki TRDDF. Dis. ... kand. tekhn. nauk* [Methods of assessing the impact of climatic conditions and erosive wear on the characteristics of a reheated double-flow turbofan engine. Thesis for a Candidate Degree in Engineering Science]. Moscow, 2014. 175 p.
3. Marchukov E.V., Leshchenko I.A., Vovk M.Y., Inyukin A.A. Experience of using program UNI\_MM for performance thermodynamic calculations of turbojet engines. *Pumps. Turbines. Systems*. 2015. No. 2 (15). P. 45-53. (In Russ.)