

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РФ

ГОСУДАРСТВЕННОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П. КОРОЛЕВА
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)»

Разработка и анализ системы автоматического регулирования ТРДД

Электронный пример выполнения
курсовой работы

С А М А Р А

2010

УДК 62-50(075)

Составитель: **Крючков Александр Николаевич**

Данная курсовая работа на примере трехвального ТРДД является логическим продолжением сквозного курсового проектирования авиационного двигателя, начатого в курсах «Теория и расчет ВРД», а также «Конструкция и проектирование ВРД».

Разделы примера поясняют последовательность и этапы выполнения курсовой работы. При этом представлены основные этапы работы:

- выбор и обоснование необходимых регулирующих факторов и регулируемых параметров двигателя;
- построение структурной схемы САУ силовой установки;
- разработка и обоснование наилучших программ регулирования двигателя и агрегатного состава для ее реализации;
- расчет характеристик топливной системы на рабочих режимах двигателя;
- расчет кривой приемистости двигателя при его оптимальном разгоне.

В завершение работы приведено описание конструкции и принцип работы электронной системы управления двигателем.

Пример выполнения курсовой работы рекомендуется магистрантам в рамках магистерской программы «Интегрированные информационные технологии в авиадвигателестроении» по направлению 160700.68 «Двигатели летательных аппаратов».

Подготовлен на кафедре автоматических систем энергетических установок.

Министерство образования и науки РФ
Самарский государственный аэрокосмический университет
имени академика С.П. Королева

Кафедра АСЭУ

Расчетно-пояснительная записка
к курсовой работе

**Разработка и анализ системы автоматического
регулирования ТРДД
(аналог-двигатель RB-211 524D4)**

Студент:
Группа:
Руководитель:

Самара 2010

Реферат

Курсовая работа.

Пояснительная записка: стр., 20 рис., 3 источника.

ГАЗОТУРБИННЫЙ ДВИГАТЕЛЬ, СИСТЕМА АВТОМАТИЧЕСКОГО РЕГУЛИРОВАНИЯ, РЕГУЛИРУЮЩИЙ ФАКТОР, РЕГУЛИРУЕМЫЙ ПАРАМЕТР, ПРОГРАММА РЕГУЛИРОВАНИЯ, ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА, ДИНАМИЧЕСКАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА

В данной курсовой работе проведено проектирование САР двигателя RB.211-524D4, выбраны регулирующие факторы и регулируемые параметры, разработана программа регулирования, выбран агрегатный состав. Рассчитаны характеристики топливной системы, параметры двигателя по динамической характеристике. Приведено описание конструкции и принципа действия регулятора управления реактивным соплом и механизацией компрессора.

Содержание

Введение	7
1. описание объекта регулирования	7
2. Выбор регулирующих факторов и регулируемых параметров	9
3. составление структурной схемы сар	13
4. разработка программ регулирования	14
4.1 Программа изменения РП по T_B^*	14
4.2 Программа изменения РП по $\alpha_{руд}$	16
5. выбор агрегатного состава	20
6. расчет характеристик топливной системы	25
6.1 Структурная схема топливной системы	25
6.2 Подбор характеристик насоса	26
6.3 Характеристики дозирующей иглы	26
6.4 Распределитель топлива по коллекторам форсунок	26
7. расчеты параметров двигателя по динамической характеристике	27
7.1 Расчеты T_∂ и K_{mG}	27
7.2 Определение зависимости оборотов от времени для оптимального разгона	28
8. ОПИСАНИЕ КОНСТРУКЦИИ И ПРИНЦИП РАБОТЫ ЭЛЕКТРОННОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЕМ	27
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	27
СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ	27

Введение

САУ современных трехвальных ТРДД обеспечивают рабочий процесс в двигателе, характеризующийся совокупностью большого числа параметров, находящихся в сложных взаимосвязях между собой и внешними условиями, наивыгоднейшим сочетанием значений, регулируемых параметров и получением заданной величины тяги с минимальным удельным расходом топлива для каждого режима полета самолета. Они осуществляют реализацию выбранных программ управления с требуемой точностью и приемлемым качеством процесса регулирования во всем диапазоне изменения эксплуатационных условий, исключают динамическую и тепловую перегрузку узлов и деталей, гарантируют запуск двигателя на земле и в воздухе.

При рассмотрении САУ трехвального ТРДД важным вопросом является изучение объекта регулирования и протекающих в нем газодинамических и тепловых процессов, выбор регулируемых параметров и регулирующих факторов, программ регулирования по управляющему и возмущающему воздействиям, зависимость динамических свойств объекта от режима работы и внешних условий полета самолета, динамику системы и мероприятия, повышающие устойчивость и качество процесса регулирования.

Весьма актуальной задачей является также рассмотрение функционирования САУ трехвального ТРДД, а в частности: выполняемые ею функции; особенность работы пневмогидромеханического топливного регулятора и электронной системы управления; конструктивные мероприятия по увеличению надежности устройств и элементов системы; особенность передачи и преобразования управляющих воздействий на регулирующий орган; принципы технической реализации устройств коррекции в конструкции системы с целью повышения точности регулируемых параметров в установившемся режиме и устройств защиты конструкции от механических и тепловых перегрузок.

1 ОПИСАНИЕ ОБЪЕКТА РЕГУЛИРОВАНИЯ

ТРДД RB.211-524D4 является трехвальным двигателем.

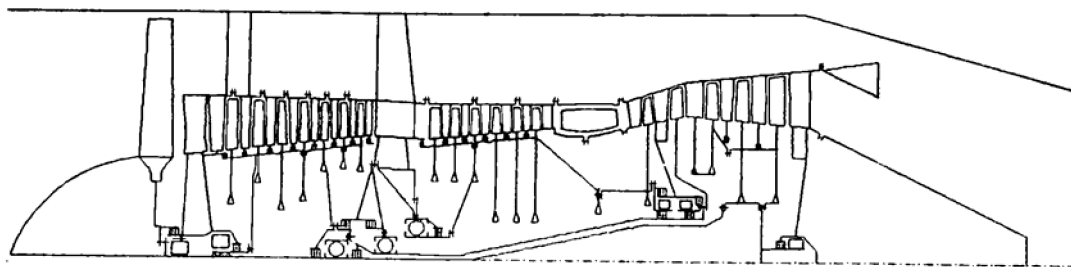


Рисунок 1 — Конструктивная схема двигателя.

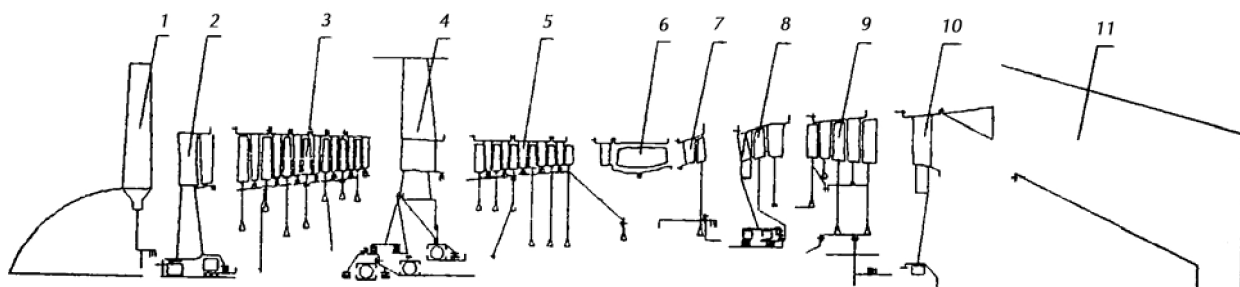


Рисунок 2 — Разделение на модули; 1-вентилятор; 2-опора вентилятора; 3-компрессор СД; 4-опора компрессоров СД и БД; 5-компрессор БД; 6-камера сгорания; 7-турбина БД; 8-опора турбин БД и СД; 9-турбина НД; 10-опора турбины НД; 11-сопло.

Двигатель выполнен по трёхвальной схеме вследствие больших значений степени сжатия $\pi_k^* = 29.3$ и степени двухконтурности $m = 4.47$.

Такая схема существенно улучшает эксплуатационные свойства двигателя:

- ✓ облегчает запуск;
- ✓ снижает удельный расход топлива на нерасчетных режимах;
- ✓ повышает запасы устойчивости компрессора;
- ✓ даёт возможность посредством регулирования числа оборотов вентилятора снизить уровень производимого шума (при посадке).

Двигатель легко разбирается на основные узлы - модули: вентилятор, корпус вентилятора с приводами, компрессор низкого давления, узел газогенератора (компрессор ВД, камера сгорания, турбина БД), турбина среднего и низкого давления. Такая система имеет большие преимущества эксплуатации, т.к. позволяет устранять неисправность путем замены отдельных модулей.

Двигатель имеет восемь опор (одна межвальная), которые крепятся на 4-х силовых поясах, подача смазки на опоры изнутри вала, с использованием центробежной силы.

Особенности двигателя как ТРДД

Вентилятор - имеет высоконапорную трансзвуковую вентиляторную ступень с лопатками большого удлинения ($\frac{h}{b} \geq 6$) и при малом втулочном отношении ($\bar{d} = \frac{D_{sm}}{D_n} =$

0.25...0.3). Эти ступени отличаются небольшим весом и имеют высокий КПД. Недостатком длинных лопаток является затруднение получения равномерной

аэродинамической нагрузки вдоль радиуса вследствие значительного изменения окружных скоростей. При этом, периферийная, часть их обтекается сверхзвуковым потоком, а втулочная - дозвуковым.

Газовая турбина - при равных тягах и одинаковых параметрах рабочего процесса расход газа через турбину ТРДД всегда меньше, чем ТРД. Это обуславливает меньшие размеры лопаток турбины ТРДД. Благодаря большой степени расширения, КПД турбины ТРДД всегда больше, чем у ТРД.

Камера смешения - применение камеры смешения даёт возможность упростить конструкцию и снизить вес выходной части двигателя, системы его регулирования. Что же касается улучшения экономичности, то в лучшем случае (при эффективном перемешивании потоков) удаётся снизить расход топлива на 1...1.5%. На данном двигателе применён лепестковый смеситель, с помощью которого не столько обеспечивается смешение потоков, сколько их объединение.

Реактивное сопло - на данном двигателе применено дозвуковое реактивное сопло с косым срезом. Так как степени расширения в РС ТРДД меньше, чем у ТРД, то потери тяги от неполного расширения также будут меньше у ТРДД.

Таблица 1 - Основные данные двигателя RB.211-524D4

Основные технические данные двигателя	
Статические условия ($H=0$, $M=0$)	
Тяга двигателя, Н	245000
Удельная тяга, Н*с/кг	355
Удельный расход топлива, кг/(Н*ч)	0,0417
G_B , кг/с	690
m (степень двухконтурности)	4,47
π_Σ	29,3
π_B	1,82
$\pi_{КСД}$	4,5
$\pi_{КВД}$	4
$T_{Г*}, K$	1620

Двигатель R.B.211-524D фирмы ROLLS-ROYS устанавливается на пассажирском самолете «B.747-200» на двух пилонах под крылом.

Исходные данные из термогазодинамического расчета

Результаты расчета на взлетном режиме

Входное устройство:

$$P_H = 101,3596 \text{ кПа}; T_H = 288,16 \text{ К}; P_B = 101,2596 \text{ кПа}; T_B = 288,6194 \text{ К}; F_B = 2,865 \text{ м}; \sigma_{BX} = 1.$$

Компрессор наружного контура:

$$\pi_B = 1,82; L_B = 61,4416 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}}; P_{KB} = 184,474 \text{ кПа}; T_{KB} = 349,5578 \text{ К}; \eta_{KB} = 0,88; G_{KB} = 563,857 \text{ кг/с}.$$

Компрессор низкого давления:

$$\pi_{KND} = 1,82; L_{KND} = 61,442 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}}; P_{KND} = 184,4745 \text{ кПа}; T_{KND} = 349,5578 \text{ К}; \eta_{KND} = 0,88; G_{KB} = 563,857 \text{ кг/с}.$$

Компрессор среднего давления:

$$\pi_{КСД} = 4,5; L_{КСД} = 209,819 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}}; P_{КСД} = 822,7563 \text{ кПа}; T_{КСД} = 554,1093 \text{ К}; \eta_{КСД} = 0,89.$$

Компрессор высокого давления:

$$\pi_{KBД} = 4; L_{KBД} = 276,85 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}}; P_{KBД} = 2970,15 \text{ кПа}; T_{KBД} = 812,673 \text{ К}; \eta_{KBД} = 0,885.$$

Камера сгорания:

$$P_r = 2791,941 \text{ кПа}; T_r = 1590 \text{ К}; \eta_{кс} = 0,98; q_T = 0,02375; \alpha = 2,848; \sigma_{кс} = 0,94.$$

Турбина высокого давления:

$$\pi_{ТВД} = 4; L_{ТВД} = 288,913 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}}; P_{ТВД} = 1298,422 \text{ кПа}; T_{ТВД} = 1339,66 \text{ К}; \eta_{ТВД} = 0,9; G_{ТВД} = 122,424 \text{ кг/с}; v_{\text{окл ТВД}} = 0,959.$$

Турбина среднего давления:

$$\pi_{ТСД} = 1,919; L_{ТСД} = 209,525 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}}; P_{ТСД} = 676,488 \text{ кПа}; T_{ТСД} = 1165,807 \text{ К}; \eta_{ТСД} = 0,9; G_{ТСД} = 127,596 \text{ кг/с}; v_{\text{окл ТСД}} = 0,989.$$

Турбина низкого давления:

$$\pi_{ТНД} = 3,536; L_{ТНД} = 332,004 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}}; P_{ТНД} = 191,288 \text{ кПа}; T_{ТНД} = 886,258 \text{ К}; \eta_{ТНД} = 0,91; G_{ТНД} = 128,983 \text{ кг/с}; v_{\text{окл ТНД}} = 1.$$

Камера смешения:

$$P_{CM} = 177,4863 \text{ кПа}; T_{CM} = 456,38 \text{ К}; P_I = 191,288 \text{ кПа}; P_{II} = 177,096 \text{ кПа}; \alpha = 16,435; F_I = 0,8535 \text{ м}; F_{II} = 5,8362 \text{ м}; G_{CM} = 692,841 \text{ кг/с}.$$

Реактивное сопло:

$$T_C = 395,173 \text{ кПа}; F_C = 2,1935 \text{ м}; C_C = 353,911 \text{ м/с}; \pi_C = 1,7511.$$

Выходные параметры двигателя:

$$C_{уд} = 0,0417 \frac{\text{кг}}{\text{Н} \cdot \text{ч}}; P_{уд} = 355,4 \frac{\text{Н}}{\text{кг} \cdot \text{с}}; P = 245,204 \text{ кН}; G_{\Sigma} = 690 \text{ кг/с}.$$

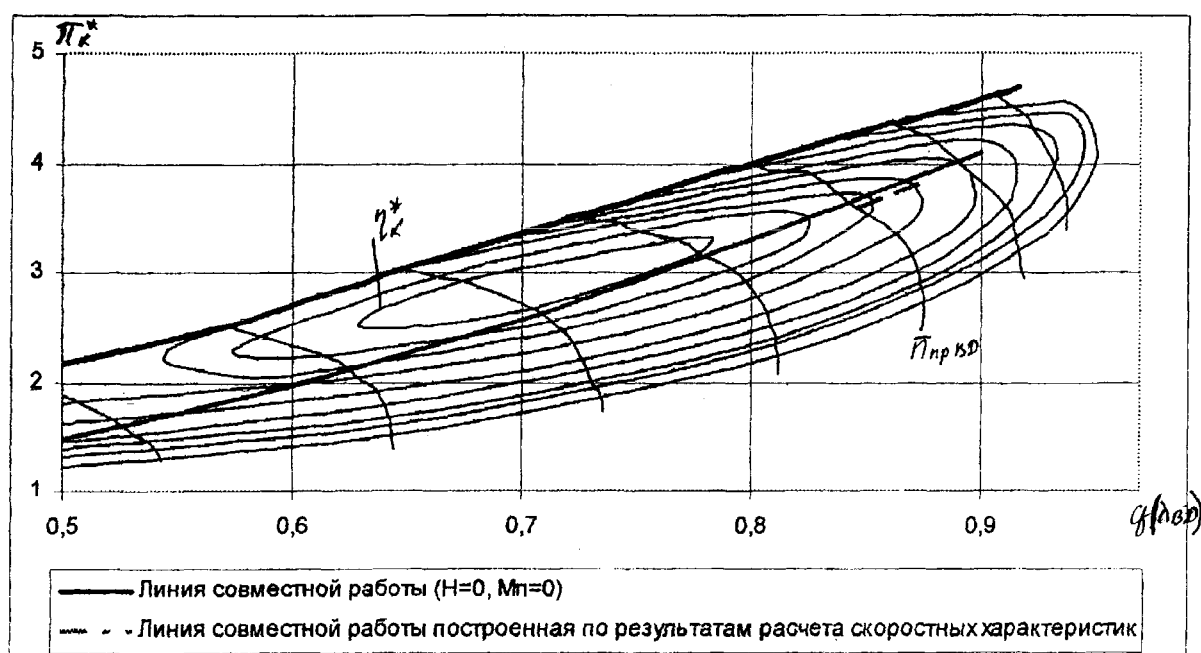
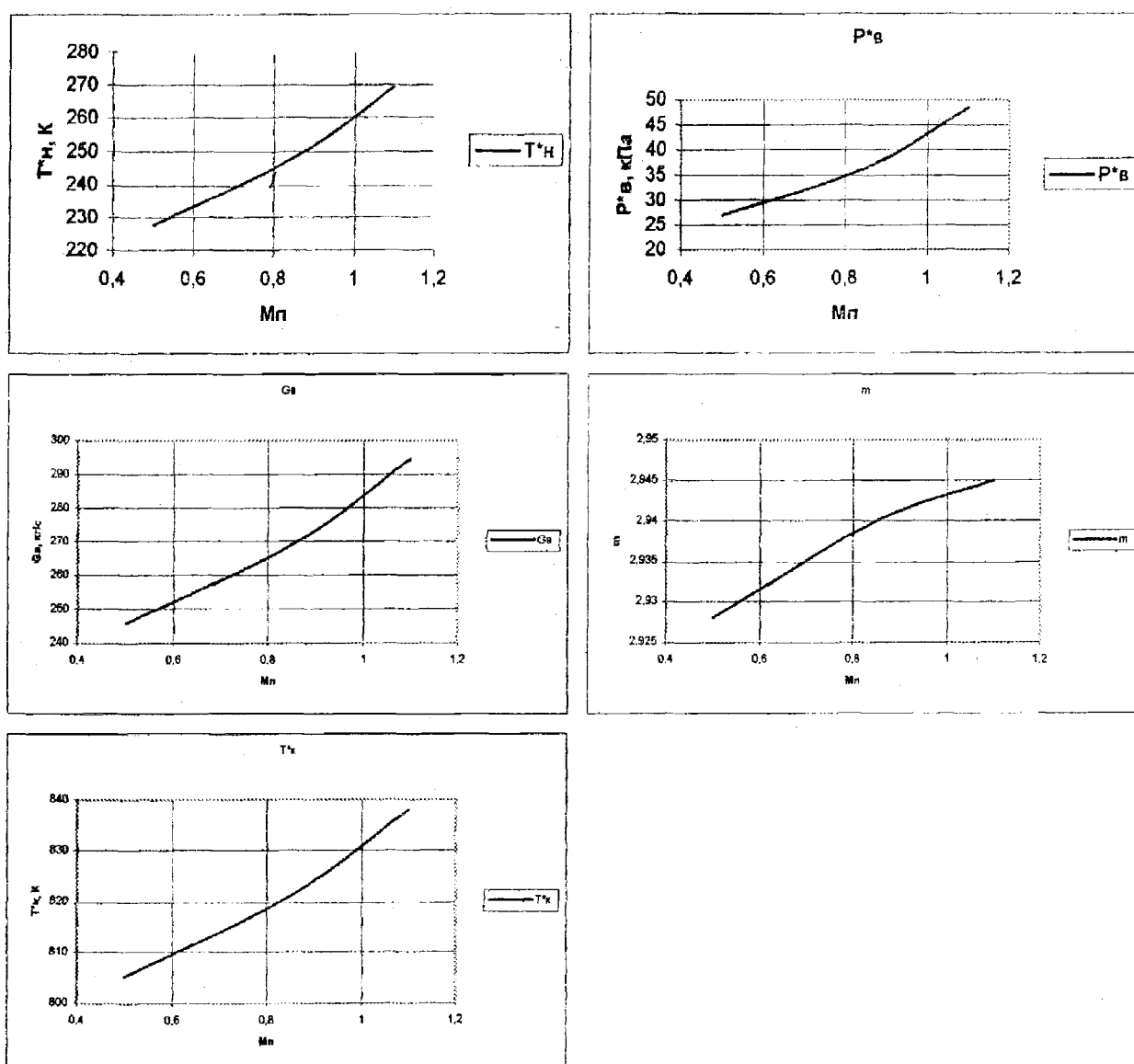
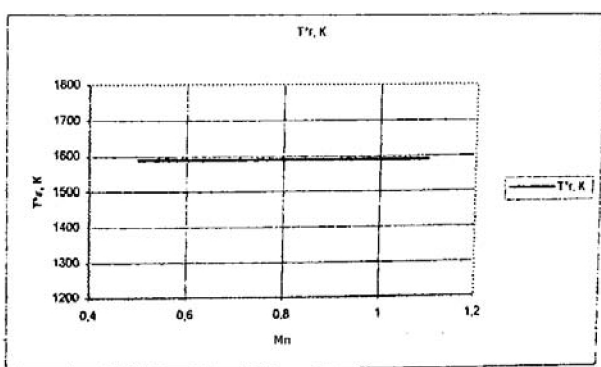
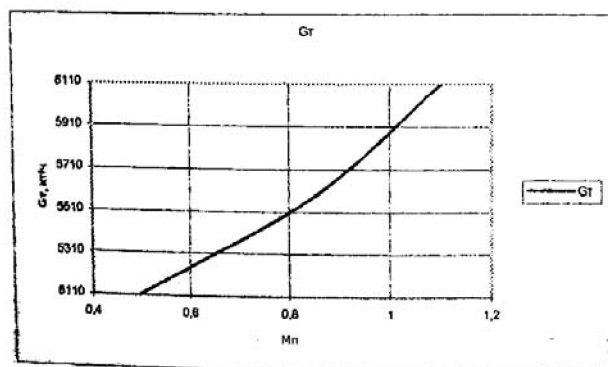
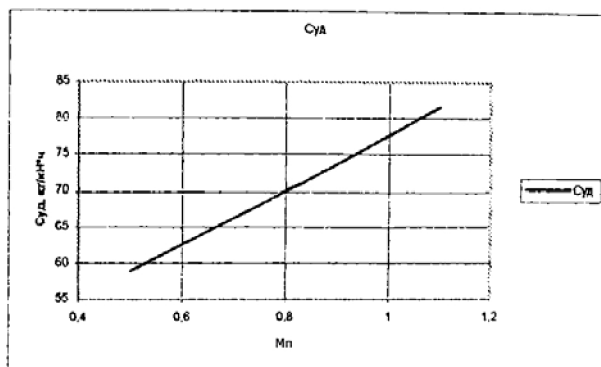
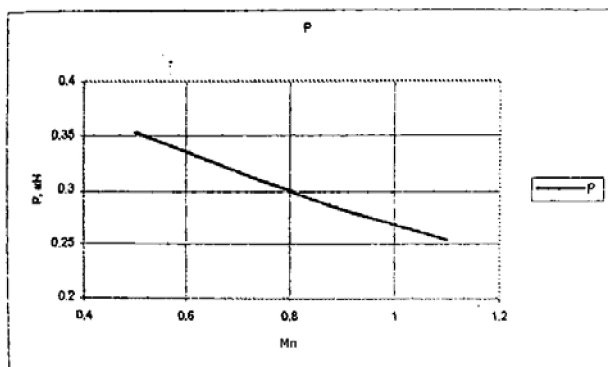
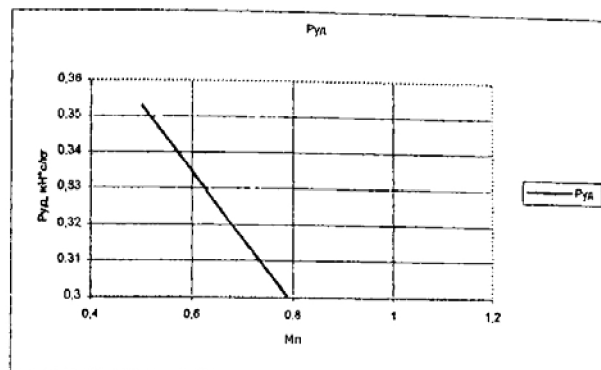
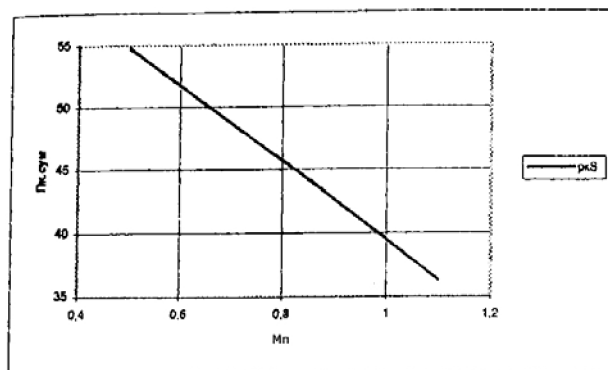


Рисунок 3 – Характеристика компрессора ВД с линией совместной работы.





2 ВЫБОР РЕГУЛИРУЮЩИХ ФАКТОРОВ И РЕГУЛИРУЕМЫХ ПАРАМЕТРОВ

Некоторые сведения о двигателе RB.211-22 из справочника ЦИАМ «Иностранные авиационные двигатели»

Силовая схема. Все три вала двигателя опираются на три опорно-упорных шарикоподшипника (один из них межвальный) и пять роликовых подшипников на невыдавливаемой демпфирующей масляной пленке.

Система регулирования. Регулирование двигателя осуществляется по степени повышения давления в компрессоре γ_k в качестве контрольного параметра. Разгон и снижение частоты вращения регулируются автоматически по заданной программе. В системе регулирования имеются ограничители частоты вращения вала и, д., давления за компрессором и температуры газов. Тяга контролируется по степени, повышения давления двигателя, которая определяется с помощью интегрального датчика.

Топливная система. В двигателе допускается применять топлива следующих сортов: D.Eng.R.D.2482, D.Eng.R.D.2494, D.Eng.R.D.2498 и D.Eng.R.D.2486. Разрешается применение следующих топливных присадок: противокоррозионной, противостатической и противообледенительной. Топливная система обогревается воздухом, отбираемым из компрессора н.д.

Система смазки — циркуляционная. Нагнетающий и откачивающие насосы — шестеренные. В главной откачивающей масляной магистрали установлен магнитный сигнализатор металлической стружки. Предусмотрена установка дополнительных магнитных сигнализаторов стружки в отдельных откачивающих маслопроводах. Емкость масляного бака 16,5 л; общая емкость масляной системы 30,1 л. Количество заливаемого масла 14,2 л. Масло фирмы Эссо/Энко ET 025 (вязкость 5 сст).

Система запуска — с воздушным турбостартером. При проведении демонстрационных полетов самолета «Тристар» запуск производился с помощью новой наземной пусковой системы «Криостарт», работающей на жидком азоте. Система воспламенения состоит из двух запальных свечей с мощным разрядом, установленных совместно с пусковыми форсунками, в горелках № 8 и 12 и имеющих цепи как высокого, так и низкого напряжения.

Состояние в производстве. Серийный. Эксплуатация RB.211-22В при полной тяге 19 050 кгс (до МСА + 14°C) началась пассажирскими авиакомпаниями с августа 1973 г.

Применение. Пассажирский самолет Локхид L-1011 -1 «Тристар».

Особенности эксплуатации. Опыт эксплуатации ТРДД RB.211 показал, что блочная конструкция двигателя позволяет использовать на нем узлы с различным сроком службы и значительно сокращает время на их снятие и замену. Так, благодаря блочной конструкции RB.211, неисправные диски вентилятора снимались с двигателей и заменялись новыми без нарушения графика полета самолетов.

RB.211-524D4 — трехвальный двухконтурный турбореактивный двигатель со смешением потоков.

Регулирующие факторы и регулируемые параметры определяются схемой и основными данными ВРД.

В трехвальных ТРДД все сечения газозвдушного тракта считаются неизменными, поэтому единственно возможным основным управляющим фактором в нем является расход топлива, который воздействует на управляемый параметр, а следовательно, и на другие

параметры рабочего процесса, находящиеся во взаимосвязи и изменяющиеся по определенным законам.

Регулирующие факторы:

- основной - расход топлива, поступающего в камеру сгорания, G_T ;
- дополнительные - площадь окон перепуска воздуха в компрессоре ВД $F_{ВД}$ и угол установки РНА в компрессоре НД $\varphi_{РНА}$ (ДРФ).

В качестве ОРП принимается $\pi_{K\Sigma}$. Также в системе регулирования имеются ограничиваемые параметры T_G^* , $n_{НД}$ и $n_{ВД}$.

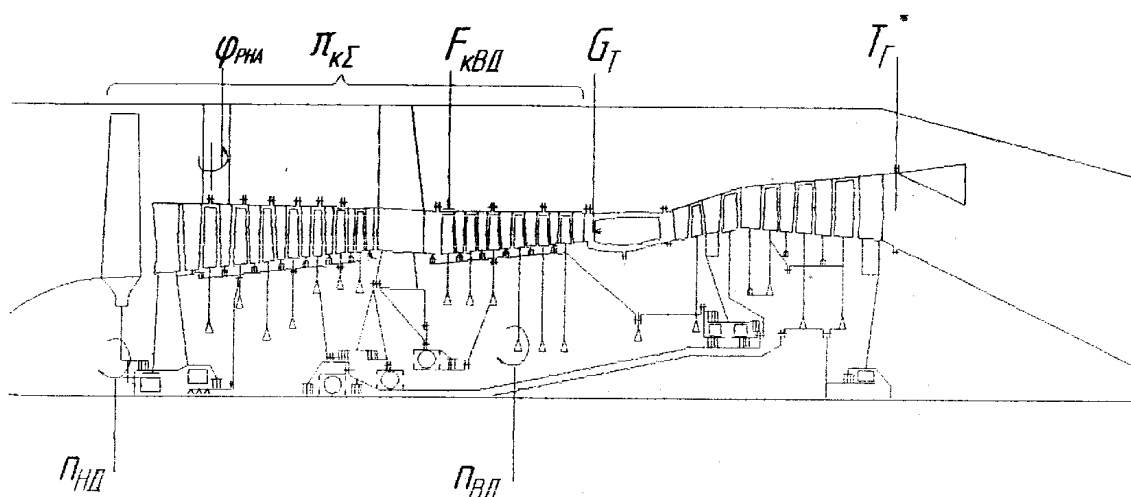


Рисунок 5 – РФ и РП

3 СОСТАВЛЕНИЕ СТРУКТУРНОЙ СХЕМЫ САР

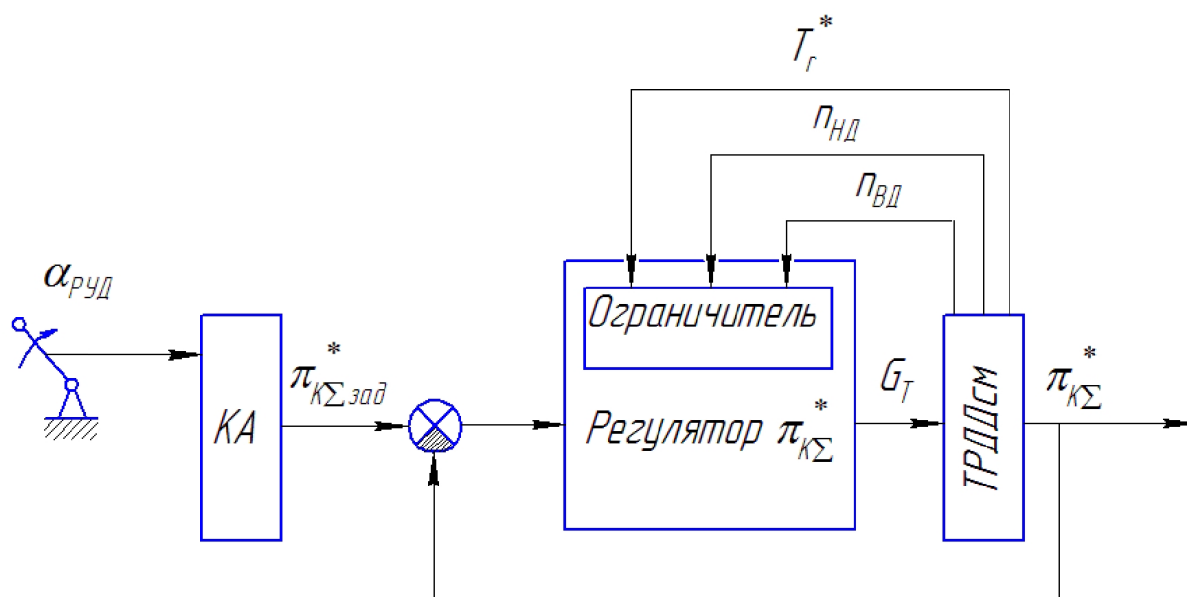


Рисунок 6 – Структурная схема САР двигателя

4 РАЗРАБОТКА ПРОГРАММ РЕГУЛИРОВАНИЯ

4.1 Программа изменения РП по T_B^*

Программа изменения РП по ВВ - это зависимость РП от параметров возмущения на одном и том же рабочем режиме, т.е. при $\alpha_{руД} = const$. Программа показывает, как автоматика компенсирует внешнее воздействие, поддерживая заданный режим.

Левую границу характеристики T_{B1}^* определяем из условия обеспечения устойчивой работы компрессора при максимальных оборотах.

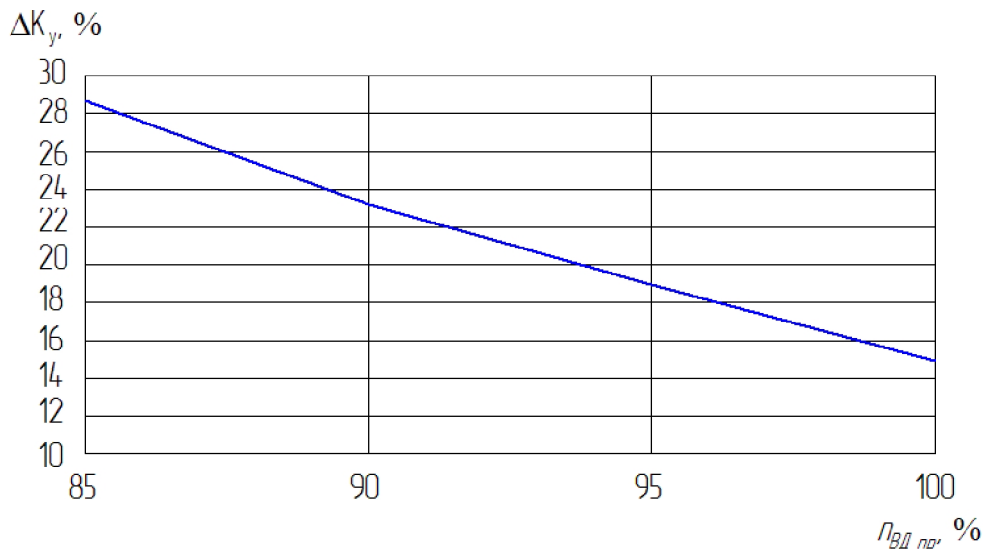


Рисунок 7 - График изменения запасов устойчивой работы компрессора ВД.

Минимальный запас газодинамической устойчивости составляет 15% при $\bar{n}_{np \text{ ВД гр}} = 100\%$.

$$T_{B1}^* = \frac{288}{\bar{n}_{np \text{ ВД гр}}^2} = \frac{288}{1^2} = 288K$$

Правую границу характеристики T_{B2}^* определяем из условия ограничения максимальной температуры газа перед турбиной $T_{Г}^*$, при этом задаемся запасом по температуре $\Delta T_{Г}^* = 30K$.

$$T_{кНД}^* = T_B^* + \frac{L_{кНД}}{c_{pв}};$$

$$T_{кВД}^* = T_{кНД}^* + \frac{L_{кВД}}{c_{pв}};$$

$$T_{Г}^* = T_{кВД}^* \cdot \frac{c_{pв}}{c_{pг}} + \frac{H_u \cdot \eta_{Г} \cdot q_T}{c_{pг}};$$

Тогда, выражая через T_B^*

$$T_{\Gamma}^* = \left(T_B^* + \frac{L_{\kappa\text{HД}} + L_{\kappa\text{СД}} + L_{\kappa\text{ВД}}}{c_{p6}} \right) \cdot \frac{c_{p6}}{c_{p2}} + \frac{H_u \cdot \eta_{\Gamma} \cdot q_T}{c_{p2}}, \text{ откуда}$$

$$T_B^* = T_{\Gamma}^* \cdot \frac{c_{p2}}{c_{p6}} - \frac{H_u \cdot \eta_{\Gamma} \cdot q_T}{c_{p6}} - \frac{L_{\kappa\text{HД}} + L_{\kappa\text{СД}} + L_{\kappa\text{ВД}}}{c_{p6}} = (1620 - 30) \cdot \frac{1159}{1005} -$$

$$\frac{42900000 \cdot 0,98 \cdot 0,02375}{1005} - \frac{61442 + 199300 + 292500}{1005} = 345,75 \text{ K}$$

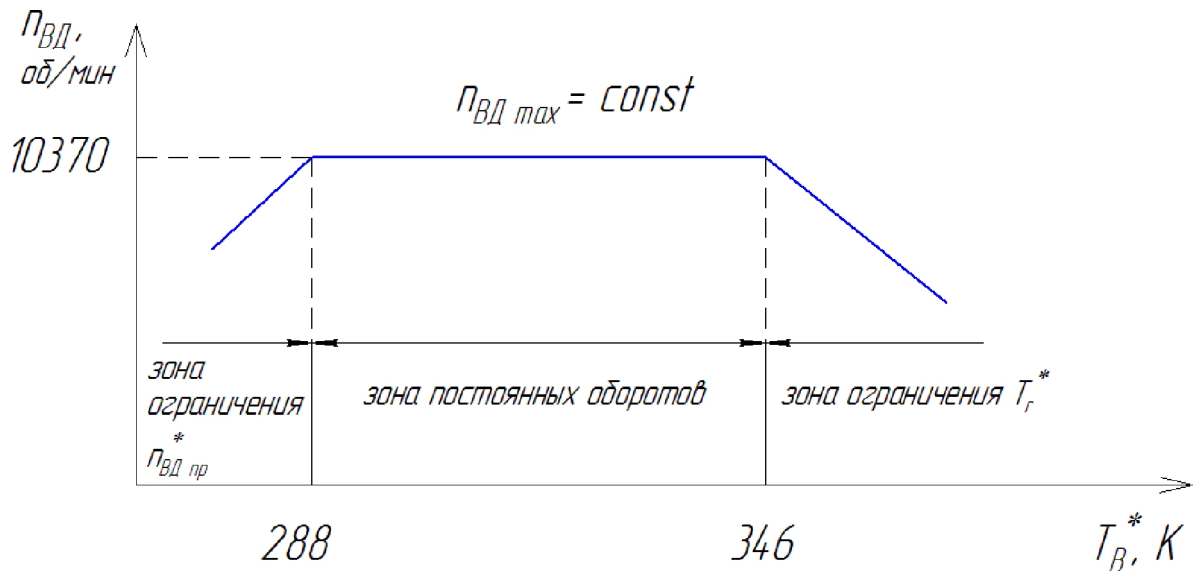


Рисунок 8 - Программа изменения РП по T_B^*

4.2 Программа изменения РП по $\alpha_{РУД}$

Программа регулирования по управляющему воздействию - это зависимость РП от режима работы двигателя ($\alpha_{РУД}$) при постоянных возмущающих воздействиях. Данная программа показывает, как автоматика переводит двигатель с одного рабочего режима на другой.

- 1) Параметры на максимальном режиме считаются заданными:

$$\alpha_{РУД\text{ max}} = 90^\circ,$$

$$P_{\text{max}} = 245204 \text{ H},$$

$$n_{ВД\text{ max}} = 10370 \text{ об/мин.}$$

- 2) Параметры номинального (максимального продолжительного) режима выбираем из условия

$$P_{\text{ном}} = 85\% \cdot P_{\text{max}} = 245204 \cdot 0,85 = 208423 \text{ H},$$

углы $\alpha_{РУД}$ выбираем пропорциональными тяге.

$$\alpha_{РУД\text{ ном}} = 85\% \cdot \alpha_{РУД\text{ max}} = 90^\circ \cdot 0,85 = 77^\circ.$$

Зависимость тяги от частоты вращения принимаем степенной зависимостью четвертого порядка.

$$P = C \cdot n_{ВД}^4.$$

Константу С определяем по параметрам максимального режима.

$$C = \frac{P_{\max}}{n_{ВД\max}^4} = \frac{245204}{10370^4} = 2,12 \cdot 10^{-11}.$$

$$n_{ВДном} = \left(\frac{P_{ном}}{C} \right)^{\frac{1}{4}} = \left(\frac{208423}{2,12 \cdot 10^{-11}} \right)^{\frac{1}{4}} = 9957 \text{ об / мин.}$$

3) Крейсерские режимы выбираем из соотношений 40%, 70% и 85% от тяги максимального продолжительного режима.

$$P_{кр1} = 40\% \cdot P_{ном} = 208423 \cdot 0,4 = 83369 \text{ Н};$$

$$P_{кр2} = 70\% \cdot P_{ном} = 208423 \cdot 0,7 = 145896 \text{ Н};$$

$$P_{кр3} = 85\% \cdot P_{ном} = 208423 \cdot 0,85 = 177160 \text{ Н};$$

$$\alpha_{РУД кр1} = 40\% \cdot \alpha_{РУД ном} = 77^\circ \cdot 0,4 = 31^\circ;$$

$$\alpha_{РУД кр2} = 70\% \cdot \alpha_{РУД ном} = 77^\circ \cdot 0,7 = 54^\circ;$$

$$\alpha_{РУД кр3} = 85\% \cdot \alpha_{РУД ном} = 77^\circ \cdot 0,85 = 65^\circ;$$

$$n_{ВДкр1} = \left(\frac{P_{кр1}}{C} \right)^{\frac{1}{4}} = \left(\frac{83369}{2,12 \cdot 10^{-11}} \right)^{\frac{1}{4}} = 7920 \text{ об / мин};$$

$$n_{ВДкр2} = \left(\frac{P_{кр2}}{C} \right)^{\frac{1}{4}} = \left(\frac{145896}{2,12 \cdot 10^{-11}} \right)^{\frac{1}{4}} = 9108 \text{ об / мин};$$

$$n_{ВДкр3} = \left(\frac{P_{кр3}}{C} \right)^{\frac{1}{4}} = \left(\frac{177160}{2,12 \cdot 10^{-11}} \right)^{\frac{1}{4}} = 9560 \text{ об / мин.}$$

4) Параметры малого газа определяем по соотношению

$$n_{ВДм.з.} = 0,5 \cdot n_{ВД\max} = 0,5 \cdot 10370 = 5185 \text{ об / мин};$$

$$P_{м.з.} = C \cdot n_{ВД\max}^4 = 2,12 \cdot 10^{-11} \cdot 5185^4 = 15322 \text{ Н};$$

$$\alpha_{РУДм.з.} = \frac{P_{м.з.}}{P_{\max}} \cdot 90^\circ = 90^\circ \cdot \frac{15322}{245204} = 5,6^\circ.$$

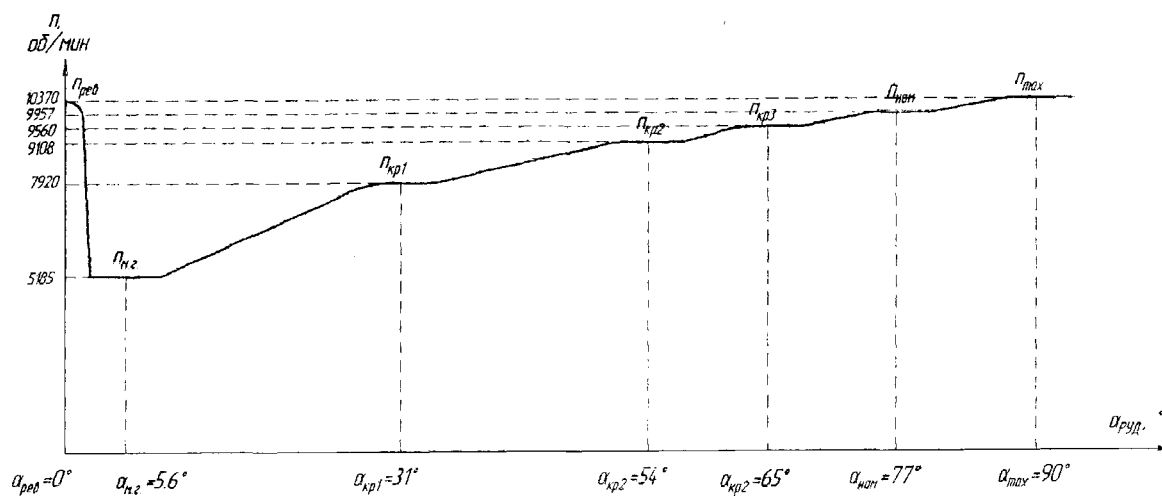


Рисунок 9 - Программа изменения РП по $\alpha_{руд}$

5 ВЫБОР АГРЕГАТНОГО СОСТАВА

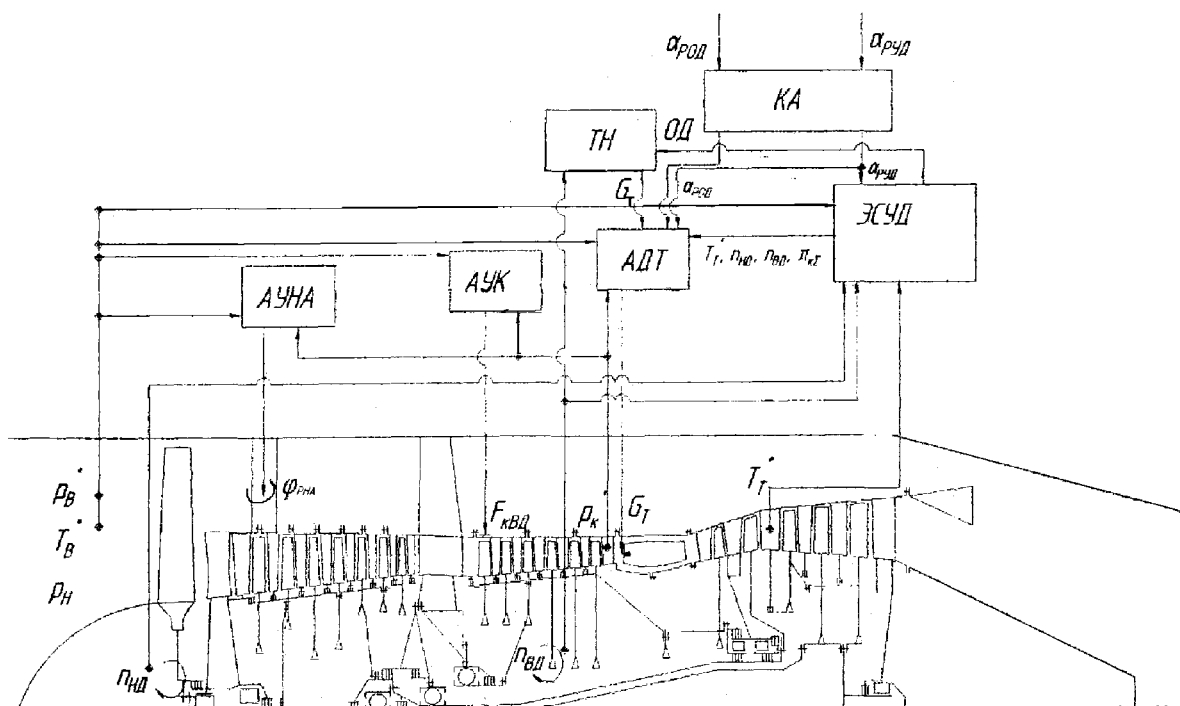


Рисунок 10 - Агрегатный состав САУ

ТН – топливный насос;

АДТ – агрегат дозировки топлива;

ЭСУД – электронная система управления двигателем;

АУНА – агрегат управления направляющими аппаратами;

АУК – агрегат управления клапанами перепуска воздуха.

6 РАСЧЕТ ХАРАКТЕРИСТИК ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМЫ

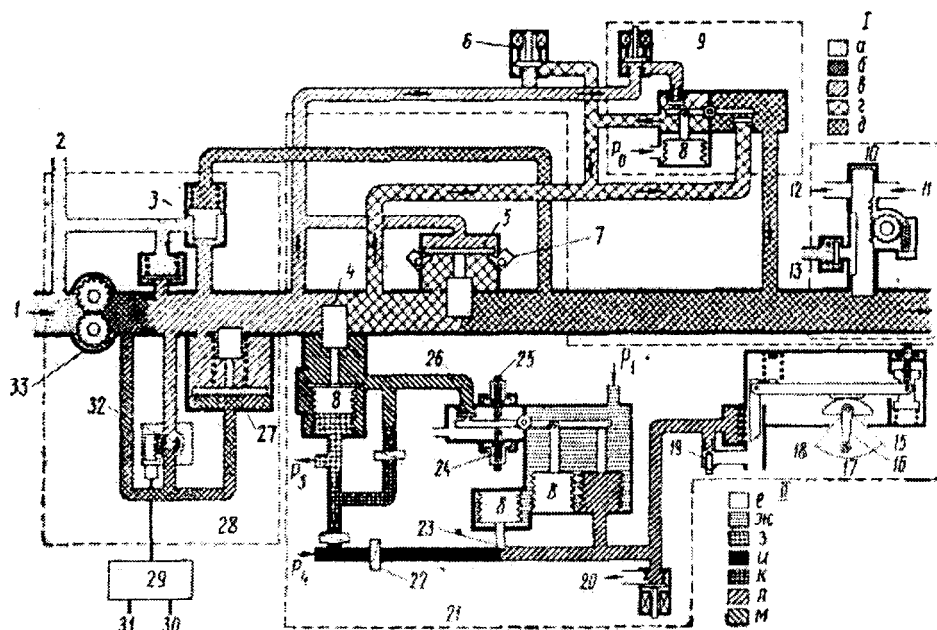


Схема топливной системы ТРДД RB.211.

1—подвод топлива; 2—слив топлива из отсежного крана; 3—клапан перепада давления; 4—дозировующее отверстие; 5—регулятор перепада давления; 6—соленоид для обогащения топливной смеси при пониженной температуре окружающего воздуха; 7—центробежные грузики, приводимые от коробки передач; 8—вакуумированная полость; 9—регулятор подачи топлива при запуске; 10—отсечный клапан ВД; 11—из топливного коллектора; 12—в дренаж; 13—возврат топлива; 14—к топливным форсункам; 15—максимальный режим; 16—рычаг управления; 17—минимальный режим; 18—максимальный режим при реверсировании; 19—регулирование малого газа; 20—соленоид коррекции малого газа; 21—регулятор расхода топлива; 22—фильтр; 23—высотный компенсационный клапан; 24—регулировка характеристики на режиме сброса оборотов; 25—регулировка характеристики на режиме разгона; 26—клапан типа сопло-заслонка; 27—корректирующий клапан; 28—узел топливных насосов СД и ВД; 29—усилитель; 30—сигнал по температуре газа; 31—сигнал по n_{HD} ; 32—изменяемое сечение ограничителя n_{HD} и T_4 ; 33—шестеренный насос ВД.

Обозначения давлений в топливной системе: а) начальное давление подачи топлива; б) давление па выходе из топливного насоса ВД; в) давление подачи топлива ВД; г) промежуточное давление топлива; д) давление подачи основного топлива (к форсункам).

Обозначения давлений воздушного потока: е) p_0 — наружное давление; ж) p_1 — давление па входе в двигатель (в воздухозаборнике); з) p_3 — давление на входе в компрессор ВД; и) p_4 — давление за компрессором ВД; к) p_{4p} (отношение p_4/p_3 , преобразованное с помощью потенциометра); л) p_{4J} (отношение p_4/p_0 ,

преобразованное с помощью потенциометра); м) $K_{р4р}$ (скорректированное значение $p_{4р}$).

6.1 Структурная схема топливной системы

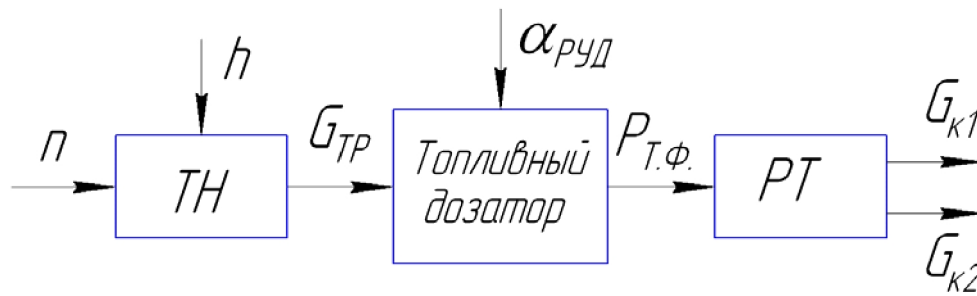


Рисунок 11 – Структурная схема топливной системы

ТН – топливный насос;

РТ – распределитель топлива.

6.2 Подбор характеристик насоса

$$G_{m.з.} = (10...12\%) \cdot G_{m.маx} = 0,12 \cdot 11080 = 1330 \text{ кг} / \text{ч}.$$

Протекание характеристики от малого газа до максимального режима принимаем по квадратичной зависимости:

$$G_m - G_{m.з.} = k \cdot (n - n_{m.з.})^2.$$

Коэффициент k определяем по максимальному режиму.

$$k = \frac{G_{m.маx} - G_{m.з.}}{(n_{ВДмаx} - n_{ВДм.з.})^2} = \frac{11080 - 1330}{(10370 - 5185)^2} = 3,627 \cdot 10^{-10}.$$

Уравнение нижней границы характеристики принимает вид:

$$G_m = G_{m.з.} + k \cdot (n - n_{m.з.})^2;$$

$$G_{m.ном} = G_{m.з.} + k \cdot (n_{ВДном} - n_{ВДм.з.})^2 = 1330 + 3,627 \cdot 10^{-4} \cdot (9957 - 5185)^2 = 9589 \text{ кг} / \text{ч};$$

$$G_{m.кр3} = G_{m.з.} + k \cdot (n_{ВДкр3} - n_{ВДм.з.})^2 = 1330 + 3,627 \cdot 10^{-4} \cdot (9560 - 5185)^2 = 8272 \text{ кг} / \text{ч};$$

$$G_{m.кр2} = G_{m.з.} + k \cdot (n_{ВДкр2} - n_{ВДм.з.})^2 = 1330 + 3,627 \cdot 10^{-4} \cdot (9108 - 5185)^2 = 6911 \text{ кг} / \text{ч};$$

$$G_{m.кр1} = G_{m.з.} + k \cdot (n_{ВДкр1} - n_{ВДм.з.})^2 = 1330 + 3,627 \cdot 10^{-4} \cdot (7920 - 5185)^2 = 4043 \text{ кг} / \text{ч}.$$

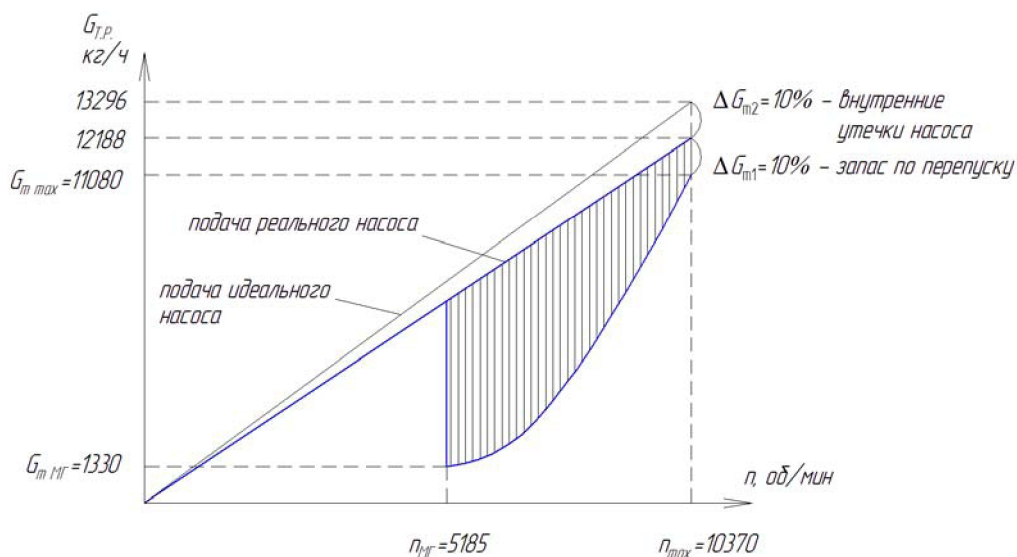


Рисунок 12 – Характеристика насоса

6.3 Характеристики дозирующей иглы

Для упрощения топливной автоматики выбираем постоянный перепад на доз. игле.

$$G_m = \mu \cdot F_{\text{д.и.}} \cdot \sqrt{2 \cdot \rho \cdot \Delta p_{\text{д.и.}}}, \text{ где}$$

$\mu = 0,65 \dots 0,7$ – коэффициент расхода дозирующей иглы,

$\rho = 800 \text{ кг/м}^3$ – плотность топлива,

$\Delta p_{\text{д.и.}} = 0,6 \text{ МПа}$ – перепад давления на дозирующей игле.

$$\text{Отсюда расходная характеристика: } \mu \cdot F_{\text{д.и.}} = \frac{G_m}{\sqrt{2 \cdot \rho \cdot \Delta p_{\text{д.и.}}}}.$$

Рассчитываем характеристику для двух режимов: малого газа и максимального.

$$\mu \cdot F_{\text{д.и. max}} = \frac{G_{m \text{ max}}}{\sqrt{2 \cdot \rho \cdot \Delta p_{\text{д.и.}}}} = \frac{11080}{\sqrt{2 \cdot 800 \cdot 0,6 \cdot 10^6}} = 0,358;$$

$$\mu \cdot F_{\text{д.и. м.г.}} = \frac{G_{m \text{ м.г.}}}{\sqrt{2 \cdot \rho \cdot \Delta p_{\text{д.и.}}}} = \frac{1330}{\sqrt{2 \cdot 800 \cdot 0,6 \cdot 10^6}} = 0,043.$$

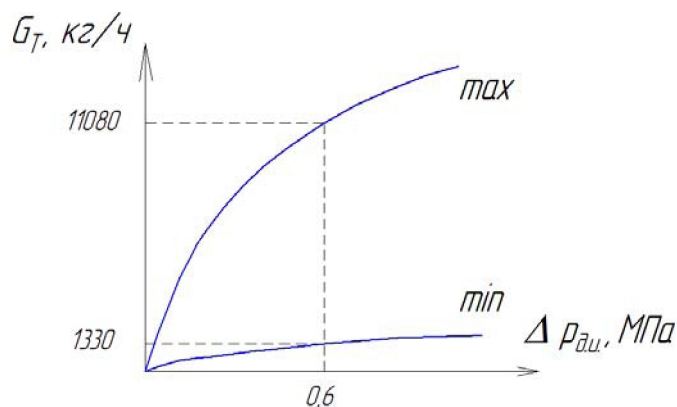


Рисунок 13 – Расходная характеристика дозирующей иглы

6.4 Распределитель топлива по коллекторам форсунок

Перепад давления на топливных форсунках на максимальном режиме

$$\Delta p_{m.ф. \max \Sigma} = 7 \text{ МПа}.$$

Рассчитываем характеристику топливных форсунок:

$$\mu \cdot F_{m.ф.} = \frac{G_{m.\max}}{\sqrt{2 \cdot \rho \cdot \Delta p_{m.ф. \max}}} = \frac{11080}{\sqrt{2 \cdot 800 \cdot 7 \cdot 10^6}} = 0,105;$$

$$\Delta p_{m.ф. \text{ ном} \Sigma} = \frac{G_{m.\text{ном}}^2}{(\mu \cdot F_{m.ф.})^2 \cdot 2 \cdot \rho} = \frac{9589^2}{0,105^2 \cdot 2 \cdot 800} = 5,242 \text{ МПа};$$

$$\Delta p_{m.ф. \text{ кр}3 \Sigma} = \frac{G_{m.\text{кр}3}^2}{(\mu \cdot F_{m.ф.})^2 \cdot 2 \cdot \rho} = \frac{8272^2}{0,105^2 \cdot 2 \cdot 800} = 3,901 \text{ МПа};$$

$$\Delta p_{m.ф. \text{ кр}2 \Sigma} = \frac{G_{m.\text{кр}2}^2}{(\mu \cdot F_{m.ф.})^2 \cdot 2 \cdot \rho} = \frac{6911^2}{0,105^2 \cdot 2 \cdot 800} = 2,724 \text{ МПа};$$

$$\Delta p_{m.ф. \text{ кр}1 \Sigma} = \frac{G_{m.\text{кр}1}^2}{(\mu \cdot F_{m.ф.})^2 \cdot 2 \cdot \rho} = \frac{4043^2}{0,105^2 \cdot 2 \cdot 800} = 0,932 \text{ МПа};$$

$$\Delta p_{m.ф. \text{ м.з.} \Sigma} = \frac{G_{m.\text{м.з.}}^2}{(\mu \cdot F_{m.ф.})^2 \cdot 2 \cdot \rho} = \frac{1330^2}{0,105^2 \cdot 2 \cdot 800} = 0,101 \text{ МПа}.$$

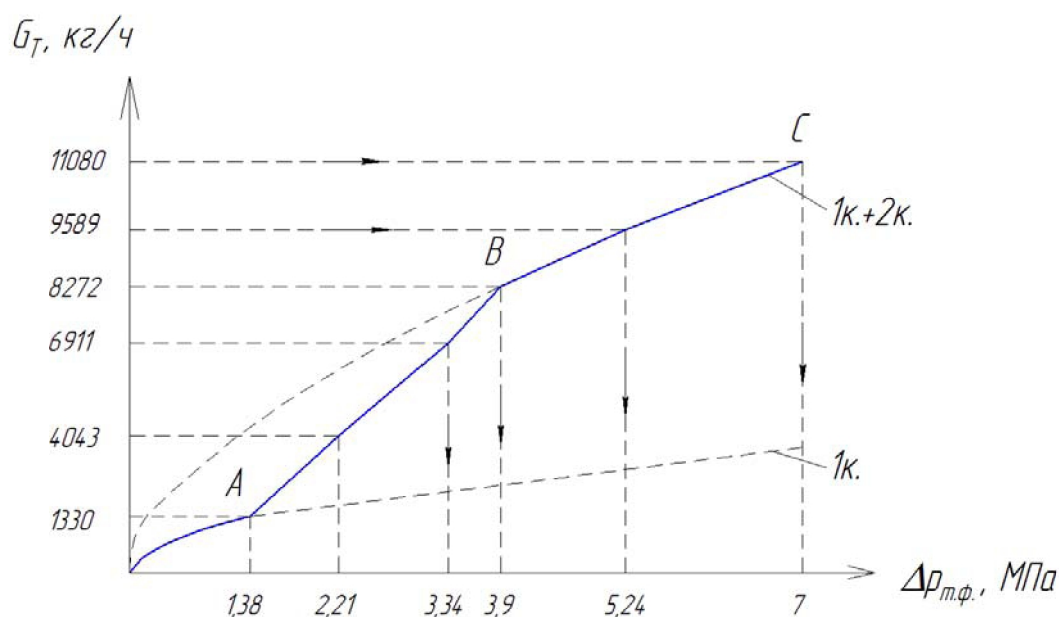


Рисунок 14 – Расходная характеристика распределителя топлива

Давление в камере сгорания аппроксимируем по квадратичной зависимости аналогично расходу топлива.

$$p_{\text{кстmax}} = 2,736 \text{ МПа};$$

$$p_{\text{кст.ном}} = p_{\text{кстmax}} \cdot \frac{G_{\text{т.ном}}}{G_{\text{т.max}}} = 2,736 \cdot \frac{9589}{11080} = 2,368 \text{ МПа};$$

$$p_{\text{кст.кр3}} = p_{\text{кстmax}} \cdot \frac{G_{\text{т.кр3}}}{G_{\text{т.max}}} = 2,736 \cdot \frac{8272}{11080} = 2,042 \text{ МПа};$$

$$p_{\text{кст.кр2}} = p_{\text{кстmax}} \cdot \frac{G_{\text{т.кр2}}}{G_{\text{т.max}}} = 2,736 \cdot \frac{6911}{11080} = 1,706 \text{ МПа};$$

$$p_{\text{кст.кр1}} = p_{\text{кстmax}} \cdot \frac{G_{\text{т.кр1}}}{G_{\text{т.max}}} = 2,736 \cdot \frac{4043}{11080} = 0,998 \text{ МПа};$$

$$p_{\text{кст.м.г.}} = p_{\text{кстmax}} \cdot \frac{G_{\text{т.м.г.}}}{G_{\text{т.max}}} = 2,736 \cdot \frac{1330}{4156} = 0,328 \text{ МПа}.$$

Таблица 2 – Итоговая таблица параметров

Режим	$G_{\text{т}}$ кг/ч	$n_{\text{ВД}}$ об/мин	$p_{\text{кст}} = p_{\text{кВД}}^*$ МПа	$\Delta p_{\text{т.ф.}}$ МПа	$p_{\text{д.и.}}$ МПа	$\Delta p_{\text{д.и.}}$ МПа	$p_{\text{Н}} = p_{\text{д.и.}} + \Delta p_{\text{д.и.}}$ МПа
Малый газ	1330	5185	0,328	1,38	1,708	0,6	2,308
Крейсерский 1	4043	7920	0,998	2,21	3,208	0,6	3,808
Крейсерский 2	6911	9108	1,706	3,34	5,046	0,6	5,646
Крейсерский 3	8272	9560	2,042	3,9	5,942	0,6	6,542
Номинальный	9589	9957	2,368	5,24	7,608	0,6	8,208
Максимальный	11080	10370	2,736	7	9,736	0,6	10,336

7 РАСЧЕТЫ ПАРАМЕТРОВ ДВИГАТЕЛЯ ПО ДИНАМИЧЕСКОЙ ХАРАКТЕРИСТИКЕ

7.1 Расчеты T_o и K_{nG} .

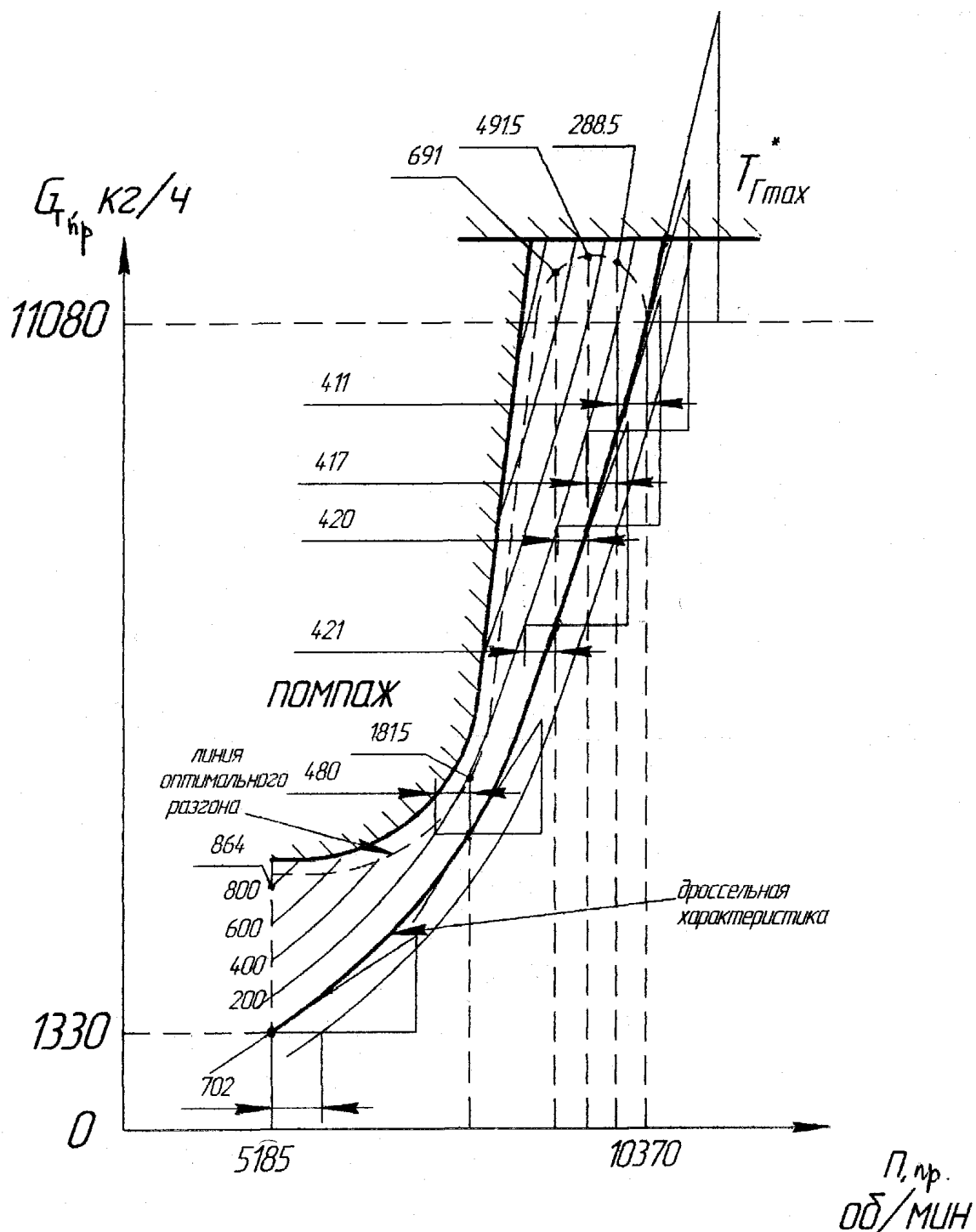


Рисунок 15 – Динамическая характеристика двигателя

$$K_{nGnp} = \frac{G_{m.6a3}}{G_{6a3}} \cdot \frac{1}{\frac{\partial G_{m.np}}{\partial n_{np}}} = \frac{G_{m.\max}}{n_{\max}} \cdot \frac{\Delta n_{np}}{\Delta G_{m.np}};$$

$$K_{nGnp\max} = \frac{G_{m.\max}}{n_{\max}} \cdot \frac{\Delta n_{np\max}}{\Delta G_{m.np\max}} = \frac{11080}{10370} \cdot \frac{1000}{4268} = 0,25;$$

$$K_{nGnp.\text{ном}} = \frac{G_{m.\max}}{n_{\max}} \cdot \frac{\Delta n_{np.\text{ном}}}{\Delta G_{m.np.\text{ном}}} = \frac{11080}{10370} \cdot \frac{1000}{3449} = 0,31;$$

$$K_{nGnp.kp3} = \frac{G_{m.\max}}{n_{\max}} \cdot \frac{\Delta n_{np.kp3}}{\Delta G_{m.np.kp3}} = \frac{11080}{10370} \cdot \frac{1000}{3161} = 0,338;$$

$$K_{nGnp.kp2} = \frac{G_{m.\max}}{n_{\max}} \cdot \frac{\Delta n_{np.kp2}}{\Delta G_{m.np.kp2}} = \frac{11080}{10370} \cdot \frac{1000}{2797} = 0,382;$$

$$K_{nGnp.kp1} = \frac{G_{m.\max}}{n_{\max}} \cdot \frac{\Delta n_{np.kp1}}{\Delta G_{m.np.kp1}} = \frac{11080}{10370} \cdot \frac{1000}{1562} = 0,684;$$

$$K_{nGnp.\text{м.з.}} = \frac{G_{m.\max}}{n_{\max}} \cdot \frac{\Delta n_{np.\text{м.з.}}}{\Delta G_{m.np.\text{м.з.}}} = \frac{11080}{10370} \cdot \frac{2000}{1308} = 1,634.$$

$$T_{\partial np} = -\frac{\delta n_{np}}{\frac{d\delta n_{np}}{dt}} = -\frac{\Delta n_{np}'}{\dot{n}_{np}};$$

$$T_{\partial np\max} = -\frac{\Delta n_{np\max}'}{\dot{n}_{np\max}} = -\frac{-411}{200} = 2,055c;$$

$$T_{\partial np.\text{ном}} = -\frac{\Delta n_{np.\text{ном}}'}{\dot{n}_{np.\text{ном}}} = -\frac{-417}{200} = 2,085c;$$

$$T_{\partial np.kp3} = -\frac{\Delta n_{np.kp3}'}{\dot{n}_{np.kp3}} = -\frac{-420}{200} = 2,1c;$$

$$T_{\partial np.kp2} = -\frac{\Delta n_{np.kp2}'}{\dot{n}_{np.kp2}} = -\frac{-421}{200} = 2,105c;$$

$$T_{\partial np.kp1} = -\frac{\Delta n_{np.kp1}'}{\dot{n}_{np.kp1}} = -\frac{-480}{200} = 2,4c;$$

$$T_{\partial np.\text{м.з.}} = -\frac{\Delta n_{np.\text{м.з.}}'}{\dot{n}_{np.\text{м.з.}}} = -\frac{-702}{200} = 3,51c.$$

Таблица 3 - Зависимость T_{∂} и K_{nG} от режима

Режим	T_{∂}, c	K_{nG}
Малый газ	3,51	1,634
Крейсерский 1	2,4	0,684
Крейсерский 2	2,105	0,382
Крейсерский 3	2,1	0,338
Номинальный	2,085	0,310
Максимальный	2,055	0,250

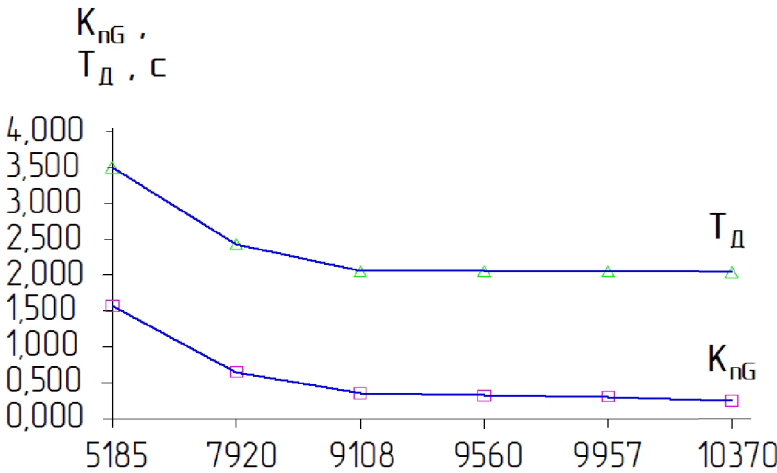


Рисунок 16 – Зависимость T_{∂} и K_{nG} от оборотов

7.2 Определение зависимости оборотов от времени для оптимального разгона

$\Delta t = 0,5 c, \quad n_{i+1} = n_i + \dot{n}_i \cdot \Delta t; \quad n_1 = n_{м.з.} = 5185 об / мин.$

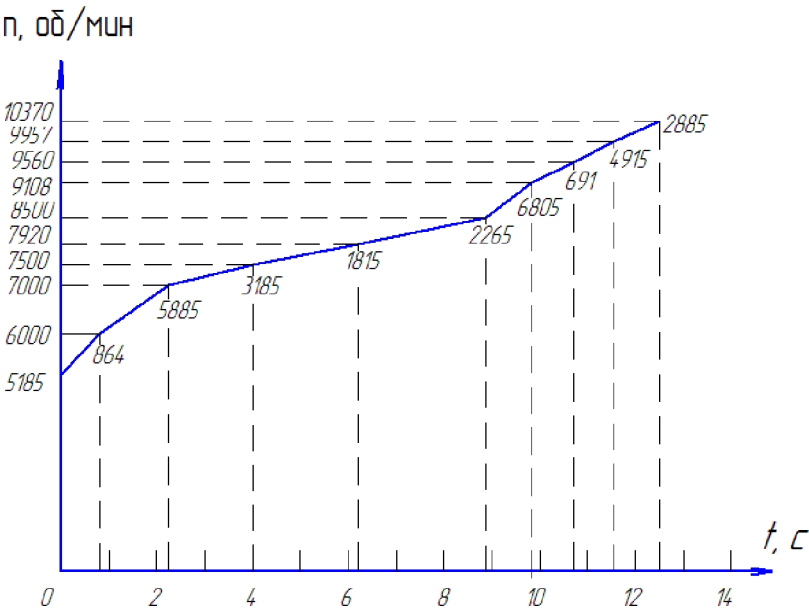


Рисунок 17 — Зависимость оборотов от времени для оптимального разгона

7.1 Определение T_∂ и K_{nG} по высоте полета и скорости

Определим зависимости T_∂ и K_{nG} от высоты и Маха полета для третьего крейсерского режима.

$$T_\partial = T_{\partial, np} \cdot \frac{101325}{p_\epsilon^*} \cdot \sqrt{\frac{T_\epsilon^*}{288,16}};$$

$$K_{nG} = K_{nG, np} \cdot \frac{101325}{p_\epsilon^*}, \text{ где}$$

$$p_\epsilon^* = p_\epsilon \cdot (1 + 0,2 \cdot M_\Pi^2)^{3,2},$$

$$T_\epsilon^* = T_\epsilon \cdot (1 + 0,2 \cdot M_\Pi^2).$$

Таблица 4 – Зависимость T_∂ и K_{nG} от высоты полета

Н, км	p_ϵ^* , Па	T_ϵ^* , К	T_∂ , с	K_{nG}
0	101325	288,16	2,100	0,338
1	89876	281,65	2,341	0,381
3	70121	268,66	2,930	0,488
5	54048	255,68	3,708	0,634
7	41105	212,7	4,447	0,833
9	30801	229,73	6,168	1,112
11	22700	216,77	8,130	1,509

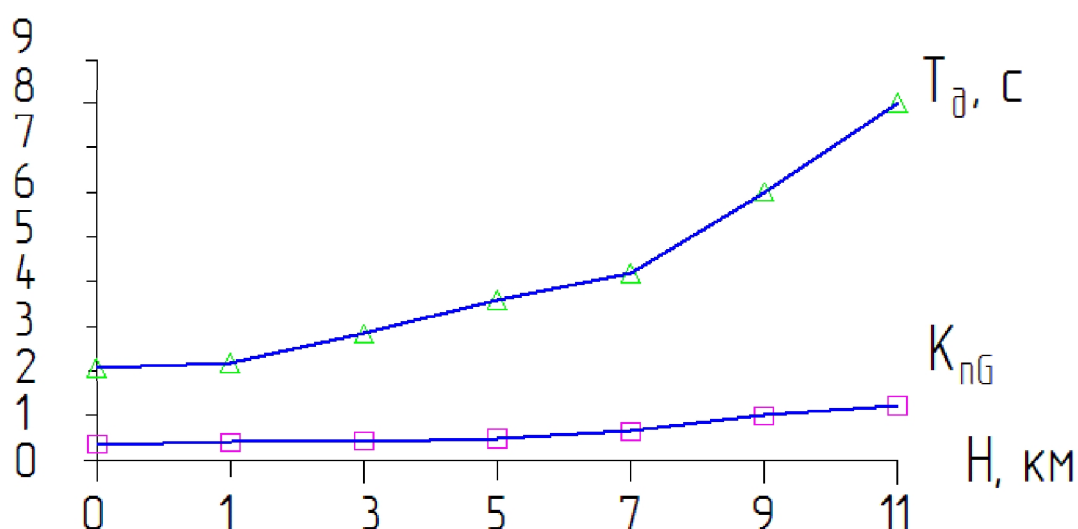
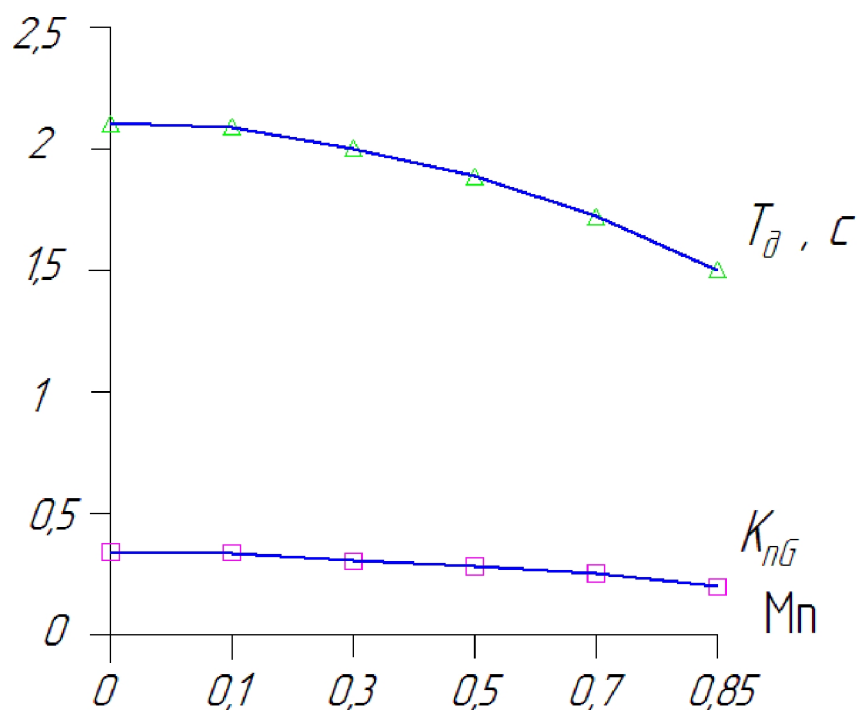


Рисунок 18 – Зависимость T_∂ и K_{nG} от высоты полета

Таблица 5 - Зависимость T_∂ и K_{nG} от Маха полета

M_Π	p_e^* , Па	T_e^* , К	T_∂ , с	K_{nG}
0	101325,00	288,16	2,100	0,338
0,1	101974,91	288,74	2,089	0,336
0,3	107277,71	293,35	2,001	0,319
0,5	118446,54	302,57	1,841	0,289
0,7	136660,84	316,40	1,632	0,251
0,85	156058,40	329,80	1,459	0,219

Рисунок 19 – Зависимость T_∂ и K_{nG} от Маха полета

8 ОПИСАНИЕ КОНСТРУКЦИИ И ПРИНЦИП РАБОТЫ ЭЛЕКТРОННОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЕМ

Так как двигатель RB.211-524D4 иностранный, то в качестве примера агрегата была выбрана ЭСУД отечественного двигателя (Д-36), аналогичного по конструктивно-силовой схеме исполнения.

Электронная система управления двигателя, функциональная схема которой представлена рис. 20, предназначена:

- для всережимного регулирования температуры газов за турбиной НД по заданному закону: при взлете и реверсе $T_{ТНД}^* = 973 \pm 6$ К, на малом газе $T_{ТНД}^* = 843 \pm 8$ К, на крейсерском режиме $T_{ТНД}^* = 860 \pm 9$ К;
- ограничения частоты вращения ротора вентилятора $n_B = 5275 \pm 27$ об/мин и ротора ВД $n_{ВД} = 4525 \pm 75$ об/мин;
- выдачи команды на отключение воздушного стартера по частоте вращения ротора ВД $n_{ВД} = 6000 \pm 300$ об/мин;
- выдачи команды в случае превышения предельной частоты вращения ротора вентилятора $n_B = 5600 \pm 27$ об/мин с задержкой не более 0,12 с и предельной температуры газов за турбиной НД $T_{ТНД}^* = 1003 \pm 8$ К с задержкой не более 0,24 с на останов двигателя на земле и на ЭМК сброса режима до 0,7 номинального в полете.

Агрегат ЭСУ является многоканальным регулятором и включает в себя входные преобразователи, цифровое вычислительное устройство (ЦВУ) с последовательно-параллельным вводом и обработкой информации, работающее по жесткой временной программе с частотой выдачи решения 25 Гц по каждому параметру, а также выходные усилители мощности. Он выполнен на полупроводниковых приборах, интегральных микросхемах, электромагнитных реле, запитывается напряжением постоянного тока $U = 27$ В и устанавливается на самолете.

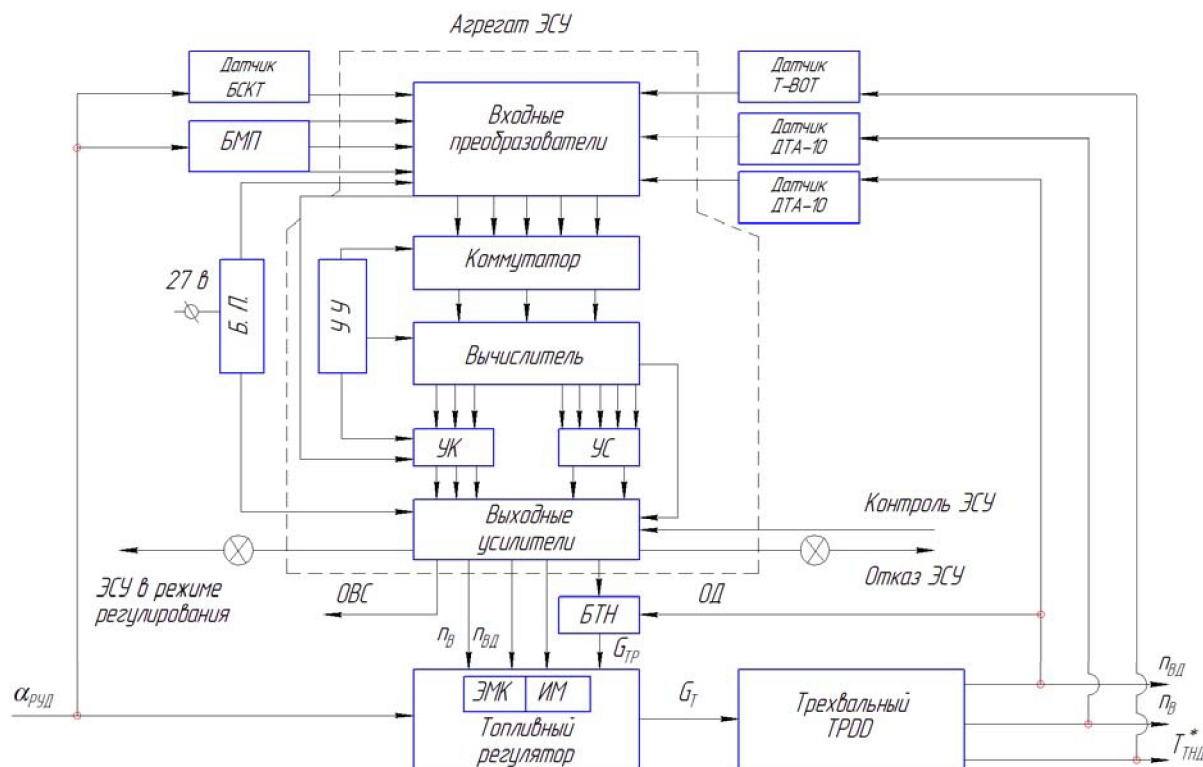


Рисунок 20 – Функциональная схема ЭСУД

На вход агрегата ЭСУ поступают сигналы, пропорциональные действительным значениям регулируемых параметров: температуры газов за турбиной НД T_{THD}^* от блока термопар Т-80Т и частоты вращения ротора вентилятора n_e и ротора ВД $n_{ВД}$ с датчиков ДТЛ-10, установленных на двигателе; а также заданные или установленные сигналы регулируемых величин при ступенчатой и следящей перестройке в агрегате ЭСУ температурой ограничения за турбиной НД T_{THD}^* для соответствующих углов установки РУД α_{pyd} , вырабатываемые блоком микропереключателей и бесконтактным синусо-косинусным трансформатором, расположенными на топливном регуляторе.

Входные преобразователи измеряют и преобразовывают сигналы, поступающие от датчиков регулируемых параметров, в форму, удобную для последующей их обработки в ЦВУ. С выхода входных преобразователей сигналы, пропорциональные регулируемым параметрам n_B , $n_{ВД}$, T_{THD}^* положению РУД, с помощью коммутатора по временной программе, задаваемой устройством управления, вводятся в вычислитель ЦВУ.

ЦВУ включает в себя коммутатор, устройство управления, вычислитель, устройство контроля, селектирующее устройство. Оно осуществляет выработку установочных значений управляемых величин, сравнение их с измеренными действительными значениями параметров, определение рассогласования между ними, вычисление корректирующих и регулирующих воздействий, выбор параметра, по

которому необходимо регулирование, контроль исправности входных цепей и самоконтроль основных функциональных узлов. В селектирующем устройстве ЦВУ осуществляется выбор канала, по которому необходимо регулирование.

Устройство контроля ЦВУ осуществляет выдачу сигнала при контроле и отказах узлов ЭСУ, при обрыве и замыкании цепей датчиков; угла БСКТ и БМП, частоты вращения ДТА-10, температуры газов Т-80Т, исполнительного механизма.

Сигналы с выхода ЦВУ подаются на выходные усилители для усиления их мощности и выдаются на исполнительные устройства.

Когда регулируемые параметры n_B , $n_{ВД}$, $T_{ТНД}^*$ ниже ограничиваемых значений, расход топлива G_T , поступающий в двигатель, определяет регулятор суммарной степени повышения давления воздуха в компрессорах $\pi_{K\Sigma}$, расположенный в топливном регуляторе. При достижении регулируемых параметров n_B , $n_{ВД}$, $T_{ТНД}^*$ ограничиваемых значений агрегат ЭСУ воздействует через ИМ топливного регулятора, на расход топлива G_T , поступающего в двигатель, обеспечивая ограничение параметров с сигнализацией «ЭСУ в режиме регулирования».

Если и регулируемые параметры n_B , $n_{ВД}$, $T_{ТНД}^*$ превышают заданные или установочные значения, а ИМ топливного регулятора не обеспечивает уменьшение расхода топлива, поступающего в двигатель, то при достижении предельных значений $n_B = 5600 \pm 27$ об/мин, а $T_{ТНД}^* = 1003 \pm 8$ К агрегат ЭСУ выдаст команду ЭМК на останов двигателя на земле или сброс режима работы двигателя до 0,7 номинального в полете. В случае обрыва или замыкания цепей датчиков БСКТ, БМП, ДТА-10, Т-80Т и ИМ при подаче команды «Контроль ЭСУ» агрегат ЭСУ снимает свою команду с ИМ и выдает сигнал на ЭМК сброса режима до 0,7 номинального с сигнализацией «Отказ ЭСУ». С выхода агрегата ЭСУ выдаются сигналы ОВС при $n_{ВД} = 6000 \pm 300$ об/мин и на ОД воздействием на ЭМК в БТН.

Заключение

В результате проведенных в данной курсовой работе расчетов спроектированная система автоматического регулирования топливной системы двигателя KR.211-524D4 имеет в своем составе следующие агрегаты: топливный насос, агрегат дозировки топлива, электронная система управления двигателем, агрегат управления направляющими аппаратами и агрегат управления клапанами перепуска воздуха.

САР топливной системы регулирует расход топлива от $G_{т.м.г.} = 1330 \text{ кг/ч}$ до $G_{т. \max} = 11080 \text{ кг/ч}$ при оборотах от $n_{ВД.м.г.} = 5185 \text{ об/мин}$ до $n_{ВД. \max} = 10370 \text{ об/мин}$. Произведены расчеты характеристик топливной системы. Получена характеристика распределителя топлива, построена динамическая характеристика, по которой были определены следующие параметры двигателя:

$$T_{\delta \max} = 2,055 \text{ с} \text{ и } K_{пГ \max} = 0,25.$$

Исследована зависимость T_{δ} и $K_{пГ}$ от высоты и Маха полета. С увеличением высоты полета T_{δ} и $K_{пГ}$ увеличиваются, а с увеличением Маха полета уменьшаются.

Приведено подробное описание электронной системы управления двигателем.

Список использованных источников

1. В.В. Кулагин Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок. - М.: Машиностроение, 2002.
2. Конспект лекций по ТАУ.
3. Описание двигателя НК-22.