

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 расчет элементов систем регулирования и топливопитания авиационных ГТД

Электронные методические указания

к курсовой работе

САМАРА

2010

УДК 62-50(075)

Составители: **Крючков Александр Николаевич,**

Родионов Леонид Валерьевич,

Шахматов Евгений Владимирович

Рецензент: д-р техн. наук, профессор В. И. Санчугов

Целью настоящей курсовой работы студентов является изучение работы системы автоматического управления авиационных ТРД, овладения основами выбора регулируемых параметров и регулирующих факторов, функциональных и структурных схем САУ, расчета элементов топливной системы, а также параметров двигателя как объекта регулирования. В завершение работы студенты проводят исследование устройства и функционирования регулятора.

Данная работа студентов является логическим продолжением сквозного курсового проектирования авиационного двигателя, начатого в курсах «Теория и расчет ВРД», а также «Конструкция и проектирование ВРД». Последующие разделы методических указаний поясняют последовательность и этапы выполнения курсовой работы.

Методические указания рекомендуются магистрантам в рамках магистерской программы «Интегрированные информационные технологии в авиадвигателестроении» по направлению 160700.68 «Двигатели летательных аппаратов».

Подготовлены на кафедре автоматических систем энергетических установок.

© Самарский государственный
аэрокосмический университет, 2010

СОДЕРЖАНИЕ

<u>Введение</u>	4
1 <u>Описание объекта регулирования</u>	5
2 <u>Выбор регулирующих факторов и регулируемых параметров двигателя</u>	5
3 <u>Составление структурной схемы САР ВРД</u>	5
4 <u>Разработка программ регулирования</u>	6
5 <u>Выбор параметров установившихся режимов</u>	8
6 <u>Выбор агрегатного состава САУ</u>	9
7 <u>Расчет характеристик топливной системы</u>	9
8 <u>Расчёты параметров ТРД по динамической характеристике</u>	13
9 <u>Описание конструкции и принципа работы конкретного регулятора</u>	19
<u>Заключение</u>	20
<u>Список использованных источников</u>	21

ВВЕДЕНИЕ

Современные системы автоматического управления (САУ) ГТД выполняются на базе цифровых электронных многоканальных регуляторов с полной ответственностью (типа FADEC). Перспективы развития САУ неразрывно связаны с усложнением алгоритмов и программ управления ГТД, адаптацией управления двигателем к его возможному нештатному состоянию (перегреву, износу узлов и пр.), компенсацией отказов двигателя и САУ, интеграцией управления силовой установкой и режимом полета летательного аппарата. Выбор параметров САР, обеспечивающих заданные характеристики, и анализ влияния отдельных параметров на динамические свойства САР сопровождается большим объемом вычислительных работ. Применяемые для этой цели традиционные методы расчета требуют значительных затрат времени и не позволяют проводить анализ множества вариантов САР.

Основные этапы выполнения курсовой работы:

- выбрать и обосновать необходимые регулирующие факторы и регулируемые параметры двигателя;
- составить структурную схему САУ силовой установки;
- разработать и обосновать наилучшие программы регулирования двигателя и агрегатный состав для ее реализации;
- рассчитать характеристики топливной системы на рабочих режимах двигателя;
- рассчитать кривую приемистости двигателя при его оптимальном разгоне.

В завершение работы приводится конструктивная схема и описывается работа конкретного агрегата САУ. Особое внимание уделяется положению агрегатов в составе общей системы регулирования и его функциональных связей с объектом регулирования и другими агрегатами САУ.

1 Описание объекта регулирования

В данном разделе приводится назначение, основные параметры, характеристики и схема авиационного ТРД, предварительно спроектированного и рассчитанного в курсовых работах, выполненных студентами на кафедрах ТДЛА и КиПДЛА. Помимо конструктивной схемы представляются основные технические данные двигателя, параметры рабочего процесса, а также его дроссельная (или высотно-скоростная) характеристика. В целях корректного выбора программы регулирования по температуре на входе T_v^* в разделе приводится характеристика компрессора, а также зависимость ΔK_u от приведенных оборотов.

2 Выбор регулирующих факторов и регулируемых параметров двигателя

Регулирующий фактор (РФ) (определяется схемой и параметрами ВРД). В разделе необходимо также обосновать выбираемые регулируемые параметры (РП), отметив их преимущества по сравнению с другими возможными РП.

3 Составление структурной схемы САР ВРД

В данном разделе производится построение укрепленной структурной схемы САР, на которой показываются:

- объект регулирования с выходными РП;
- управляющее воздействие – $\alpha_{руд}$;
- регуляторы конкретных РП с выходными регулирующими воздействиями (РФ);
- командный агрегат (КА), вырабатывающий предписанные значения параметров.

Пример структурной схемы САР ТРДД представлен на [рисунке 1](#).

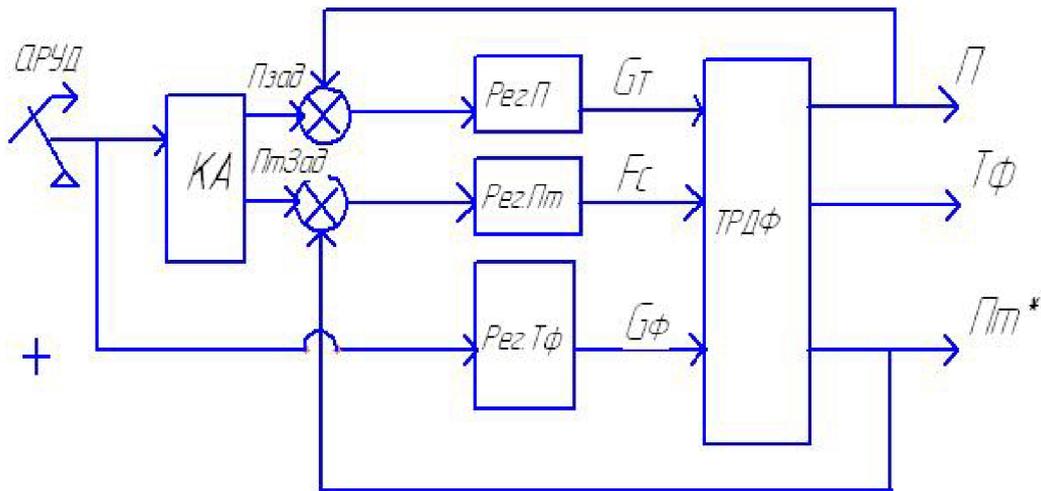


Рисунок 1 – Структурная схема САУ ТРДД

4 Разработка программ регулирования

Программы регулирования представляют собой зависимости регулируемого параметра от параметров внешних условий и режима работы двигателя:

$$- \text{РП} = f(\text{ВВ})$$

$$- \text{РП} = f(\alpha_{руд})$$

В качестве параметра внешних условий принимают T_v^* при этом определяется, например, зависимость $n = n(T_v^*)$ на максимальном режиме. программа состоит из участка $n_{\max} - \text{const}$ (см. [рисунок 2](#)), а также «наклонных» участков, на которых действуют ограничения. При $T_v^* < T_{v1}^*$ - действует ограничение по $(\pi_k^*)_{\text{пред}}$ или $(n_{\text{пр}})_{\text{пред}}$, связано с обеспечением устойчивой работы компрессора. При $T_v^* > T_{v1}^*$ - реализуется ограничение $T_r^* < T_{r1}^*_{\text{пред}}$. Определение T_{v1} осуществляется по известной характеристике компрессора или зависимости $\Delta K_y = f(n_{\text{пр}})$ по формуле $T_{v1}^* = 288 / n_{\text{пр,гр}}$, где $n_{\text{пр,гр}}$ - относительная приведенная частота вращения ротора, при которой ΔK_y составляет 10%. Температура T_{v2}^* определяется по $T_{r \max}^*$, путем пересчета по известным термогазодинамическим соотношениям:

$$T_K^* = T_B^* + \frac{L_K}{C_p} = T_B^* \left[\left(\pi_K^{\frac{K-1}{K}} - 1 \right) \cdot \frac{1}{\eta_K} + 1 \right]$$

$$L_K = T_B^* \left(\pi_K^{\frac{K-1}{K}} - 1 \right) \cdot \frac{1}{\eta_K}$$

$$T_\Gamma^* = T_K^* + \frac{H_U \cdot \eta_{KC} \cdot G_T}{(C_p)_{CP} \cdot G_B}$$

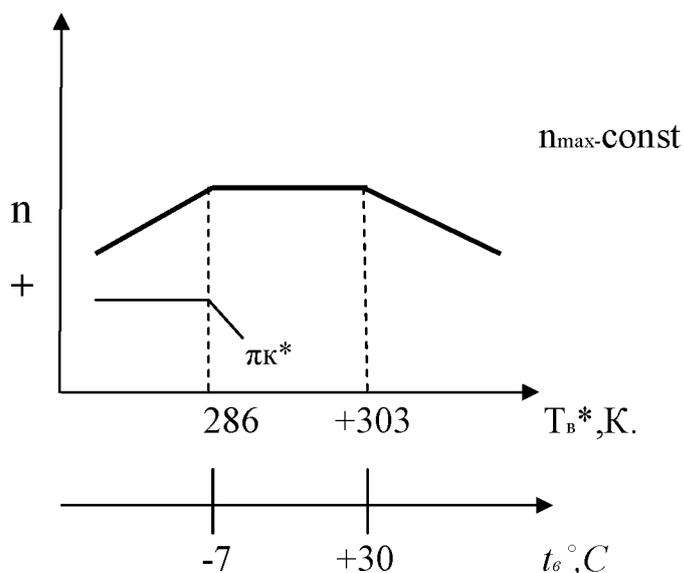


Рисунок 2 - Программа регулирования двигателя по T_B^* на максимальном режиме.

Программа регулирования по управляющему воздействию РП ($\alpha_{руд}$) строится исходя из следующих рекомендаций:

- тяга двигателя должна быть пропорциональна $\alpha_{руд}$;
- в окрестности установившихся режимов необходимы горизонтальные участки («площадки») величиной $8 \dots 10^\circ$;
- $(\alpha_{руд})_{max} = 90 \dots 100^\circ$; $(\alpha_{руд})_{min} = 20 \dots 25^\circ$;
- режим реверса должен быть при $\alpha_{рев} = 0 \dots 5^\circ$;

Для построения программы РП ($\alpha_{руд}$) необходимо определить параметры установившихся (стационарных) режимов.

5 Выбор параметров установившихся режимов

Выбор параметров установившихся режимов осуществляется в следующей последовательности:

- 1) Параметры максимального режима считаются заданными.
- 2) Параметры номинального режима (максимального продолжительного) выбираются $P_{ном}=0.85...0.9P_{max}$, где P_{max} , $P_{ном}$ – тяга двигателя на максимальном и номинальном режимах.
- 3) Параметры крейсерских режимов выбирают в процентах от тяги номинального режима, например $0.4N_e$, $0.7N_e$, $0.85N_e$ – соответствуют 40%; 70%; 85% тяги $P_{ном}$.
- 4) Параметры «малого газа» МГ $n_{мг} \approx n_{max}$
- 5) Режим реверса $n_{рев} = n_{max}$. Соотношение тяги двигателя и частоты вращения ротора выбирается по аппроксимированной зависимости

$$P=C \cdot n^{3.5...5}, \text{ где постоянная } C = \frac{P_{MAX}}{n^{3.5...5}}.$$

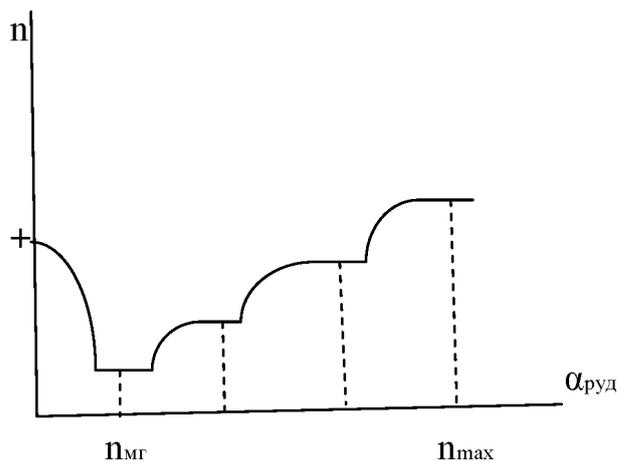


Рисунок 3 - Программа регулирования двигателя по управляющему воздействию

6 Выбор агрегатного состава САУ

Агрегатный состав САУ (рисунок 4) представляет собой поагрегатную схему САУ совместно с проточной частью двигателя с изображением функциональных и структурных связей между ними, а также с изображением РФ и РП. В разделе кратко описывается назначение каждого из агрегатов САУ.

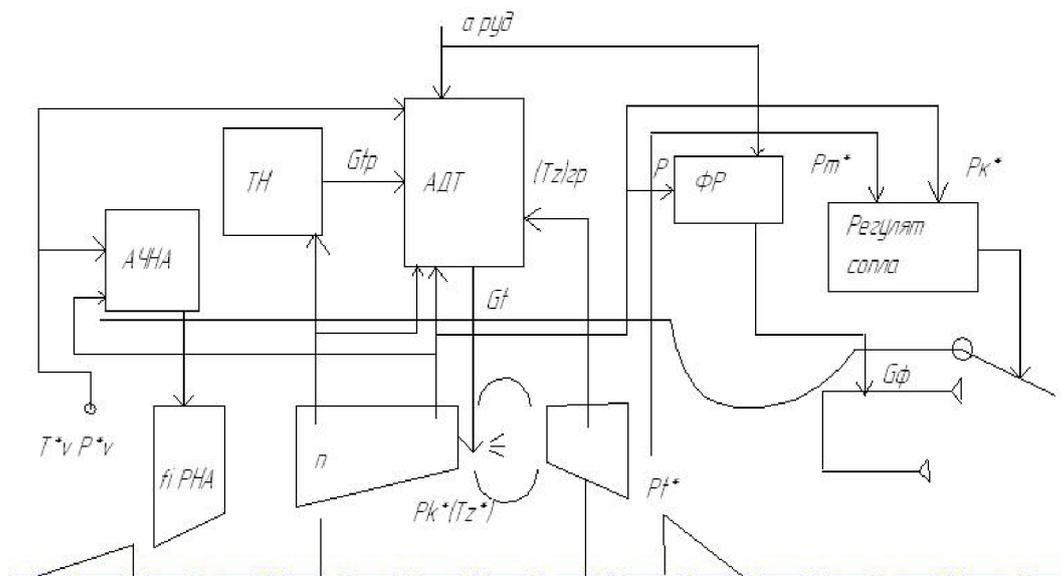


Рисунок 4 - Агрегатный состав САУ

7 Расчет характеристик топливной системы

В данном разделе рассчитываются параметры основных элементов топливной системы на рабочих режимах двигателя. Исходным материалом для расчетов топливной системы являются дроссельная характеристика $G_T(n)$ двигателя. В случае ее отсутствия можно воспользоваться аппроксимационной зависимостью вида:

$$G_T = C \cdot n^{2.5}$$

где постоянная C определяется по параметрам максимального режима:

$$C = \frac{(G_T)_{MAX}}{n_{max}^{2.5}}$$

Укрупненная схема топливной системы авиационного ТРД представлена на [рисунке 5](#).

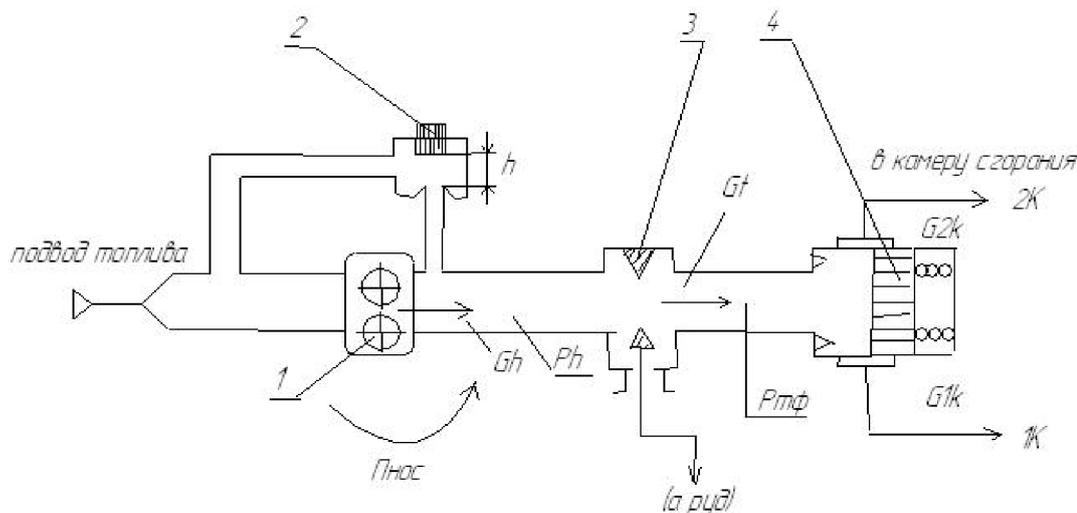


Рисунок 5 - Схема соединения основных элементов топливной системы авиационного ГТД.

Основными элементами системы является: топливный насос 1; перепускной клапан 2; дозирующая игла 3 и распределитель топлива 4 с коллекторами форсунок.

Характеристики элементов топливной системы приведены на рисунках [6](#), [7](#), [8](#).

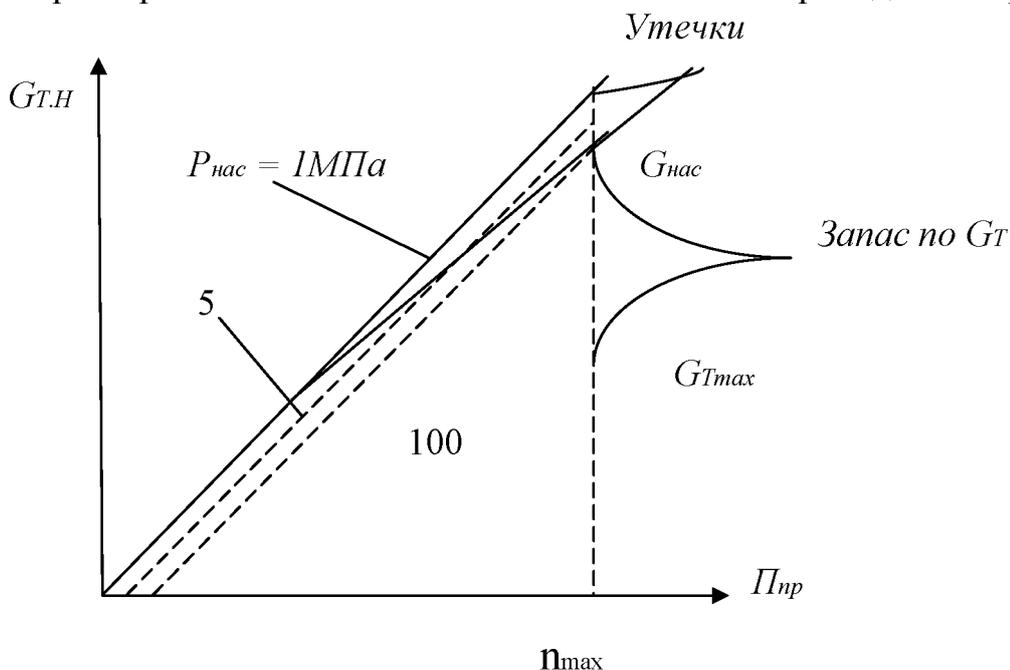


Рисунок 6 - Характеристика топливного насоса $G_H=f(n)$

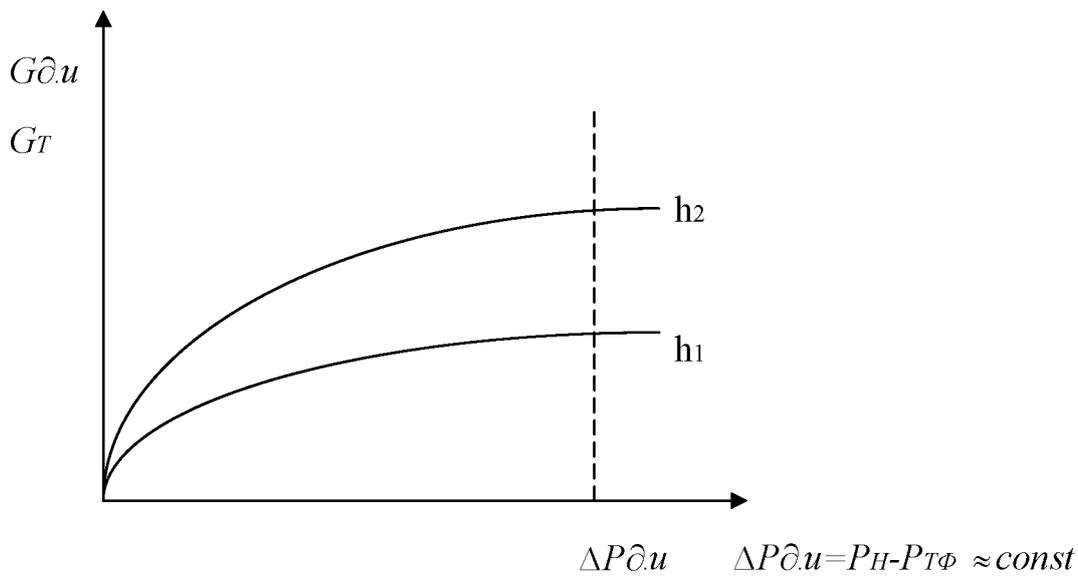


Рисунок 7 - Характеристика дозирующей иглы

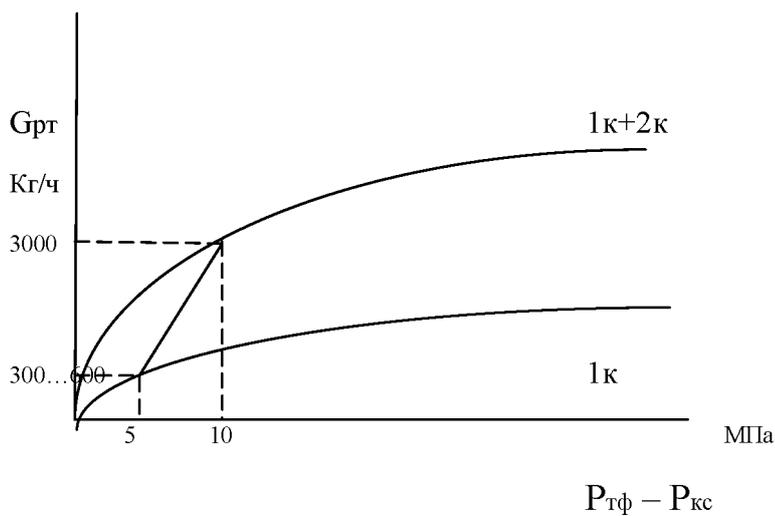


Рисунок 8 - Характеристика распределителя топлива

Для расчетов топливной системы необходимо задать давление в камере $P_{K.c.}$, которое принимается равным P_{K^*} . В случае отсутствия сведений P_{K^*} на рабочих режимах двигателя возможен расчет P_{K^*} по аппроксимирующей зависимости:

$$P_{K^*} = (P_{K^*})_{MG} + C \Delta n^2$$

где $(P_{K^*})_{MG} = 0.3 \dots 0.4$ МПа – давление за компрессором на режиме МГ;

$\Delta n = n - n_{\text{МГ}}$ – отклонение от режима МГ

Результаты расчетов сводим в [таблицу 1](#).

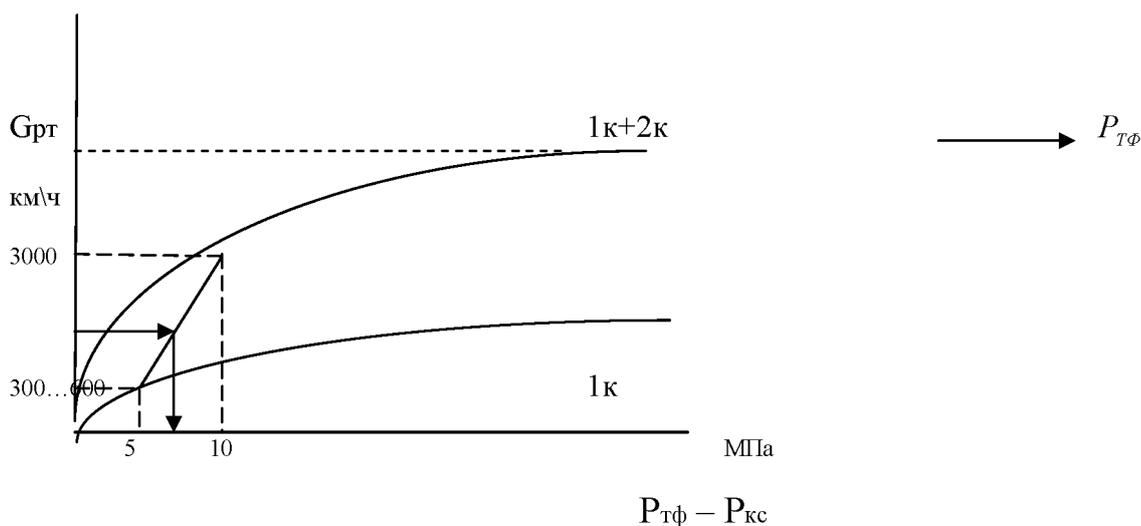
Таблица №1 - Характеристики элементов топливной системы

Режим	$G_T, \text{кг/ч}$	$G_H, \text{кг/ч}$	$n_{\text{нас}} (\text{мин}^{-1})$	$P_K^*, \text{МПа}$	$P_H^*, \text{МПа}$	$P_{T\Phi}, \text{МПа}$
МГ						
Крейсерский 1						
Крейсерский 2						
Крейсерский 3						
Номинальный						
Максимальный						

Порядок расчёта топливной системы

Исходные данные: $G_T; n; P_{KC} = P_K^*$

1) Определение давления за дозирующей иглой по характеристике распределения топлива.



2) Определение давления за насосом. Приняв $\Delta P_{д.и.} = \text{const} = 0.5 \dots 0.7 \text{ МПа}$

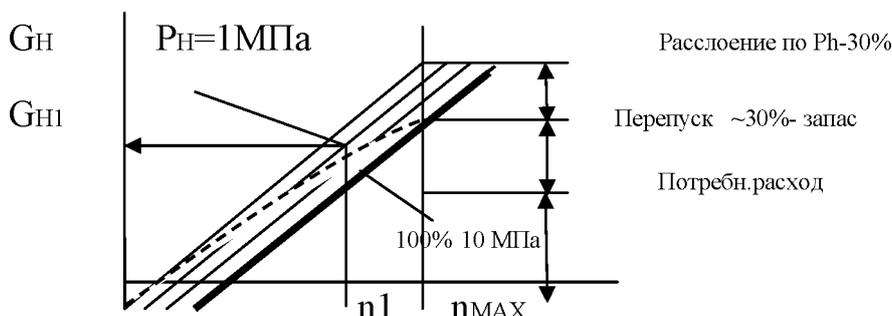
$$\Delta P_H = P_{T\Phi} + \Delta P_{д.и.}$$

3) Определение хода дозирующей иглы $\lambda_{д.и.}$

$$G_T = \mu \cdot F_{д.и.} \cdot \sqrt{2 \cdot \rho \cdot \Delta P_{д.и.}} = \mu \cdot K_{д.и.} \cdot \lambda_{д.и.} \cdot \sqrt{2 \cdot \rho \cdot \Delta P_{д.и.}} \Rightarrow \lambda_{д.и.} = \frac{G_T}{\mu \cdot K_{д.и.} \cdot \sqrt{2 \cdot \rho \cdot \Delta P_{д.и.}}}$$

См в справочнике

4) Определите расход насоса G_H .



5) Определение перепуска: $G_{пер} = G_H - G_T$

6) Определение перемещения перепускного клапана.

$$P_{сл} = \text{const} = 0.5 \text{ МПа}$$

$$G_{пер} = \mu_{пер} \cdot F_{пер} \cdot \sqrt{2 \cdot \rho \cdot (P_H - P_{сл})} \Rightarrow$$

$$F_{пер} = \frac{G_{пер}}{\mu_{пер} \cdot \sqrt{2 \cdot \rho \cdot (P_H - P_{сл})}} \rightarrow \text{построить зависимость } F_{пер}(\alpha_{пов})$$

$$F_{пер} = K_{пер} \cdot h \Rightarrow \text{подобрать } K_{пер} \text{ т.о., чтобы } h \approx 8..10 \text{ мм.}$$

8 Расчёты параметров ТРД по динамической характеристике

Производится построение динамической характеристики и линии оптимального разгона.

Вверх от дроссельной характеристики ([рисунок 9](#)) эквидистантно изображаются линии равного разгона, принимая, что каждая линия отстоит друг от друга вверх на 200 кг/ч и соответственно, означают 200, 400, 600, 800 и

$$1000 \frac{\text{об / мин}}{\text{сек}}$$

Принимая во внимание, что этот двигатель трехфазный, с мощной механизацией, проводят границу помпажа в районе 800-1000 $\frac{\text{об / мин}}{\text{сек}}$.

Сверху реализуется ограничение по $T_{ГМАХ}^*$ примерно на 10% превышая. Проводим линию оптимального разгона, ограниченную линиями помпажа и $T_{ГМАХ}^*$.

Рассчитывается линия оптимального разгона по уравнению:

$$n_{i+1} = n_i + \Delta t \cdot h_i$$

где n_i - текущее значение частоты вращения ротора;

Δt -0,5 с – шаг по времени;

h_i -ускорение ротора, соответствующее текущему значению частоты.

Результаты расчётов сводят в [таблицу 2](#) и по ним строят линию оптимального разгона ([рисунок 9](#)).

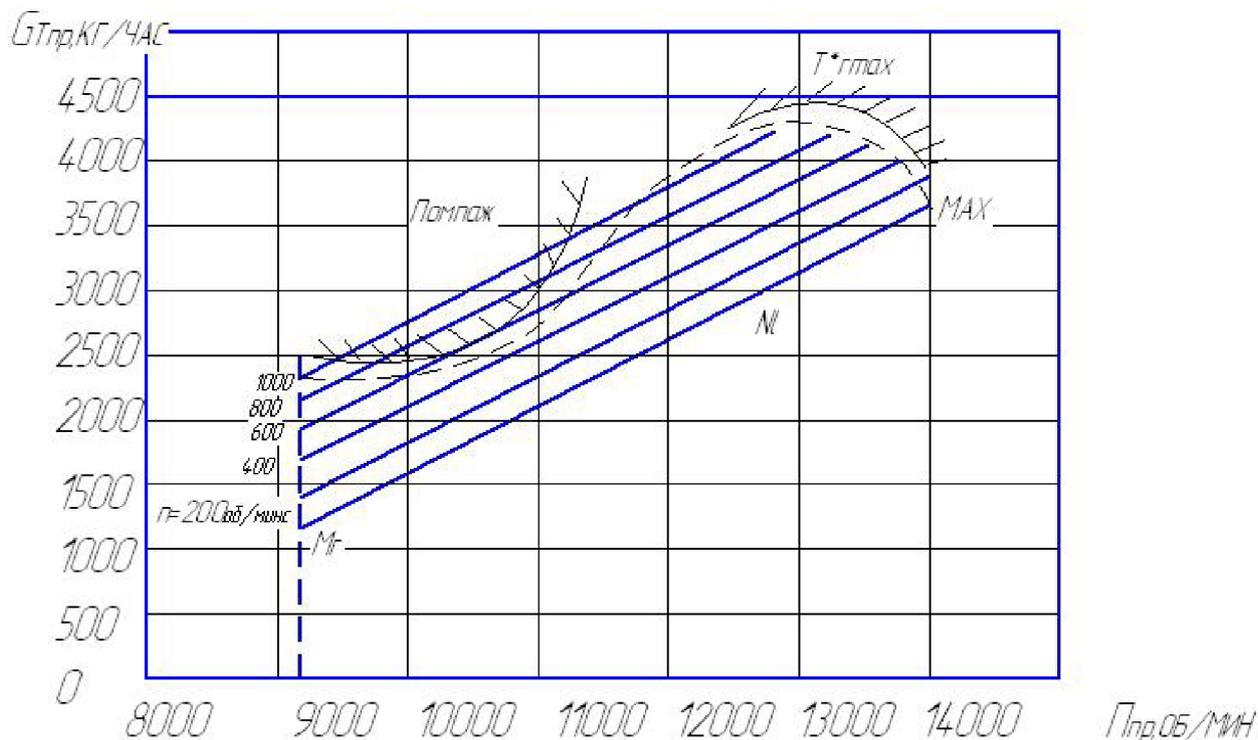


Рисунок 9 – Динамическая характеристика двигателя

Таблица 2 – Расчёт линии оптимального разгона

Время, сек	0	0,5	1	1,5	2	2,5	3	3,5	4	4,5
n, мин ⁻¹	9100	9650	10075	10445	10752	10975	11265	11815	12365	12895
Время, сек	5	5,5	6							
n, мин ⁻¹	13405	13805	14005							

Пользуясь динамической характеристикой, определяют постоянную времени двигателя и коэффициент усиления по расходу топлива на различных режимах работы.

Коэффициент усиления определяется по уравнению:

$$K_{nG} = \frac{\delta n}{\delta G_m} \cdot \frac{G_{mБАЗ}}{n_{БАЗ}} = \frac{\Delta n}{\Delta G_m} \cdot \frac{G_{mБАЗ}}{n_{БАЗ}}$$

Где $\frac{\delta n}{\delta G_m} = \frac{\Delta n}{\Delta G_m} = ctg\psi$ – котангенс угла наклона касательной к дроссельной характеристики ([рисунок 10](#));

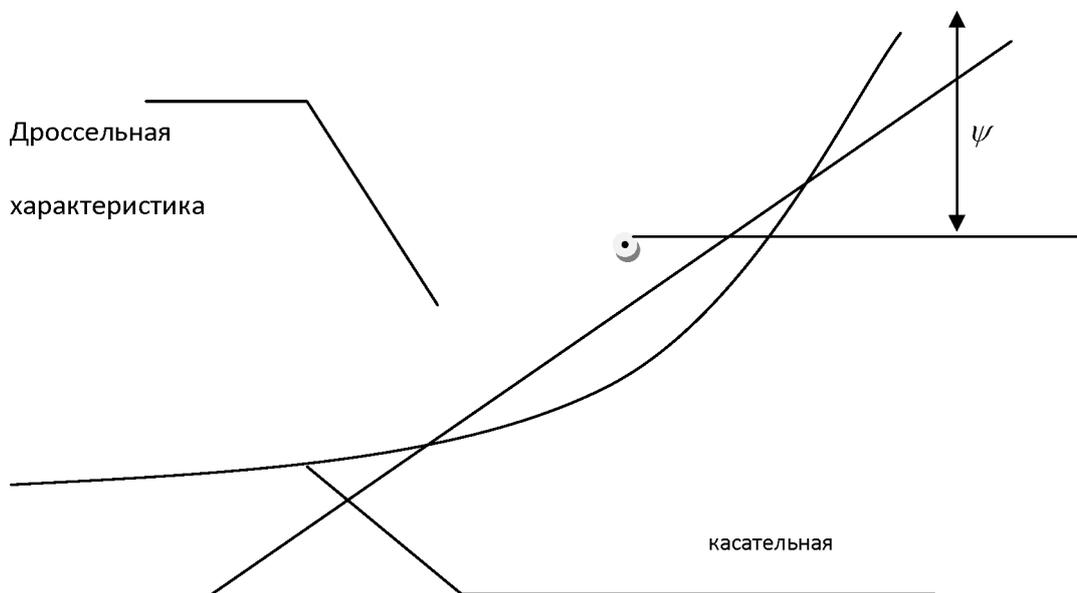


Рисунок 10 – К расчёту коэффициента усиления двигателя.

$G_{mБАЗ}$, $n_{БАЗ}$ - соответственно базовые значения расхода топлива и частоты вращения ротора. Принимают их равным значениям максимального режима.

Постоянную времени двигателя находят по формуле: $T_o = -\frac{\delta n}{d\delta n / dt} = -\frac{\Delta n}{n^{\square}}$

где Δn - расстояние от ДХ до кривой разгона ([рисунок 11](#));

n^{\square} - ускорение ротора, определяемое по кривой разгона.

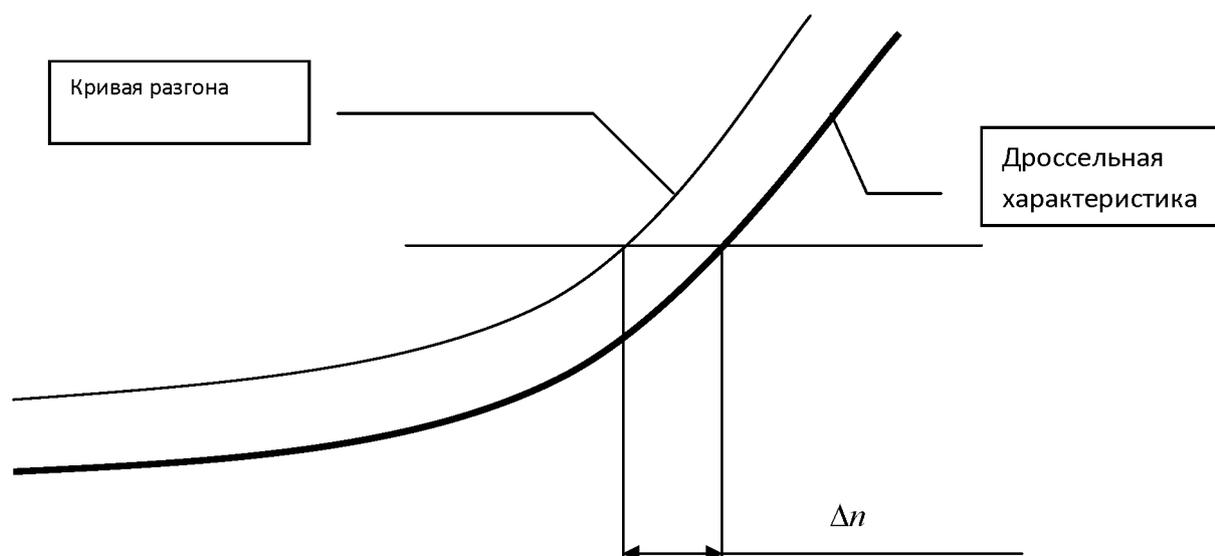


Рисунок 11 – К расчёту постоянной времени двигателя

Результаты расчётов сводят в [таблицу 3](#) и по ним построим график изменения постоянной времени и коэффициента усиления двигателя от режима ([рисунок 12](#)).

Таблица №3 - Расчёт параметров разгона двигателя

Режимы работы	Стg ψ	$K_{нг}$	$\frac{\Delta n}{n^{\square}}$	T_d, c
Максимальный	1,539	0,407	318/200	1,59
Номинальный	1,664	0,440	319/200	1,595
Крейсерский 1	1,732	0,458	325/200	1,625
Крейсерский 2	1,804	0,477	247/200	1,735
Крейсерский 3	2,246	0,594	448/200	2,24
МГ	2,747	0,727	472/200	2,36

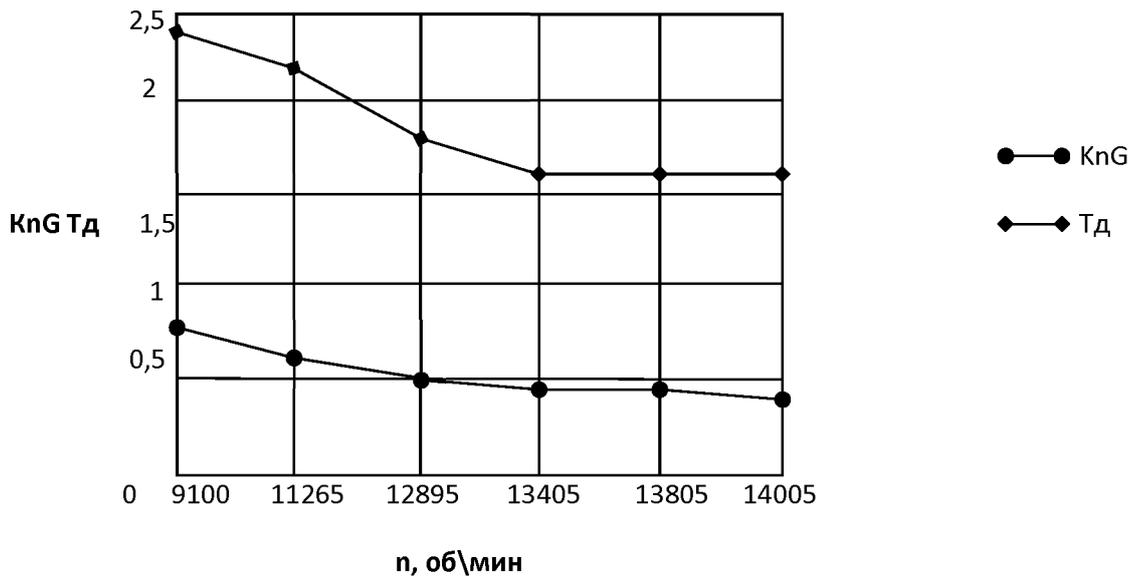


Рисунок 12 - Изменение постоянной времени T_d и коэффициента усиления K_{nG} от режима

По данным расчета параметров разгона двигателя строят зависимости постоянной времени двигателя и коэффициента усиления на режиме работы «Крейсерский 2» от высоты и скорости полета. Эти величины рассчитывают по формулам приведения:

$$T_d = T_{d,np} \cdot \frac{101325}{P_B^*} \sqrt{\frac{T_B^*}{288}} \quad \text{и} \quad K_{nG} = (K_{nG})_{np} \cdot \frac{101325}{P_B^*}$$

где, $T_{d,np} = 1,735$ с, $(K_{nG})_{np} = 0,594$ – соответственно значения постоянной времени и коэффициента усиления двигателя на втором крейсерском режиме работы в условиях САУ;

T_B^* , P_B^* – соответственно температура и давление торможения, рассчитанные по формулам:

$$T_B^* = T_B \cdot (1 + 0,2M_n^2) \quad \text{и} \quad P_B^* = P_B \cdot (1 + 0,2M_n^2)^{3,5}$$

Результаты расчетов сводят в [таблицы 4](#) и [5](#), а также строят графики изменения T_d и K_{nG} в зависимости от скорости и высоты полета ([рисунки 13](#) и [14](#)).

Таблица 4 – Расчет зависимости постоянной времени и коэффициента усиления двигателя от высоты полета

Н, км пар-р	0	2	4	6	8	10
Тд, с	1,735	2,161	2,72	3,463	4,466	5,841
КпG	0,594	0,757	0,976	1,275	1,688	2,271

Таблица 5 – Расчет зависимости постоянной времени и коэффициента усиления двигателя от скорости полета на высоте Нп=8км

Мп параметр	0,2	0,4	0,6	0,8
Тд, с	5,703	5,314	4,741	4,07
КпG	2,209	2,034	1,781	1,49

КпG Тд

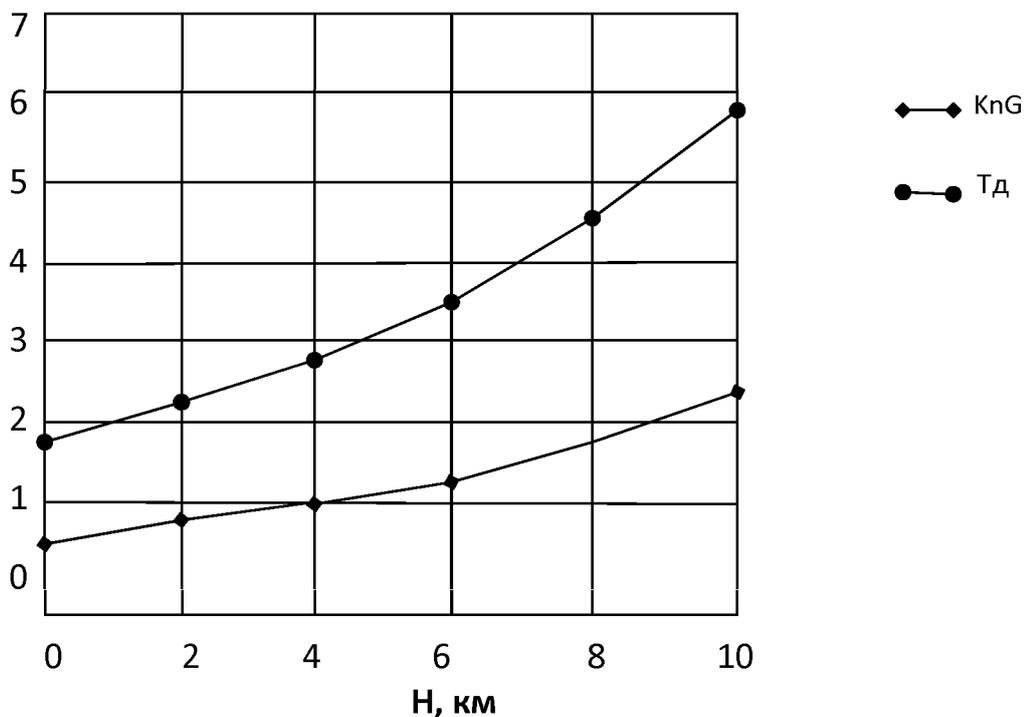


Рисунок 13 - Изменение Тд и КпG в зависимости от высоты полета

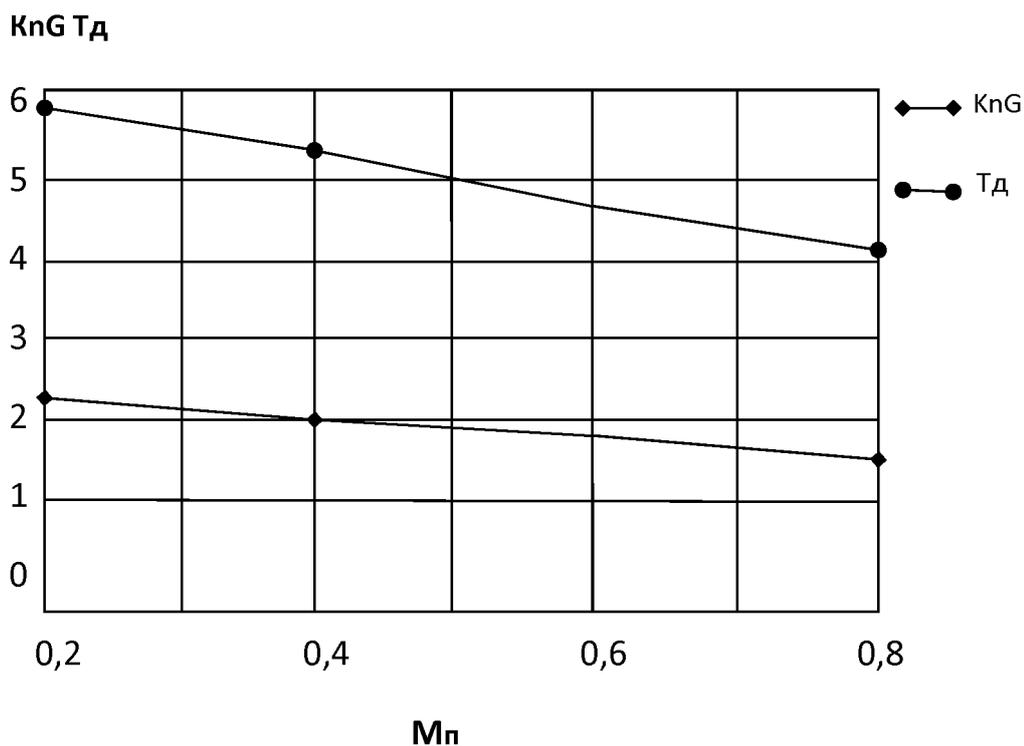


Рисунок 14 - Изменение T_d и K_nG в зависимости от скорости полета ($H_p=8\text{км}$)

9 Описание конструкции и принципа работы конкретного регулятора

Приводится конструктивная схема и работа агрегата. Особое внимание уделяется положению агрегатов в составе общей системы регулирования и его функциональных связей с объектом регулирования и другими агрегатами САУ.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В ходе данной работы были выбраны регулирующие факторы и регулируемые параметры, разработана программа регулирования и описан агрегатный состав системы автоматического регулирования трехвального двухконтурного двигателя НК-93. Были рассчитаны основные характеристики топливной системы двигателя, а также параметры разгона двигателя по динамической характеристике.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Гимадиев А.Г., Шахматов Е.В., Шорин В.П. Системы автоматического управления авиационных ГТД.: Учебное пособие.- Куйбышев: КУАИ, 1990.-121с.
2. Анисимкин Ю.С. Система автоматического управления трехвального ТРДД.: Учебное пособие.- СГАУ, 1992.-44с.
3. СТП СГАУ 6.1.4-97 Общие требования к оформлению учебных текстовых документов. Учебное пособие.- Самара: СГАУ, 1997.-17с.