

**ОПТИМИЗАЦИЯ И ВЫБОР ПАРАМЕТРОВ
РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ГТД
ПО САМОЛЕТНЫМ КРИТЕРИЯМ
ЭФФЕКТИВНОСТИ
С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ АСТРА-ОПТ**

2007



САМАРА

ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ПО ОБРАЗОВАНИЮ
ГОСУДАРСТВЕННОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ имени академика С. П. КОРОЛЕВА»

УДК 621.431.75
ББК 39.55



**Инновационная образовательная программа
"Развитие центра компетенции и подготовка
специалистов мирового уровня в области аэро-
космических и геонформационных технологий"**

Составители: *В.В. Кулагин, В.С. Кузьмичев,
И.Н. Крупенич, А.Ю. Ткаченко*

Рецензент канд. техн. наук, доц. М. Е. П р о д а н о в

Оптимизация и выбор параметров рабочего процесса ГТД по самолетным критериям эффективности с использованием АСТРА-ОПТ: метод. указания / сост. [В.В. Кулагин и др.]. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2007. – 40 с. : ил.

Описаны критерии оптимизации параметров рабочего процесса ГТД в системе ЛА. Приведена методика расчета массы двигателя в зависимости от параметров рабочего процесса и расхода воздуха. Проанализированы закономерности оптимизации параметров по самолетным критериям эффективности. Изложена методика выбора параметров с использованием подсистемы термогазодинамического расчета и анализа АСТРА-ОПТ.

ОПТИМИЗАЦИЯ И ВЫБОР ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ГТД ПО САМОЛЕТНЫМ КРИТЕРИЯМ ЭФФЕКТИВНОСТИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ АСТРА-ОПТ

*Утверждено Редакционно-издательским советом университета
в качестве методических указаний*

УДК 621.431.75
ББК 39.55

Самара
Издательство СГАУ
2007

© Самарский государственный
аэрокосмический университет, 2007

СОДЕРЖАНИЕ

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ	4
УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ	5
1. КРИТЕРИИ ОПТИМИЗАЦИИ ПАРАМЕТРОВ ГТД ДОЗВУКОВОГО САМОЛЕТА	9
2. ЗАВИСИМОСТЬ УДЕЛЬНОЙ МАССЫ ДВИГАТЕЛЯ ОТ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА	15
3.1.ОЦЕНКА МАССЫ ГТД.....	15
3.2.ЗАКОНОМЕРНОСТИ ИЗМЕНЕНИЯ УДЕЛЬНОГО ВЕСА I8	
3. ОСНОВНЫЕ ЗАКОНОМЕРНОСТИ ОПТИМИЗАЦИИ ПАРАМЕТРОВ ГТД ПО САМОЛЕТНЫМ КРИТЕРИЯМ ЭФФЕКТИВНОСТИ	22
3.1.ЗАКОНОМЕРНОСТИ МИНИМИЗАЦИИ СУММАРНОЙ УДЕЛЬНОЙ МАССЫ ДВИГАТЕЛЯ И ТОПЛИВА	22
3.2.ЗАВИСИМОСТЬ ОБЛАСТИ НАИВЫГОДНЕЙШИХ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ОТ РАЗЛИЧНЫХ ФАКТОРОВ.....	25
4. МЕТОДОЛОГИЯ ВЫБОРА ПАРАМЕТРОВ НА НАЧАЛЬНОМ УРОВНЕ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ДВИГАТЕЛЯ	28
5. ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ПОДСИСТЕМЫ АСТРА- ОПТ ДЛЯ ОПТИМИЗАЦИИ ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ ГТД	34
СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ	42

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Проектирование нового двигателя начинается с выбора параметров его рабочего процесса – $T_{г}^*$, $\pi_{к\Sigma}^*$, m и $\pi_{в}^*$ (в случае ТРДД). Выбору параметров предшествует определение их оптимальных значений. С позиций системного подхода в качестве критериев оптимизации не могут быть приняты критерии эффективности двигателя, такие как общий КПД, удельный расход топлива или удельная масса, поскольку двигатель является составной частью системы более высокого уровня – самолета и обоснованно судить об оптимальности его параметров можно только по критериям эффективности системы более высокого иерархического уровня, т.е. по самолетным критериям.

Самолет является сложной системой: его эффективность и качество оцениваются по комплексу критериев. Этот комплекс критериев, характеризующих дозвуковой транспортный самолет, рассмотрен в разделе 1. Далее анализируются зависимости удельного расхода топлива и удельной массы двигателя от параметров рабочего процесса, а затем закономерности оптимизации параметров рабочего процесса ГТД по самолетным критериям эффективности. Приведена методология выбора параметров и описана методика применения подсистемы АСТРА-ОПТ.

Летательные аппараты, предназначенные для различных целей, оцениваются соответственно по различным критериям эффективности. Поэтому оптимизация параметров двигателей различных летательных аппаратов имеет свои особенности. Оптимизация усложняется для двигателей многоцелевых летательных аппаратов, предназначенных для использования в широком диапазоне дозвуковых и сверхзвуковых скоростей полета. Тем не менее, современная методология выбора параметров ГТД имеет общую основу, которая и будет проиллюстрирована на примере ТРДД дозвукового транспортного самолета.

УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

V_{II} — скорость полета, м/с
 H — высота полета, м (км)
 M — число Маха (отношение скорости потока к скорости звука)
 λ — приведенная скорость потока (отношение скорости потока к критической скорости звука)
 a — скорость звука, м/с
 c — скорость потока, м/с
 p — давление, Па (кПа)
 T — температура, К
 P — тяга двигателя, Н (кН)
 $P_{уд}$ — удельная тяга двигателя, Н·с/кг (кН·с/кг):
 $P_{уд} = P/G_{\Sigma}$, $P_{удGI} = P/G_I$
 $C_{уд}$ — удельный расход топлива, кг/(Н·ч) [кг/(кН·ч)]
 N — мощность, Вт (кВт)
 C_e — эффективный удельный расход топлива ТВ(В)Д, ТВаД, кг/(Вт·ч) [кг/(кВт·ч)]
 $M_{дв}$ — масса двигателя, кг
 $\gamma_{дв}$ — удельный вес двигателя
 π_V — степень повышения давления во входном устройстве при изоэнтропическом торможении
 π_k^* — степень повышения давления в компрессоре
 π_{Σ} — суммарная степень повышения давления
 $\pi_{k\Sigma}^*$ — суммарная степень повышения давления в компрессоре и вентиляторе внутреннего контура
 π_T^* — степень понижения давления в турбине
 n — частота вращения, с⁻¹
 L — удельная работа, Дж/кг (кДж/кг)
 η — коэффициент полезного действия
 $\eta_{г}$ — коэффициент полноты сгорания топлива
 ΔK_y — запас устойчивой работы
 m — степень двухконтурности
 x — коэффициент, характеризующий распределение энергии между контурами

G — массовый расход, кг/с
 F — площадь проходного сечения, м²
 q — скоростной напор, Н/м² (кН/м²)
 L_{II} — дальность полета, м (км)
 μ — коэффициент расхода
 c_x — коэффициент аэродинамического сопротивления
 σ — коэффициент восстановления полного давления
 φ_c — коэффициент скорости реактивного сопла
 φ — коэффициент расхода входного устройства
 X — внешнее аэродинамическое сопротивление, Н (кН)
 H_u — низшая удельная теплота сгорания топлива, Дж/кг (кДж/кг)

ИНДЕКСЫ

$*$ — параметры заторможенного потока
 v — винт, вентилятор
 v — воздух
 vx — входное устройство
 z — газ
 e — эффективный
 $ид$ — идеальный
 $исх$ — исходный
 k — компрессор
 $кр$ — крейсерский, критический
 $к.с$ — камера сгорания
 o — общий
 0 — параметры максимального режима в САУ на уровне моря при $M_{II} = 0$
 opt — оптимальный
 p — полетный
 $пр$ — предельный, приведенный
 $ср$ — средний, срез
 $с.т$ — свободная турбина
 $с.у$ — силовая установка
 t — турбина, топливо
 $уд$ — удельный
 ϕ — форсажная камера
 $ч$ — часовой
 $э$ — эквивалентный

эк — экономический
эф — эффективный
г — гидравлический
т — механический
s — изоэнтропный
Σ — суммарный
I — внутренний контур ТРДД
II — наружный контур ТРДД

ОСНОВНЫЕ СЕЧЕНИЯ ПОТОКА

H — невозмущенный поток перед двигателем
ВХ — вход во входное устройство
В — вход в компрессор
К — выход из компрессора
Г — вход в турбину
Т — выход из турбины
Ф — выход из форсажной камеры
С — выход из реактивного сопла
С.КР — критическое сечение сопла
I — выход из внутреннего контура ТРДД (вход в сопло или в камеру смешения)
II — выход из наружного контура (канала) ТРДД (вход в сопло или камеру смешения)

СОКРАЩЕНИЯ

ВСУ — вспомогательная силовая установка
ВУ — входное устройство
ГТД — газотурбинный двигатель
кВ(Н)Д — компрессор высокого (низкого) давления
ЛА — летательный аппарат
л.с.р — линия совместной работы
н.а — направляющий аппарат
ПВРД — прямоточный воздушно-реактивный двигатель
РУД — рычаг управления двигателем
САУ — стандартные атмосферные условия
ТВаД — турбовальный двигатель
ТВ(В)Д — турбовинтовой (турбовинтовентиляторный) двигатель
ТРД(Д) — турбореактивный двигатель (двухконтурный)
ТРДДсм — двухконтурный турбореактивный двигатель

ТРДДФ — со смешением потоков
двухконтурный турбореактивный двигатель
с форсажной камерой

1. КРИТЕРИИ ОПТИМИЗАЦИИ ПАРАМЕТРОВ ГТД ДОЗВУКОВОГО САМОЛЕТА

Критерии эффективности дозвукового транспортного или пассажирского самолета, являющиеся одновременно критериями оптимизации параметров двигателя, можно разделить на четыре группы: летно-технические, критерии оптимизации по массе, энергетические и экономические.

К летно-техническим критериям оценки самолета относятся дальность полета, максимальные скорость и высота, скороподъемность, взлетные и посадочные характеристики и т.п.

Одним из важнейших критериев для дальнего транспортного самолета с заданной коммерческой нагрузкой является дальность полета. Во многих случаях при оптимизации параметров двигателя дальность полета задается, а поскольку скорость полета тоже задана, то по дальности определяется время полета $t_{\Pi} = L_{\Pi} / 3600 V_{\Pi}$ (в часах).

Время t_{Π} при заданной крейсерской тяге $P_{кр.эф}$ и известном $C_{уд.кр.эф}$ ¹ определяет, в свою очередь, потребную суммарную массу топлива на борту летательного аппарата:

$$M_T = C_{уд.кр.эф} P_{кр.эф} i_{дв} t_{\Pi}, \quad (1)^2$$

где $i_{дв}$ – число двигателей на самолете.

Из (1) следует, что суммарная масса топлива на летательном аппарате определяется в основном экономичностью двигателя ($C_{уд.кр.эф}$), взлетной массой самолета, от которой зависит потребная тяга $P_{кр.эф} i_{дв}$, и дальностью (временем) полета $L_{\Pi} (t_{\Pi})$.

¹ Удельный расход топлива определяется по значению эффективной тяги $C_{уд.эф} = G_T / P_{эф}$.

² Расчет M_T ведется по теоретической дальности полета, которая определяется при условии, что весь запас топлива на борту летательного аппарата полностью расходуется в крейсерском полете.

Критерии оптимизации по массе следуют из уравнения весового баланса самолета:

$$M_0 = M_{\Pi\Pi} + M_{с.у} + M_T + M_{к.н},$$

где M_0 – взлетная масса снаряженного самолета, а слагаемые в правой части означают соответственно массу планера, силовой установки, топлива и коммерческой нагрузки. В правую часть этого уравнения следовало бы ввести еще одно слагаемое, характеризующее массу оборудования и снаряжения $M_{об.сн}$. Оно для простоты опущено, а указанная масса отнесена к планеру $M_{\Pi\Pi}$ и коммерческой нагрузке $M_{к.н}$.

Разделим левую и правую части уравнения на взлетную массу и представим уравнение весового баланса в относительном виде:

$$1 = \bar{M}_{\Pi\Pi} + \bar{M}_{с.у} + \bar{M}_T + \bar{M}_{к.н}. \quad (2)$$

Известный авиационный конструктор В.Ф. Болохвитинов назвал уравнение весового баланса уравнением существования самолета [10]. Он показал, что во второй половине XIX века не могли создать самолет, так как не могли создать силовую установку, удовлетворяющую по массе этому уравнению. Относительная масса конструкции планера составляла тогда $\bar{M}_{\Pi\Pi} \approx 0,5$, масса экипажа, топлива и оборудования была равна 0,1 от взлетной массы самолета. Следовательно относительная масса силовой установки не могла превышать 0,4. Двигатель такой массы, который развивал бы потребную для самолета тягу при том уровне развития техники (двигатели были паровые), создать не удавалось.

В настоящее время авиационная техника достигла высокого уровня совершенства: относительные массы планера и силовой установки существенно снижены и достигли значений $\bar{M}_{\Pi\Pi} = 0,35...0,4$ (эти цифры даются с учетом массы оборудования и снаряжения, масса конструкции планера составляет примерно одну четвертую часть от M_0), $\bar{M}_{с.у} = 0,12...0,15$, что позволило повысить относительную массу топлива и коммерческую нагрузку дальнемагистрального самолета до уровня $\bar{M}_T \approx 0,35$ и $M_{к.н} \approx 0,15$ [10].

Подчеркнем, что сумма относительных масс топлива и силовой установки, непосредственно связанных с двигателем $M_{Т+с.у}$, составляет около 50% от взлетной массы самолета. Поэтому эффективность двигателя решающим образом влияет на эффективность летательного аппарата.

Итак, можно считать, что взлетная масса самолета складывается из массы планера, коммерческой нагрузки и суммарной массы топлива и силовой установки:

$$1 = M_{Пл} + M_{К.Н} + M_{Т+с.у}. \quad (2a)$$

Увеличение коммерческой нагрузки при постоянной взлетной массе или снижение взлетной массы при постоянной коммерческой нагрузке означает увеличение рентабельности перевозок (относительная масса планера и дальность полета предполагаются постоянными). Поэтому взлетная масса и коммерческая нагрузка могут быть приняты в качестве критериев эффективности при выборе параметров двигателя. При этом взлетная масса является интегральным показателем, аналогом материальных затрат на создание и эксплуатацию самолета.

Максимальная коммерческая нагрузка при $M_0 = \text{const}$ или минимальная взлетная масса при $M_{К.Н} = \text{const}$ обеспечиваются при минимальном значении суммарной массы топлива и силовой установки. Поэтому в качестве критерия оптимизации параметров двигателя по массе целесообразно брать суммарную массу топлива и силовой установки.

Представим суммарную массу в относительном виде (в расчете на единицу тяги для условий крейсерского полета):

$$\gamma_{\Sigma} = \frac{M_{Т} + M_{с.у} i_{дв}}{P_{кр.эф} i_{дв}},$$

откуда с учетом (1) получим

$$\gamma_{\Sigma} = C_{уд.кр.эф} t_{П} + \gamma_{д.кр.эф} K_{с.у}, \quad (3)$$

где $\gamma_{д.кр.эф}$ – удельная масса двигателя для условий крейсерского высотного полета; $K_{с.у}$ – коэффициент, учитывающий увеличение массы силовой установки по отношению к массе двигателя, $K_{с.у} = 1,4 \dots 1,6$ для ТРД и ТРДД.

Из уравнения (3) видно, что при постоянном времени полета $t_{П}$ величина γ_{Σ} определяется удельным расходом топлива $C_{уд.кр.эф}$ и удельной массой двигателя $\gamma_{д.кр.эф}$. Поэтому ее называют суммарной удельной массой топлива и двигателя [5].

Энергетические критерии оптимизации характеризуют относительные или абсолютные затраты энергии. Энергия потребляется на всех стадиях жизненного цикла двигателя. Однако максимальная доля ее расходуется в виде топлива на этапе эксплуатации. Поэтому энергетическую эффективность в первом приближении можно характеризовать расходом топлива на тонна-километр ($C_{Т.км}$) перевезенного груза:

$$C_{Т.км} = \frac{C_{уд.кр.эф} P_{кр.эф} i_{дв} t_{П}}{M_{К.Н} L_{П} \cdot 10^{-6}} = \frac{C_{уд.кр.эф} P_{кр.эф} i_{дв}}{M_{К.Н} V_{П} \cdot 10^{-6} \cdot 3600}. \quad (4)$$

Расход топлива $C_{Т.км}$ называют также топливной эффективностью самолета.

Стремление к экономии топлива и повышению эффективности эксплуатации самолета ведет к постоянному усложнению двигателей и к необходимости применения все более энергоемких материалов. Вследствие этого постоянно возрастают затраты энергии на стадии создания двигателя. Экономия топлива не решает проблемы экономии энергии в целом. Поэтому разрабатываются и начинают применяться критерии энергопотребления, характеризующие затраты энергии (как относительные, так и абсолютные) на всех стадиях жизненного цикла двигателя.

Экономические критерии оптимизации — это абсолютные или относительные затраты в рублях. Наиболее общим критерием, с помощью которого учитываются все затраты на разработку $S_{ОКР}$, производство S , эксплуатацию $S_{экс}$ летательного аппарата и его силовой установки, а также капитальные затраты на самолетно-двигательный парк и наземные средства $S_{кап}$, является стоимость жизненного цикла ЛА $S_{ж.ц}$:

$$S_{ж.ц} = S_{ОКР} + S + S_{экс} + S_{кап}. \quad (5)$$

Все слагаемые правой части этого равенства относятся как к летательному аппарату, так и к двигателю.

Детальный расчет всех расходов за жизненный цикл самолета и двигателя достаточно сложен. Остановимся кратко только на ориентировочной оценке стоимости жизненного цикла двигателя, которая основывается на интегральном учете различных расходов и широком использовании их удельной стоимости [4].

Так, стоимость серийного двигателя

$$S_{\text{дв}} = S_{\text{уд.м}} M_{\text{дв}} K_z,$$

как видно из формулы, оценивается по его массе $M_{\text{дв}}$ и удельной стоимости 1 кг массы $S_{\text{уд.м}}$, которая, в свою очередь, зависит от удельного веса $\gamma_{\text{дв}}$ (конструктивного и термодинамического совершенства двигателя). С уменьшением $\gamma_{\text{дв}}$ ТРД(Ф) и ТРДД(Ф) от 0,24 до 0,12 величина $S_{\text{уд.м}}$ возрастает от 500 (700) до 900 (1000) р./кг¹. Кроме того, $S_{\text{дв}}$ существенно зависит от общего числа серийных двигателей, которые планируется выпустить за жизненный цикл всего парка самолетов. Эта зависимость учитывается коэффициентом K_z , который при увеличении числа двигателей от ~ 100 до ~ 10000 снижается от 0,6 до 0,3.

Затраты на разработку $S_{\text{ОКР}}$ включают затраты на научные исследования, проектирование, доводку и на другие опытно-конструкторские работы. Они могут оцениваться по стоимости серийного двигателя, превышая ее более чем на два порядка.

Затраты на эксплуатацию включают затраты на техническое обслуживание, ремонт, а также на топлива, масла и прочие горюче-смазочные материалы. Они составляют более половины (до 80%) стоимости жизненного цикла двигателя.

Если затраты на производство и эксплуатацию летательного аппарата и двигателей, установленных на нем, поделить на производительность ЛА (при условии его полной загрузки на всех рейсах за ресурс τ), то получим расчетную себестоимость перевозок (в р./т.км):

$$a = \frac{S + S_{\text{ЭКС}}}{M_{\text{к.н}} V_{\text{п}} \tau \cdot 3,6 \cdot 10^{-3}}. \quad (6)$$

¹ В ценах до 1991 г.

Если же поделить на производительность летательного аппарата стоимость его жизненного цикла $S_{\text{ж.ц}}$, то получим так называемые приведенные затраты с учетом стоимости опытно-конструкторских работ:

$$a' = \frac{S_{\text{ж.ц}}}{M_{\text{к.н}} V_{\text{п}} \tau \cdot 3,6 \cdot 10^{-3}}. \quad (6a)$$

Из приведенных формул видно, что критерии оптимизации параметров двигателя выражаются через массу двигателя и топлива или через коммерческую нагрузку, максимум которой, как отмечалось, обеспечивается при минимальной суммарной массе топлива и двигателя. *Существует, следовательно, связь всех критериев оптимизации с суммарной удельной массой топлива и двигателя. Поэтому функция $\gamma_{\Sigma} = f(\pi_{\text{к}\Sigma}^*, m, T_{\text{Г}}^*, \pi_{\text{в}}^*)$ лежит в основе оптимизации параметров двигателя по любым критериям эффективности самолета.*

Поскольку γ_{Σ} зависит от удельного расхода топлива и от удельной массы (формула 3), то в следующем разделе приведены результаты расчета и закономерности изменения этих величин от параметров рабочего процесса. Что касается удельного расхода топлива, то закономерности его изменения подробно изложены в [2, гл. 7] и в [9, разд. 16.2.1].

2. ЗАВИСИМОСТЬ УДЕЛЬНОЙ МАССЫ ДВИГАТЕЛЯ ОТ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА

3.1. Оценка массы ГТД

Теоретические зависимости массы двигателя ($M_{дв}$) от параметров рабочего процесса ГТД в отличие от зависимостей для $C_{уд}$ изучены еще недостаточно. Поэтому оценку зависимостей массы ГТД (в данном случае под массой понимается масса “сухого” двигателя, (см. разд. 2.2) от параметров рабочего процесса в настоящее время обычно производят на основании обобщенных статистических данных по выполненным конструкциям ГТД, так как иной, более точной информации, на этом этапе проектирования не имеется.

Наибольшее развитие получил полуэмпирический подход к формированию структуры математической модели массы ГТД. Среди последних наиболее известны модели, полученные для ТРД и ТРДД в ЦИАМ М.М. Цховребовым [8], фирмой Боинг [10], а для семейства проектируемых ГТД равного технологического уровня обобщенная параметрическая модель массы ТРДД, ТРД, ТВД, ТВдД, ВСУ, полученная В.Г. Масловым и В.С. Кузьмичевым [3, 7].

Как показал анализ статистических данных по созданным ТРД(Д) в период после 1980 г., а также по современным опубликованным проектам, наиболее приемлемые результаты дает модель следующего вида:

$$M_{дв} = (M_I + M_{II} + M_{к.см}) K_{рес} K_c, \quad (7)$$

где $M_I = B (G_{в1})_{пр.в.гто}^{m_1} \left[\left(\frac{\pi_{к\Sigma}^*}{\pi_B^*} \right)^{0,286} - 1 \right]^{m_2} K_{T_\Gamma}$ – масса

внутреннего контура двигателя без вентилятора и турбины вентилятора (величины коэффициентов B , m_1 , m_2 приведены в табл.1);

$$(G_{в1})_{пр.в.гто} = G_{в1} \frac{1}{\pi_B^*} \sqrt{1 + (\pi_B^{*0,286} - 1) \frac{1}{\eta_B^*}} \quad - \quad \text{расход}$$

воздуха через внутренний контур на взлетном режиме ($H = 0$, $M_{II} = 0$), приведенный к САУ по параметрам за вентилятором;

$$K_{T_\Gamma} \approx 1 + (T_{\Gamma \max}^* - 1200) \cdot 2 \cdot 10^{-4} \quad - \quad \text{коэффициент,}$$

учитывающий возрастание массы двигателя за счет системы охлаждения турбины ГТД при повышении значений проектной температуры $T_{\Gamma \max}$;

$$M_{II} = 2,86 G_{в\Sigma}^{0,903} m^{0,104} \pi_B^{*1,193} \quad - \quad \text{масса турбовентилятора и}$$

наружного контура; $M_{к.см} = 2,32 G_{в\Sigma}^{0,753}$ – масса камеры смещения;

$K_{рес}$ – коэффициент, учитывающий влияние ресурса на массу двигателя. С учетом того, что требования по ресурсу зависят от назначения двигателя, величина этого коэффициента ориентировочно равна: 1; 0,9 и 1,0...1,07 соответственно для ГТД дальних военных и транспортных самолетов; истребителей; дозвуковых пассажирских самолетов в зависимости от величины ресурса.

K_c – коэффициент, характеризующий снижение массы двигателя за счет внедрения новых высокопрочных материалов и конструктивно-технологических мероприятий. Он зависит во многом от года сертификации проектируемого ГТД, и предполагается его весьма существенное снижение на двигателях шестого поколения.

Таблица 1. Коэффициенты для расчета массы ТРД(Д)

Тип ГТД	$0,5 < (G_{в1})_{пр.в.гто} \leq 5$ кг/с			$5 < (G_{в1})_{пр.в.гто} < 50$ кг/с			$(G_{в1})_{пр.в.гто} > 50$ кг/с		
	B	m_1	m_2	B	m_1	m_2	B	m_1	m_2
ТР(Д)Д	20,9	0,8	0,5	15,2	1	0,5	6,96	1,2	0,5

Для ТРДФ и ТРДДФ в общем случае масса двигателя рассчитывается следующим образом:

$$M_{дв} = (M_I + M_{II} + M_{фк}) K_{рес} K_c, \quad (8)$$

где массы внутреннего контура M_I и турбовентиляторного контура M_{II} ТРДД рассчитываются по формулам, изложенным выше, а массу форсажной камеры вместе с регулируемым реактивным соплом можно оценить по следующей формуле:

$$M_{фк} = 2,9 G_{в\Sigma_0}. \quad (9)$$

Для оценки массы ТВД, ТВВД и ТВаД следует использовать модель следующего вида:

$$M_{дв} = M_{ГТД} + M_{ред}. \quad (10)$$

$$\text{Здесь } M_{ГТД} = B G_{в0}^{m_1} \left(\pi_{к0}^{*0,286} - 1 \right)^{m_2} K_{TГ} K_c K_{рес}, \quad (11)$$

где $G_{в0}$ и $\pi_{к0}^*$ – максимальные значения параметров ГТД при $H = 0$, $M_{II} = 0$, САУ.

Коэффициенты данной регрессионной модели m_1 , m_2 и B , полученные обработкой статистических данных по созданным и перспективным ГТД до 2000 г., приведены в табл. 2.

Таблица 2. Коэффициенты для расчета массы ТВаД и ТВ(В)Д

Тип ГТД		m_1	m_2	B
ТВаД	с	0,831	0,206	56,3
редуктором		0,888	0,541	36,9
ТВаД	без	0,74	0,16	66
редуктора				
ТВД и ТВВД				

Массу авиационных редукторов ТВД и ТВВД можно оценить по формуле:

$$M_{ред} = 5 + 78 \left(\frac{N_e}{n_{вв}} \right) - 2,38 \left(\frac{N_e}{n_{вв}} \right)^2, \quad (12)$$

где N_e – мощность на выводном валу, кВт; $n_{вв}$ – частота вращения этого вала, 1/мин. Если величина $n_{вв}$ неизвестна, то

ее в случае ТВД ориентировочно можно оценить по формуле $n_{вв} \cong 9820 N_e^{0,269}$.

Предложенные формулы (7)...(12), среднеквадратичная погрешность которых не превышает 15 %, целесообразно использовать лишь на этапах начального (концептуального) проектирования. Более точные модели массы ГТД достаточно сложны, зависят от большего числа факторов и, как правило, разные в разных фирмах. На последующих стадиях проектирования, когда становятся известны конструктивно-геометрические параметры двигателя, целесообразно использовать более точные поузловые модели массы или результаты оценки $M_{дв}$ на основе конкретных конструктивных проработок.

3.2. Закономерности изменения удельного веса

Удельным весом двигателя называют отношение его веса (силы тяжести) к тяге $\gamma_{дв} = g M_{дв} / P$. Поделив числитель и знаменатель на расход воздуха, получим

$$\gamma_{дв} = g \frac{\mu_{дв}}{P_{уд}}, \quad (13)$$

где $\mu_{дв}$ – удельная масса конструкции (масса двигателя в расчете на 1кг/с воздуха, проходящего через него),

$$\mu_{дв} = \frac{M_{дв}}{G_{в}}. \quad (14)$$

Величина $P_{уд}$ характеризует термодинамическое совершенство двигателя (см. гл. 6 учебника [2]), а $\mu_{дв}$ – его конструктивное совершенство, т.е. *удельный вес $\gamma_{дв}$ является интегральным параметром, характеризующим как термодинамическое, так и конструктивное совершенство.*

Поскольку тяга двигателя зависит от внешних условий (в том числе от высоты и скорости полета, температуры и давления наружного воздуха), а также от режима его работы, то и удельный вес зависит от этих условий. Величиной, характеризующей двигатель, принято считать

удельный вес $\gamma_{дв}$, соответствующий максимальному режиму работы в САУ на уровне моря ($H = 0$, $M_{п} = 0$, $g = 9,81 \text{ м/с}^2$). Только для этих условий он и рассматривается в этом разделе.

В формулу (8) входит так называемая “сухая масса” двигателя. Понятие “сухая масса” определяется ГОСТом, согласно которому в величину $M_{дв}$ не входят масса входного устройства, элементов расширяющейся части сопла, реверса тяги, а также масса самолетных агрегатов, бака с маслом и т.п. Все перечисленные элементы конструкции входят в силовую установку самолета, которая включает еще мотогондолу и некоторые системы. Поэтому масса силовой установки существенно (примерно в полтора раза) больше массы двигателя.

Существуют два способа определения массы проектируемого двигателя. Первый из них – конструкторская проработка двигателя и выполнение его в чертежах, по которым вычисляются объем и масса всех деталей. Понятно, что на этапе выбора параметров, когда рассчитывается большое число вариантов двигателя, такой подход может применяться ограниченно. Второй способ – интегральный. В этом случае масса двигателя определяется по формулам в зависимости от параметров рабочего процесса, расхода воздуха и некоторых других факторов (разд.2.1).

Согласно (13) удельный вес $\gamma_{дв}$ зависит от удельной тяги и удельной массы конструкции двигателя $\mu_{дв}$. Как было показано в гл. 6 и 7, удельная тяга зависит от параметров рабочего процесса ($\pi_{к\Sigma}^*$, m , $T_{г}^*$). Используя материалы работы [6], рассмотрим зависимость от этих параметров величины $\mu_{дв}$, а затем $\gamma_{дв}$.

С повышением $\pi_{к\Sigma}^*$ удельная масса конструкции двигателя возрастает вследствие увеличения числа ступеней турбокомпрессора и соответственно длины двигателя.

Удельная тяга по $\pi_{к\Sigma}^*$ имеет пологий максимум [2, рис. 7.4,а], а реализованные в настоящее время $\pi_{к\Sigma}^*$ не намного превышают оптимальные (по удельной тяге) значения. Поэтому увеличение $\pi_{к\Sigma}^*$ сопровождается практически несущественным изменением удельной тяги, в результате чего удельный вес двигателя возрастает в соответствии с изменением $\mu_{дв}$.

С увеличением m удельная масса конструкции $\mu_{дв}$ уменьшается, так как возрастает объем наружного контура, удельная масса конструкции которого низка. В диапазоне m от 0 до 3 снижается, кроме того, число ступеней вентилятора (до единицы), что связано с уменьшением степени повышения давления в нем. При большей степени двухконтурности вентилятор остается одноступенчатым, а число ступеней турбины вентилятора увеличивается, вследствие чего уменьшение $\mu_{дв}$ замедляется.

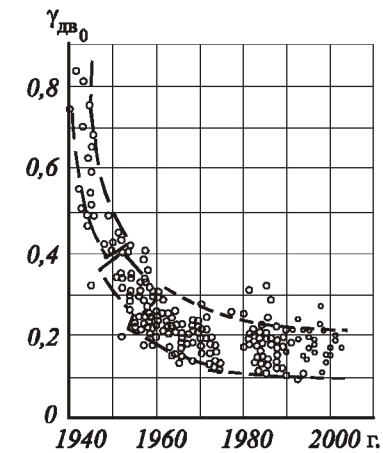


Рис. 1. Развитие турбореактивных двигателей по удельному весу

Удельная тяга при увеличении m снижается [2, гл. 6]. Вначале (при небольших степенях двухконтурности) преобладающее влияние на $\gamma_{дв}$ оказывает $\mu_{дв}$, а затем (при больших m) – снижение $P_{уд}$. В результате удельный вес двигателя по степени двухконтурности имеет минимум при $m_{opt} = 4...6$.

С повышением $T_{г}^*$ удельная масса конструкции ТРД практически не изменяется, а ТРДД – несколько возрастает из-за увеличения числа ступеней вентилятора и его турбины в связи с ростом степени повышения давления $\pi_{в}^*$ из условия оптимального распределения энергии между контурами. Одновременно значительно возрастает удельная тяга [2, гл. 7], и это оказывает

определяющее влияние на удельный вес двигателя: с увеличением T_{Γ}^* он снижается.

Удельный вес зависит не только от параметров рабочего процесса, но и от расхода воздуха, проходящего через двигатель, т.е. от его диаметральных размеров. Эту зависимость легко оценить при условии, что сравниваемые двигатели подобны. В этом случае с изменением диаметра площадь входа, расход воздуха и тяга изменяются пропорционально D^2 , а объем и масса двигателя – пропорционально D^3 . Поэтому удельная масса должна изменяться пропорционально D или $G_e^{0.5}$.

Действительная зависимость $\gamma_{дв}$ от G_e значительно отличается от теоретической. На двигателях большой размерности ($G_{el_0} > 30 \dots 50$ кг/с) $\gamma_{дв}$ изменяется фактически пропорционально $G_e^{0.2}$. На двигателях средней размерности (G_{el_0} от 5 до 30 кг/с) $\gamma_{дв}$ изменяется незначительно, а на малоразмерных ($G_{el_0} < 3 \dots 5$ кг/с) с уменьшением расхода воздуха удельный вес даже увеличивается [4]. Это объясняется тем, что при изменении диаметра двигателя условие подобия деталей и узлов не выдерживается. Например, относительная толщина лопаток, стенок и других деталей с уменьшением диаметра обычно увеличивается, а при $G_{el_0} < 3$ кг/с весьма малые размеры (толщины) многих деталей, которые диктуются условиями подобия, не могут быть выдержаны по технологическим причинам.

Будучи интегральным параметром, удельный вес зависит от многих других факторов. Он отражает уровень развития двигателей и непрерывно снижается по годам. На рис. 1 показано изменение удельного веса по мере совершенствования ГТД. Совершенствование двигателей по удельному весу носит комплексный характер. В перспективе следует ожидать дальнейшего снижения $\gamma_{дв}$.

3. ОСНОВНЫЕ ЗАКОНОМЕРНОСТИ ОПТИМИЗАЦИИ ПАРАМЕТРОВ ГТД ПО САМОЛЕТНЫМ КРИТЕРИЯМ ЭФФЕКТИВНОСТИ

Как отмечалось, самолетные критерии оптимизации параметров двигателя в значительной степени зависят от суммарной удельной массы топлива и двигателя, которая в соответствии с формулой (3) при заданном времени (дальности) полета определяется величинами $C_{уд.кр.эф}$ и $\gamma_{д.кр.эф}$, а следовательно, и параметрами рабочего процесса. Поэтому нахождение максимумов или минимумов критериев эффективности самолета в зависимости от параметров рабочего процесса связано с минимизацией функции $\gamma_{\Sigma} = f(\pi_{к\Sigma}^*, m, T_{\Gamma}^*, \pi_{в}^*)$. Закономерности минимизации этой функции, а также оптимизации параметров двигателя по другим критериям эффективности самолета получены и изложены в работе [3]. Рассмотрим их.

3.1. Закономерности минимизации суммарной удельной массы двигателя и топлива

Проанализируем зависимость γ_{Σ} вначале от $\pi_{к\Sigma}^*$ при $m = \text{const}$, $T_{\Gamma}^* = \text{const}$, а затем от двух переменных – $\pi_{к\Sigma}^*$ и m при их независимом изменении и $T_{\Gamma}^* = \text{const}$. При этом $\pi_{в}^*$ рассматривается как зависимая переменная и определяется из условия оптимального распределения энергии между контурами ТРДД. Потери в узлах учитываются КПД и коэффициентами, которые предполагаются постоянными или изменяются в соответствии с рекомендациями, изложенными в гл. 8 [2]. Внешние условия сохраняются постоянными и соответствуют условиям крейсерского высотного полета дозвукового самолета ($H = 11$ км, $M_{п} = 0,8$).

С увеличением $\pi_{к\Sigma}^*$ в диапазоне значений, представляющих практический интерес, удельный расход топлива уменьшается [2, гл. 7], а удельная масса двигателя увеличивается (см. разд. 2.1). Преобладающее влияние на γ_{Σ} оказывает вначале первый фактор ($C_{уд.кр.эф} t_{п}$), а затем – второй ($\gamma_{д.кр.эф}$).

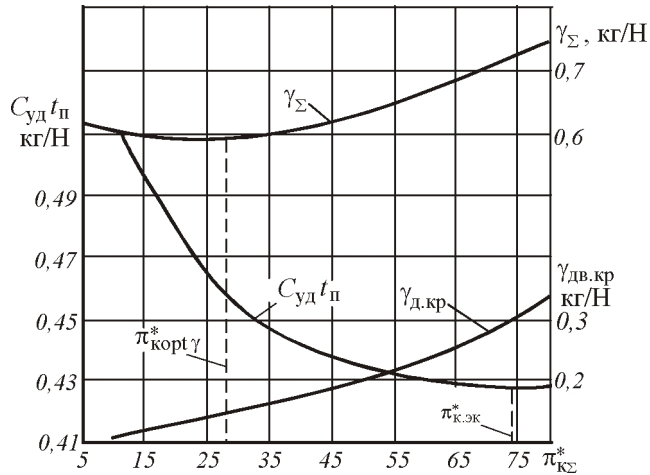


Рис. 2. Зависимость суммарной удельной массы топлива и двигателя γ_{Σ} от $\pi_{\kappa\Sigma}^*$ для ТРДД ($T_{\Gamma}^* = 1400$, $m = 6$, $t_{\Pi} = 6$ ч, $H = 11$ км, $M_{\Pi} = 0,85$)

Противоположное влияние двух факторов приводит к образованию минимума функции γ_{Σ} по $\pi_{\kappa\Sigma}^*$ (рис. 2). При этом оптимальная степень повышения давления $\pi_{\kappa opt \gamma}^*$, соответствующая минимальному значению γ_{Σ} , существенно меньше экономической степени повышения давления $\pi_{\kappa.эк}^*$, соответствующей минимальному значению удельного расхода топлива $C_{уд.кр.эф}$ (сравните рис. 2 и [2, рис. 7.3,б]), что обусловлено влиянием второго фактора.

Подчеркнем, что $\pi_{\kappa opt \gamma}^*$ зависит от значимости первого и второго факторов – слагаемых в формуле (3). Если значимость первого фактора повышается (увеличивается $C_{уд.кр.эф}$ или t_{Π}), то соответственно увеличивается $\pi_{\kappa opt \gamma}^*$. И наоборот: повышение значимости второго фактора ($\gamma_{д.кр.эф}$) ведет к уменьшению $\pi_{\kappa opt \gamma}^*$.

Как следует из рис. 2, суммарная удельная масса γ_{Σ} по $\pi_{\kappa\Sigma}^*$ – весьма пологая кривая. Поэтому при отклонении γ_{Σ} от минимального значения на небольшую величину, например на 1%, степень повышения давления $\pi_{\kappa\Sigma}^*$ отклоняется от оптимального значения на 20...30%. Следовательно,

практическому минимуму γ_{Σ} соответствует большой диапазон значений $\Delta \pi_{\kappa.нв}^*$, который называют диапазоном наивыгоднейших значений степени повышения давления компрессора.

Аналогично изменяется γ_{Σ} и по m при постоянных $\pi_{\kappa\Sigma}^*$ и T_{Γ}^* , т.е. функция имеет пологий минимум. Минимуму функции γ_{Σ} соответствует оптимальная степень двухконтурности $m_{opt \gamma}$, а практическому минимуму – диапазон наивыгоднейших степеней двухконтурности $\Delta m_{нв}$.

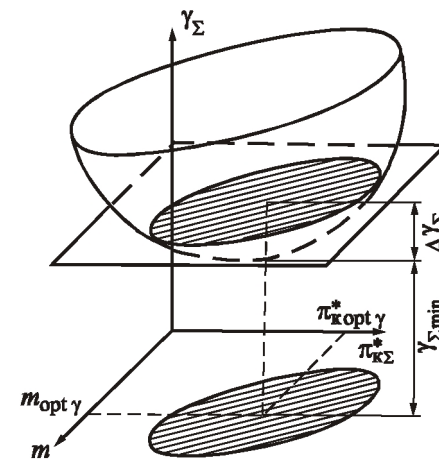


Рис. 3. Область наивыгоднейших параметров $\pi_{\kappa\Sigma}^*$ и m , соответствующая практическому минимуму функции $\gamma_{\Sigma} = f(\pi_{\kappa\Sigma}^*, m)$ при $T_{\Gamma}^* = \text{const}$, $t_{\Pi} = \text{const}$

Подчеркнем, что величина $m_{opt \gamma}$ (а следовательно, и $\Delta m_{нв}$) зависит от внешнего сопротивления двигателя. Увеличение его ведет к значительному снижению оптимальной степени двухконтурности.

Суммарная удельная масса топлива и двигателя как функция двух переменных $\gamma_{\Sigma} = f(\pi_{\kappa\Sigma}^*, m)$ представляет собой поверхность (рис. 3), весьма пологую в области минимума γ_{Σ} . Если отступить от минимума, например на $\Delta \gamma_{\Sigma} = 1\%$, и провести плоскость, перпендикулярную оси z , то пересечение

плоскости с поверхностью даст область сочетаний $\pi_{\kappa\Sigma}^*$ и m , в которой обеспечивается практический минимум γ_{Σ} – область наивыгоднейших значений $\pi_{\kappa\Sigma}^*$ и m .

Итак, минимум функции γ_{Σ} практически обеспечивается при изменении $\pi_{\kappa\Sigma}^*$ и m в широком диапазоне наивыгоднейших значений. Эта важная особенность функции облегчает задачу выбора параметров в процессе проектирования двигателя, так

как позволяет “лицу, принимающему решения”, учесть ряд других факторов, таких, как имеющийся задел, возможности использования доведенного газогенератора и унификации узлов, сроки доводки, необходимые затраты и т.д.

3.2. Зависимость области наивыгоднейших параметров рабочего процесса от различных факторов

Как отмечалось в разд. 1, условию $\gamma_{\Sigma} = \gamma_{\Sigma \min}$ соответствует минимальная взлетная масса при $M_{к.н} = \text{const}$ или максимальная коммерческая нагрузка при $M_0 = \text{const}$. Поэтому области наивыгоднейших параметров, определенные из условия обеспечения $\gamma_{\Sigma \min}$, удовлетворяют также условию обеспечения $M_{0 \min}$ или $M_{к.н \max}$. Кроме того, закономерности минимизации функции $\gamma_{\Sigma} = f(\pi_{к\Sigma}^*, m)$ относятся и к оптимизации параметров ГТД по другим критериям эффективности самолета ($a, C_{т.км}, S_{ж.ц}$), поскольку эти критерии в значительной степени зависят от γ_{Σ} .

Так, на зависимость себестоимости перевозки 1 т·км груза от параметров рабочего процесса определяющее влияние оказывает стоимость топлива S_T и двигателя $S_{дв}$. По существу это те же два фактора, которые определяют минимум γ_{Σ} по $\pi_{к\Sigma}^*$, но в их стоимостном выражении. Поэтому себестоимость a имеет минимум по $\pi_{к\Sigma}^*$. Однако оптимальное значение степени повышения давления компрессора $\pi_{к \text{opt} a}^*$, соответствующее минимуму себестоимости, меньше $\pi_{к \text{opt} \gamma}^*$. Это связано с тем, что стоимость 1 кг массы двигателя в несколько тысяч раз превышает стоимость 1 кг топлива, и хотя расходы на двигатель, в отличие от расходов на топливо, амортизируются не за один полет, а в течение ресурса, значимость второго фактора повышается с переходом от критерия γ_{Σ} к a , что и приводит к снижению $\pi_{к \text{opt} a}^*$.

Функция a , как и γ_{Σ} , имеет пологий минимум по $\pi_{к\Sigma}^*$ и m при $T_{г}^* = \text{const}$, а практическому минимуму функции $a = f(\pi_{к\Sigma}^*, m)$ соответствует область наивыгоднейших значений $\Delta \pi_{к \text{нв}}^*$ и $\Delta m_{\text{нв}}$.

Таким образом, с переходом от оптимизации параметров по массе (γ_{Σ}) к оптимизации их по себестоимости (a) оптимальные параметры и соответственно области наивыгоднейших параметров уменьшаются, так как значимость двигателя в стоимостном выражении увеличивается по сравнению со значимостью топлива.

С переходом от оптимизации по массе (γ_{Σ}) к оптимизации по энергетическим критериям ($C_{т.км}$) оптимальные параметры $\pi_{к \text{opt} C}^*$ и $m_{\text{opt} C}$ и соответственно области наивыгоднейших параметров, наоборот, повышаются вследствие увеличения значимости первого (топливного) фактора, так как большая часть энергии, потребляемой за жизненный цикл двигателя, как отмечалось, расходуется в виде топлива в процессе его эксплуатации.

Результаты сравнения оптимальных параметров и соответственно областей наивыгоднейших параметров, определенных для различных критериев оптимизации, показаны на рис. 4. На нем приведены также параметры $m, \pi_{к\Sigma}^*$, определенные из условия обеспечения минимального удельного расхода топлива.

Из рисунка видно, что наивыгоднейшие параметры, соответствующие любым критериям эффективности самолета: $a, \gamma_{\Sigma}, C_{т.км}$, существенно меньше наивыгоднейших параметров, соответствующих критерию эффективности двигателя $C_{уд}$.

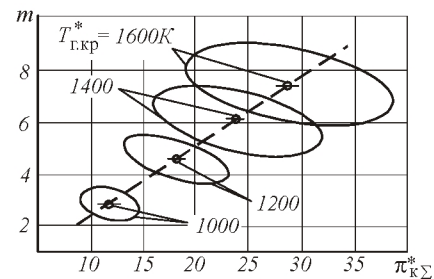


Рис. 5. Зависимость областей наивыгоднейших параметров ГТД от температуры газа перед турбиной при $H = 11 \text{ км}, M_{п} = 0,8$

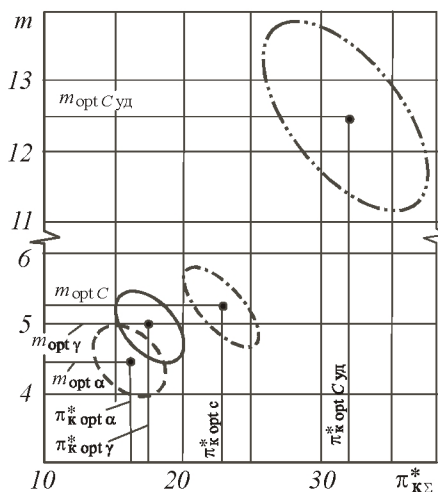


Рис. 4. Зависимость оптимальных параметров ($\pi_{k\Sigma}^* \text{opt}$, $m \text{opt}$) и соответствующих им областей наивыгоднейших значений $\pi_{k\Sigma}^*$ и m ТРДД ($T_{г\text{кр}}^* = 1240 \text{ К}$, $H = 11 \text{ км}$, $M_{II} = 0,8$, $L_{II} = \text{const}$) от критериев оптимизации — $\gamma \Sigma$;
 - - - - a ; - - - - $C_{т. км}$; - · - · - $C_{уд}$

области наивыгоднейших параметров оказывает время (дальность) полета самолета. С увеличением t_{II} (L_{II}) увеличивается произведение $C_{уд.кр.эф} t_{II}$, т.е. повышается значимость первого фактора в формуле (3), что и ведет к увеличению оптимальных параметров.

Таким образом, оптимальные параметры $\pi_{k \text{opt}}^*$ и $m \text{opt}$ и области их наивыгоднейших сочетаний существенно зависят от критериев оптимизации, температуры газа перед турбиной и времени (дальности) полета самолета. Поэтому при выборе параметров двигателя перечисленные факторы должны быть обоснованы и ранжированы исходя из задачи, для выполнения которой проектируется летательный аппарат.

Оптимизация параметров $\pi_{k\Sigma}^*$ и m выполнялась при условии постоянной температуры газа перед турбиной. С увеличением $T_{г}^*$ (в диапазоне применяемых в настоящее время максимальных значений) удельный расход топлива повышается или изменяется незначительно, а удельная масса двигателя снижается. Поэтому значимость первого фактора — слагаемое в формуле (3) — увеличивается, а второго — уменьшается, вследствие чего оптимальные параметры (и соответственно области наивыгоднейших параметров) увеличиваются (рис. 5).

Аналогичное влияние на оптимальные параметры и

4. МЕТОДОЛОГИЯ ВЫБОРА ПАРАМЕТРОВ НА НАЧАЛЬНОМ УРОВНЕ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ДВИГАТЕЛЯ

Выбор параметров и последующее проектирование узлов до недавнего времени производились по критериям двигателя: из условия обеспечения заданных значений тяги и удельного расхода топлива с учетом ограничений по габаритам и массе. В последние годы представление о проектировании двигателя как о процессе, изолированном от самолета, коренным образом изменилось. В современном представлении проектирование двигателя — многоуровневый иерархический процесс. Показатели эффективности системы на определенном уровне иерархии становятся критериями оптимизационной системы более низкого уровня. Различают три уровня проектирования (рис. 6): начальный (выбор параметров по самолетным критериям эффективности), первый (проектирование узлов) и второй (проектирование деталей).

В этом разделе будут изложены методология выбора параметров (т.е. определения величин $T_{г}^*$; $\pi_{k\Sigma}^*$; m ; $\pi_{в}^*$ — для ТРДД) на начальном уровне проектирования.

Начальный уровень проектирования начинается с формулирования задачи и разработки идеологии закладки двигателя (эти вопросы будут затронуты в следующем разделе). *Главное его содержание — расчеты по оптимизации параметров двигателя, которые включают согласование характеристик (завязку) самолета и двигателя и определение области компромиссного решения.* А заканчивается он выбором 2–3 вариантов двигателя, проектным термогазодинамическим расчетом и определением основных размеров их проточной части, составлением описания (“портрета”) двигателя и выдачей технического задания на проектирование узлов.

Завязка самолета и двигателя производится в целях определения их основных размеров и массы. В простейшем случае, когда заданы соотношение между крейсерской и взлетной тягой $\bar{P}_{кр} = P_{кр} / P_0$ и взлетная тяговооруженность $r_{вз} = i_{дв} P_0 / g M_0$ (отношение взлетной тяги двигателей к взлетному весу

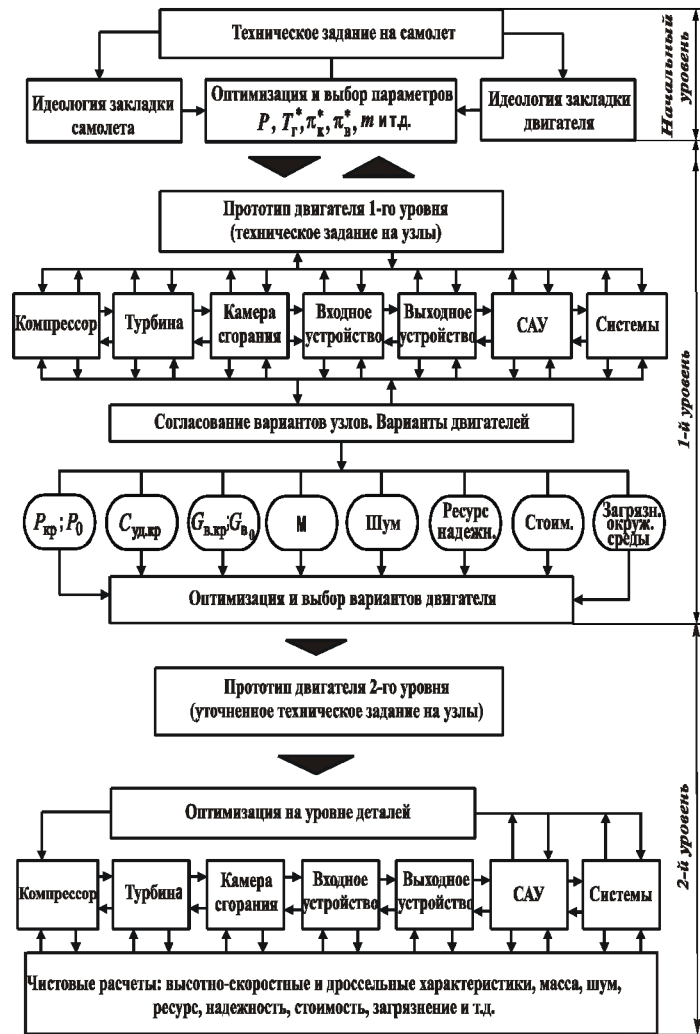


Рис. 6. Схема проектирования двигателя (предложена И.Ф. Флоровым)

самолета), которые изменяются в узких пределах, завязка может быть выполнена в такой последовательности:

1. Подготавливается исходная и проектная документация по самолету (масса коммерческой нагрузки $M_{к.н}$, дальность полета $L_{п}$, относительная масса планера $\bar{M}_{шп}$, высота полета H , число $M_{п}$, число двигателей на самолете $i_{дв}$ и т.д.) и по двигателю (ресурс τ , все КПД и коэффициенты потерь, характеризующие потери в узлах, коэффициент внешнего сопротивления C_x , коэффициенты, характеризующие отбор воздуха на охлаждение элементов двигателя и т.д.) и оцениваются вероятные диапазоны возможного изменения исходных данных. Задаются, кроме того, начальные ограничения: по максимально допустимой температуре газа перед турбиной на максимальном режиме $T_{Г}^* < T_{Г\max}^*$, по шуму, по токсичности выхлопа и др.

2. Формулируется задача оптимизации параметров рабочего процесса, например: $\pi_{к\Sigma}^*$ и m оптимизируются по критериям эффективности самолета (по себестоимости перевозки 1 т·км a , взлетной массе M_0 , расходу топлива на 1 т·км $C_{т.км}$), $\pi_{в}^*$ рассчитывается из условия наиболее выгодного распределения энергии между контурами ТРДД, а $T_{Г}^*$ задается как величина, характеризующая уровень технического совершенства.

3. Выполняется проектный термогазодинамический расчет двигателя для условий длительного крейсерского высотного полета при $G_{\epsilon} = 1$ кг/с и при принятых сочетаниях $\pi_{к\Sigma}^*$ и m [2, гл. 8].

4. В первом приближении принимается, что площадь входа в компрессор $F_{в}$ равна, например, 1 м^2 , и для этого условия определяются расход воздуха через двигатель, площади характерных проходных сечений, а также соответствующие значения тяги $P_{кр}$ и расхода топлива. Кроме того, по формуле (1) вычисляется необходимая масса топлива $M_{т}$ из условия обеспечения заданной дальности полета.

5. Вычисляется необходимая взлетная тяга P_0 из условия обеспечения заданного соотношения тяг $\bar{P}_{кр}$ и полученного при термогазодинамическом расчете значения $P_{кр}$. Далее определяются температура $T_{Г_0}^*$, расход воздуха и параметры рабочего процесса на взлетном режиме, соответствующие этой

тяге. При этом следует иметь в виду, что площади характерных сечений рассчитываемого варианта двигателя являются величинами заданными, поскольку они определены условиями длительного крейсерского режима. В этих случаях параметры рабочего процесса, соответствующие взлетному режиму, определяются из условия совместной работы узлов двигателя (по методике расчета характеристик двигателя, которая излагается в [2, гл. 12]).

6. Рассчитывается масса двигателя и, следовательно, масса силовой установки по формулам, приведенным в разд. 2.1, в зависимости от параметров рабочего процесса и расхода воздуха на взлетном режиме. Определяется суммарная масса топлива и двигателя.

7. Вычисляется взлетная масса самолета по заданной тяговооруженности и полученному значению P_0 . На основании уравнения весового баланса самолета (формула 2) определяется масса коммерческой нагрузки $M_{к.н.}$, соответствующая произвольно принятой площади F_B .

8. Методом последовательных приближений подбирается площадь F_B из условия равенства полученного и заданного значений коммерческой нагрузки. В процессе подбора удельные параметры двигателя не изменяются, так как постоянны параметры рабочего процесса, а расходы воздуха и топлива через двигатель, тяга в земных и высотных условиях полета изменяются пропорционально площади входа в компрессор. Так же изменяется и суммарная масса топлива на борту самолета, а масса двигателя рассчитывается, как было указано.

В результате такого подбора определяются площади сечений, характеризующие размеры двигателя, его масса, а также взлетная масса самолета, удовлетворяющие условию заданной коммерческой нагрузки и дальности полета. В этом и заключается завязка самолета и двигателя.

Для определения области компромиссов и выбора компромиссного решения рассчитываются критерии оптимизации a и $C_{т.км}$ (один из принятых критериев – M_0 определен в процессе завязки самолета и двигателя), см. разд. 1. Завязка самолета и двигателя и последующий расчет критериев эффективности выполняются для всех выбранных сочетаний оптимизируемых параметров ($\pi_{к\Sigma}^*$, m). По результатам этих расчетов определяются оптимальные параметры рабочего процесса $\pi_{к\text{opt}}^*$ и m_{opt} по каждому критерию эффективности и соответствующие им области наивыгоднейших параметров $\Delta\pi_{к.нв}$ и $\Delta m_{нв}$ (см. рис. 4). Пересечение их образует область компромиссов (рис. 7), т.е. область параметров, отвечающих (с определенной точностью) всем перечисленным критериям [3]. На эту область накладываются заданные ограничения по температуре $T_{г\text{max}}^*$ и габаритам двигателя, по срокам его создания, по шуму и токсичности выхлопа и т.д., для чего необходимо рассчитать эти показатели. В области, свободной от ограничений, выбирают 2 – 3 варианта сочетаний параметров рабочего процесса (компромиссного решения) для последующего более детального их исследования. Выполняется уточненный проектный термогазодинамический расчет этих вариантов двигателей и проектируется их проточная часть. Согласовываются параметры турбин и компрессоров: определяются окружные скорости, диаметральные размеры и число ступеней. По результатам этих расчетов составляется описание двигателя для выдачи технического задания на

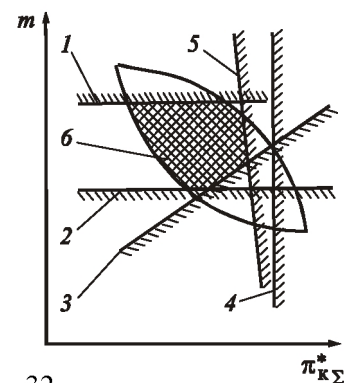


Рис. 7. Область компромиссов с ограничениями:

- 1 – по габаритам двигателя;
- 2 – по шуму;
- 3 – по температуре $T_{г\text{max}}^*$;
- 4 – по токсичности выхлопа;
- 5 – по срокам создания двигателя;
- 6 – область, свободная от ограничений

проектирование узлов и для следующего – первого уровня проектирования.

5. ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ПОДСИСТЕМЫ АСТРА-ОПТ ДЛЯ ОПТИМИЗАЦИИ ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ ГТД

Автоматизированная подсистема АСТРА-ОПТ предназначена для определения оптимальных значений параметров рабочего процесса газотурбинных двигателей, в том числе и по самолетным критериям эффективности.

Основные возможности подсистемы:

- моделирование любых традиционных и перспективных схем АД и ЭУ;
- моделирование полетного цикла ЛА;
- оптимизации проектных параметров по критериям эффективности двигателя и летательного аппарата;
- исследование влияния различных факторов на оптимальные значения проектных параметров;
- интеграция с другими задачами термодинамического проектирования ГТД.

Подсистема работает на IBM-совместимых компьютерах под управлением операционной среды Windows XP.

Аппаратные требования:

- монитор и видеокарта, поддерживающие режим отображения с разрешением 1024x768 точек и разрядностью цветопередачи 16 бит;
- тактовая частота процессора не менее 1500 МГц;
- объем оперативной памяти не менее 256 Мб;
- объем свободного пространства на жестком диске не менее 10 Мб.

На рис. 8 изображен исходный вид окна подсистемы после загрузки.

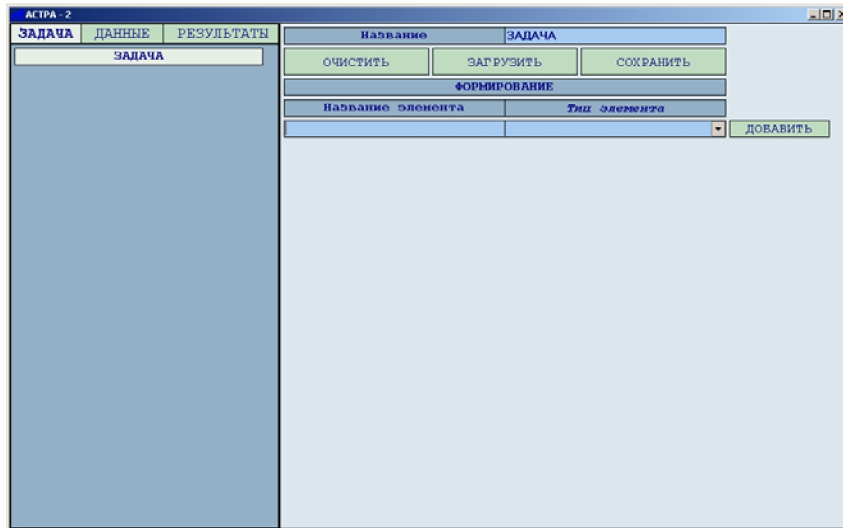


Рис. 8. Исходный вид окна подсистемы АСТРА-ОПТ

Рабочая область подсистемы делится на две панели. На левой панели отображаются кнопки режимов работы и список элементов задачи, а на правой – информация по выбранному элементу.

Процесс работы в подсистеме АСТРА-ОПТ делится на три этапа:

- формирование модели решаемой задачи;
- ввод исходных данных;
- выполнение вычислений и вывод результатов расчета.

Каждому из этих этапов соответствует определенный режим работы подсистемы. Переключение между режимами осуществляется с помощью кнопок в верхней части левой панели (рис. 9).



Рис. 9. Кнопки переключения режимов

Первое поле в списке элементов соответствует модели решаемой задачи. В режиме «Задача» выбор этого поля с

помощью мыши приведет к отображению панели формирования списка элементов модели (рис. 10).

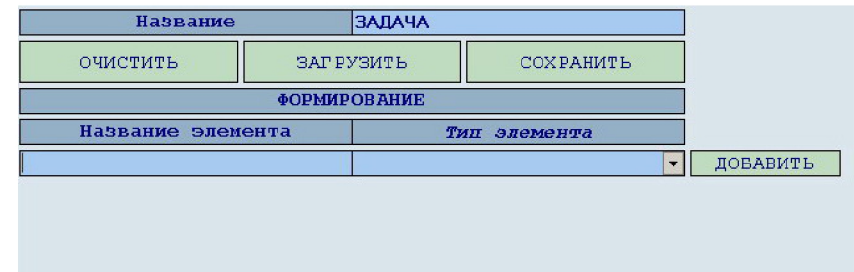


Рис. 10. Панель формирования списка элементов модели

На этой панели расположены кнопки загрузки и сохранения модели решаемой задачи, очистки структуры модели, поле задания названия задачи, добавления элемента заданного типа и названия.

В списке доступных типов элементов представлен широкий набор узлов ГТД и операций выполняемых с моделью (рис. 11).

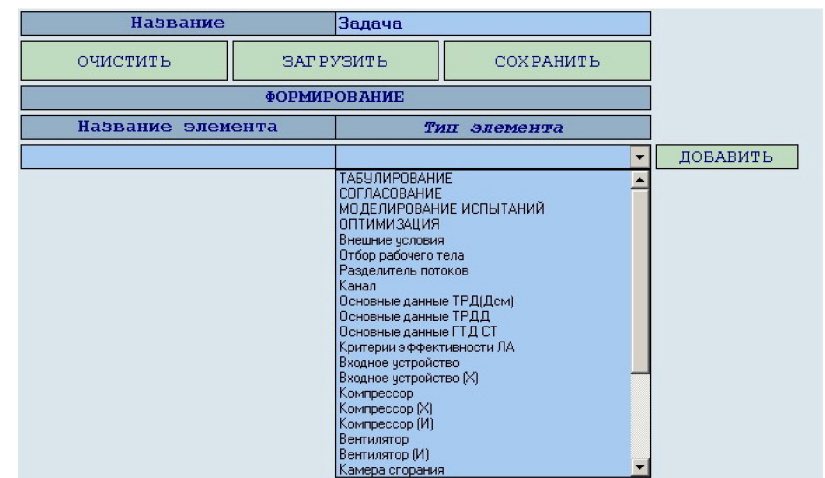


Рис. 11. Список доступных элементов и операций

Нажатие кнопки «Добавить» после выбора требуемого типа элемента и ввода его названия (рис. 12) приведет к появлению

соответствующего поля на панели формирования списка элементов модели и на левой панели (рис. 13).

Название		ЗАДАЧА
ОЧИСТИТЬ	ЗАГРУЗИТЬ	СОХРАНИТЬ
ФОРМИРОВАНИЕ		
Название элемента	Тип элемента	
ВУ	Входное устройство	
		ДОБАВИТЬ

Рис. 12. Задание типа и названия нового элемента модели

Название		ЗАДАЧА
ОЧИСТИТЬ	ЗАГРУЗИТЬ	СОХРАНИТЬ
ФОРМИРОВАНИЕ		
Название элемента	Тип элемента	
ВУ	Входное устройство	
		ДОБАВИТЬ
		УДАЛИТЬ

Рис. 13. Отображение добавленного элемента

Добавленный элемент можно исключить из модели с помощью кнопки «Удалить» (рис. 13).

Подобным образом добавляются модели всех узлов исследуемого ГТД и модели расчета основных данных двигателя и критериев эффективности ЛА. Кроме того, могут быть добавлены элементы операций согласования, оптимизации и табулирования, обеспечивающие, соответственно, решение системы нелинейных уравнений, многопараметрической оптимизации и выполнение серии расчетов при изменении исходных данных по заданной зависимости. На рис. 14 приведена структура модели определения оптимизации проектных переменных (m , π_V^* , $\pi_{КС}^*$) двухвального ТРДД по расходу топлива на 1 т·км перевезенного груза при различных значениях температуры на выходе из камеры сгорания.

Оптимизация ТРДД 2в	Название		Оптимизация ТРДД 2в
Табулирование	ОЧИСТИТЬ	ЗАГРУЗИТЬ	СОХРАНИТЬ
Оптимизация	ФОРМИРОВАНИЕ		
Согласование	Название элемента	Тип элемента	
Внешние условия	табулирование	ТАБУЛИРОВАНИЕ	ДОБАВИТЬ
ВУ	Оптимизация	ОПТИМИЗАЦИЯ	УДАЛИТЬ
Вентилятор	Согласование	СОГЛАСОВАНИЕ	УДАЛИТЬ
Разделитель потоков	Внешние условия	Внешние условия	УДАЛИТЬ
Канал наружного контура	ВУ	Входное устройство	УДАЛИТЬ
Сопло II	Вентилятор	Компрессор	УДАЛИТЬ
КВД	Разделитель потоков	Разделитель потоков	УДАЛИТЬ
Отбор на охлаждение	Канал наружного контура	Канал	УДАЛИТЬ
КС	Сопло II	Коническое сопло	УДАЛИТЬ
ТВД	КВД	Компрессор	УДАЛИТЬ
ТНД	Отбор на охлаждение	Отбор рабочего тела	УДАЛИТЬ
Сопло I	КС	Камера сгорания	УДАЛИТЬ
Основные данные	ТВД	Турбина (окл. ТСА-РК)	УДАЛИТЬ
Эффективность ЛА	ТНД	Турбина	УДАЛИТЬ
	Сопло I	Коническое сопло	УДАЛИТЬ
	Основные данные	Основные данные ТРДД	УДАЛИТЬ
	Эффективность ЛА	Критерии эффективности ЛА	УДАЛИТЬ

Рис. 14. Список элементов модели решаемой задачи

При выборе любого элемента на левой панели отображается панель свойств данного элемента (рис. 15).

Оптимизация ТРДД 2в	Название		ВУ
Табулирование	Тип		Входное устройство
Оптимизация	Входные параметры		
Согласование	Индекс рабочего тела на входе		
Внешние условия	параметр	Внешние условия	Выводить в результаты
ВУ	параметр	Входные параметры	пар_н
Вентилятор	Коэффициент избытка кислорода на входе		
Разделитель потоков	параметр	Внешние условия	Выводить в результаты
Канал наружного контура	параметр	Входные параметры	alpha_n
Сопло II	Относительное влагосодержание рабочего тела на входе		
КВД	параметр	Внешние условия	Выводить в результаты
Отбор на охлаждение	параметр	Входные параметры	d_n
КС	Давление атмосферного воздуха		
ТВД	параметр	Па	Выводить в результаты
ТНД	параметр	Внешние условия	Входные параметры
Сопло I	Температура атмосферного воздуха		
Основные данные	параметр	К	Выводить в результаты
Эффективность ЛА	параметр	Внешние условия	Входные параметры
	Число Маха полета		
	параметр	Внешние условия	Входные параметры
	Расход воздуха через двигатель		
	параметр	кг/с	Выводить в результаты
	параметр	Согласование	Подбор бв
	параметр	Согласование	Борн
	Коэф. восстановления полного давления во входном устройстве		
	параметр	значения	Выводить в результаты
	Выходные параметры		

Рис. 15. Панель свойств элемента

Здесь выводятся информация о названии и типе элемента, списки входных и выходных параметров. В описании каждого параметра можно изменить его полное название и символьное обозначение, указать будет ли его значение задаваться пользователем или передаваться от параметра другого узла, выводить значение в таблицу результатов или нет. Если значение параметра должно передаваться от параметра другого узла, то в соответствующих списках необходимо указать путь к этому параметру (рис. 16).

Полная температура рабочего тела на входе в вентилятор			
T*_в	К	Выводить в результаты	<input type="checkbox"/>
параметр	ВУ	Выходные параметры	T*_в

Рис. 16. Задание свойств параметра элемента

После формирования списка элементов модели решаемой задачи, указания свойств параметров и задания связей между параметрами можно переходить к этапу ввода исходных данных нажатием кнопки «Данные» на левой панели. При этом для каждого выбранного элемента будет отображаться панель со списком входных параметров, задаваемых пользователем (рис. 17).

АСТРА - 2	
ЗАДАЧА	РЕЗУЛЬТАТЫ
Оптимизация ТРДД 2в	внешние условия
Табулирование	Входные параметры
Оптимизация	Число Маха полета
Согласование	Mn = 0.8 [0...1000]
внешние условия	Высота
ВУ	Hn = 11 км [0...500]
Вентилятор	Давление атмосферного воздуха
Разделитель потоков	p_n = (Hn) Па [0.001...100000000000]
Канал наружного контура	Температура атмосферного воздуха
Сопло II	T_n = (Hn) К [0.001...3000]
КВД	Относительная влажность
Отбор на охлаждение	phi = 0 % [0...100]
КС	
ТВД	
ТНД	
Сопло I	
Основные данные	
Эффективность ЛА	

Рис. 17. Входные параметры элемента модели

Нажатием кнопки «Результаты» запускается процесс вычислений (рис. 18).

АСТРА - 2	
ЗАДАЧА	РЕЗУЛЬТАТЫ
Таблица результатов	СТОП
Графики результатов	Табулирование
	Оптимизация
	Согласование

Рис. 18. Панель отображения хода вычислений

После успешного выполнения вычислений автоматически отображается таблица полученных результатов (рис. 19).

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Кузьмичев, В.С. Экспертная оценка научно-технического уровня проекта авиационного ГТД / В.С.Кузьмичев, В.Г.Маслов, М.А.Морозов // Известия вузов. Авиационная техника. 1992, № 4, с. 50 – 55.
2. Кулагин, В.В. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок: учебник: в 3 кн. / В.В. Кулагин. – М.: Машиностроение, 2003. Кн. 1: Основы теории ГТД. Рабочий процесс и термогазодинамический анализ. Кн. 2: Совместная работа узлов выполненного двигателя и его характеристики.
3. Маслов, В.Г. Теория выбора оптимальных параметров при проектировании авиационных ГТД. – М.: Машиностроение, 1981.
4. Маслов, В.Г. Выбор параметров и проектный термогазодинамический расчет авиационных ГТД / В.Г.Маслов, В.С.Кузьмичев, В.А. Григорьев; Куйбыш. авиац. ин-т – Куйбышев, 1984. – 176 с.
5. Акимов, В.М. Теория воздушно-реактивных двигателей / В.М. Акимов, В.И. Бакулев, Г.М. Горбунов [и др.]; под ред. С.М. Шляхтенко. – М.: Машиностроение, 1975. – 568 с.
6. Деменчонок, В.П. Теория двухконтурных турбореактивных двигателей / В.П. Деменчонок, Л.Н. Дружинин, А.Л. Пархомов [и др.]; под ред. С.М. Шляхтенко, В.А. Сосунова. – М.: Машиностроение, 1979. – 432 с.
7. Маслов, В.Г. Теория и методы начальных этапов проектирования авиационных ГТД: учеб. пособие / В.Г. Маслов, В.С. Кузьмичев, А.Н. Коварцев [и др.]; Самар. гос. аэрокосм. ун-т – Самара, 1996. – 146 с.
8. Акимов, В.М. Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей / В.М. Акимов, В.И. Бакулев, Р.И. Курзинер [и др.]; под ред. С.М. Шляхтенко. – М.: Машиностроение, 1987. – 568 с.
9. Кулагин, В.В. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок: учебник: в 3 кн. / В.В. Кулагин, В.С. Кузьмичев [и др.]. М.: Машиностроение, 2005. Кн. 3: Основные проблемы: начальный уровень проектирования,

РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТА ЗАДАЧИ : ОПТИМИЗАЦИИ ТРД ДВ					
Таблицирование					
Выходные параметры	Расчета	= 1	2	3	4
Таблицирование T _г	T _г (K)	= 1400	1 1600	1 1800	1 2000
Оптимизация					
Выходные параметры	Ср. км (кг/(с*км))	= 0.19353648	0.17864399	0.17066372	0.16413891
Выходные параметры	Интеракции	= 119	1 141	1 146	1 400
П ^к км	км	= 3.0017614	4.2204816	5.9863783	7.1784764
П ^к кмд	П ^к кмд	= 21.6280803	34.015804	46.971719	77.661199
П ^к а	П ^к а	= 2.1275154	2.1540071	2.1076101	2.12929
Согласование					
Выходные параметры	Интеракции	= 4	1 4	1 4	1 4
Подбор Св	Р _{эф} (кг/с)	= 15	1 15	1 15	1 15
	Р _{эф_зад} (кг/с)	= 15	1 15	1 15	1 15
Внешние условия	Сумм (кг/с)	= 85.507125	87.645013	92.108515	99.307933
Выходные параметры	М _в	= 0.8	1 0.8	1 0.8	1 0.8
	М _в (км/с)	= 11	1 11	1 11	1 11

Рис. 19. Таблица результатов расчета

Выбором пункта «Графики результатов» осуществляется переход на панель построения графических зависимостей выбранного параметра от одного или двух аргументов (рис. 20).

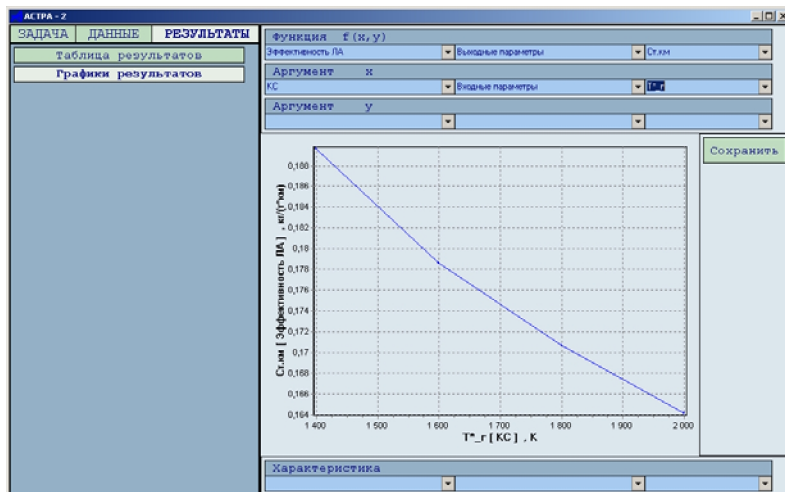


Рис. 20. Графическое отображение результатов расчета

Результаты расчета в виде таблицы и графиков можно сохранить в виде соответствующих файлов для дальнейшего использования.

- газодинамическая доводка, специальные характеристики и конверсия авиационных ГТД.
10. Югов, О.К. Согласование характеристик самолета и двигателя / О.К. Югов, О.Д. Селиванов. – М.: Машиностроение, 1975. – 204 с.

Учебное издание

*Кулагин Виктор Владимирович
Кузьмичев Венедикт Степанович
Крупенич Илья Николаевич
Ткаченко Андрей Юрьевич*

**ОПТИМИЗАЦИЯ И ВЫБОР ПАРАМЕТРОВ
РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ГТД
ПО САМОЛЕТНЫМ КРИТЕРИЯМ ЭФФЕКТИВНОСТИ
С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ АСТРА-ОПТ**

Методические указания

Технический редактор С. В. Лукачев
Редакторская обработка Н. А. Березина
Корректорская обработка А. А. Гнутова
Доверстка А. С. Кочелова

Подписано в печать 24.12.07. Формат 60x84 1/16.
Бумага офсетная. Печать офсетная.
Печ. л. 2,5.
Тираж 120 экз. Заказ . ИП - 55/2006

Самарский государственный
аэрокосмический университет.
443086 Самара, Московское шоссе, 34

Изд-во Самарского государственного
аэрокосмического университета.
443086 Самара, Московское шоссе, 34