

МИНИСТЕРСТВО ТРАНСПОРТА РФ
ГОСУДАРСТВЕННАЯ СЛУЖБА
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ
МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ
ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

Кафедра двигателей летательных аппаратов
Ю.Н.Рогальский

ПОСОБИЕ

к выполнению контрольной работы

**“ИССЛЕДОВАНИЕ СИСТЕМ АВТОМАТИЧЕСКОГО
УПРАВЛЕНИЯ АВИАЦИОННЫХ ГТД”**

*для студентов V курса
специальности 130300
заочного обучения*

Москва - 2000

ББК 052-083
Р 59

Рецензент канд. техн. наук, доц. В.А.Андрюхин
Рогальский Ю.Н.

Р 59 Пособие к выполнению контрольной работы "Исследование систем автоматического управления авиационных ГТД". -М.: МГТУ ГА, 2000.-36 с.

Данное пособие издается в соответствии с учебной программой дисциплины "Автоматика и управление" для студентов V курса специальности 130300 заочного обучения.

Рассмотрено и одобрено на заседаниях кафедры 18.06.00 г. и методического совета 27.06.00 г.

СОДЕРЖАНИЕ

ВВЕДЕНИЕ.....	4
1. ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ.....	4
2. ТРЕБОВАНИЯ К ВЫПОЛНЕНИЮ КОНТРОЛЬНОЙ РАБОТЫ.....	5
3. КРАТКИЕ ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ СВЕДЕНИЯ.....	6
3.1. Функциональные схемы САУ.....	6
3.2. Устойчивость САУ авиационных ГТД.....	10
3.3. Критерии устойчивости САУ.....	12
3.4. Автоматы приемистости авиационных ГТД.....	14
4. КОНТРОЛЬНЫЕ ЗАДАНИЯ.....	18
4.1. ЗАДАНИЕ 1. Оценка устойчивости работы САУ.....	18
4.1.1. Пояснения к выполнению ЗАДАНИЯ 1.....	18
4.1.2. Выбор исходных данных. Цели выполнения задания.....	19
4.2. ЗАДАНИЕ 2. Расчет автомата приемистости двухвального (двухконтурного) ТРДД.....	21
4.2.1. Пояснения к выполнению ЗАДАНИЯ 2.....	24
4.2.2. Построение динамической характеристики и линий ограничения работы двигателя.....	24
4.2.3. Построение линий ограничения работы двигателя.....	25
4.2.4. Расчет процесса оптимальной приемистости.....	26
4.2.5. Определение физической частоты вращения ротора ВД.....	27
4.2.6. Выбор программы работы автомата приемистости.....	31
4.2.7. Расчет времени реальной приемистости.....	33
5. ЛИТЕРАТУРА.....	35

ВВЕДЕНИЕ

Автоматика - это отрасль науки и техники, разрабатывающая методы и средства облегчения физического и умственного труда человека. Значение автоматике в жизни современного общества огромно. Ей принадлежит ведущая роль в деле создания материально-технической базы всех основных направлений деятельности человеческого общества, в том числе - производства и эксплуатации авиационной техники.

Высокоэффективная и надежная эксплуатация авиационных газотурбинных силовых установок (АГТУ) современных воздушных судов (ВС) гражданской авиации невозможна без применения специальных систем автоматического управления (САУ). Серьезное изучение устройства и работы САУ авиационных ГТД является необходимым условием правильности оценки технического состояния (диагностики) таких систем и их отдельных элементов, а также безопасной эксплуатации САУ АГТУ в целом. В процессе обучения на механическом и заочном факультетах по специальности 130300 (Техническая эксплуатация летательных аппаратов и авиадвигателей) эти вопросы рассматриваются в процессе изучения учебной дисциплины "Автоматика и управление".

1. ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

Учебная дисциплина "Автоматика и управление" в соответствии с учебным планом специальности 130300 состоит из двух частей:

- Основы автоматике (или "Теория автоматического управления"), в которой изучаются вопросы математического моделирования и расчета процессов, происходящих в системах автоматического управления авиационных ГТД;

- Системы автоматического управления. В этом разделе дисциплины изучается состав, работа, возможные неисправности и методы их устранения в системах управления и регулирования современных авиационных ГТД.

Важнейшей составной частью учебного процесса по дисциплине "Автоматика и управление" для студентов специальности 130300 заочного обучения является выполнение контрольной работы. Контрольная работа предназначена для:

- закрепления полученных теоретических знаний оценки устойчивости систем автоматического управления АД (т.е. возможности их практического использования для управления двигателями воздушных судов ГА);
- освоения методов расчета характеристик одного из основных элементов систем автоматического управления авиационных газотурбинных двигателей - автомата приемистости.

Настоящая работа предусматривает выполнение двух контрольных заданий:

- Оценка устойчивости системы автоматического управления авиационного ГТД;
- Расчет автомата приемистости двухроторного ТРДД.

Исходные данные для выполнения контрольной работы выбираются каждым студентом из табл. 1 - 3 по двум последним цифрам студенческого билета.

2. ТРЕБОВАНИЯ К ВЫПОЛНЕНИЮ КОНТРОЛЬНОЙ РАБОТЫ

К выполнению контрольной работы следует приступить только после изучения в полном объеме необходимого теоретического материала по рекомендованной литературе и соответствующих разделов данных методических указаний.

Объем расчетно-пояснительной записки 15-20 страниц формата А4.

Записка должна быть написана разборчиво, темными чернилами или пастой, с полями для пометок рецензента. Страницы должны быть сброшюрованы и пронумерованы. Титульный лист оформляется согласно приложению 1.

Содержание и последовательность изложения материала контрольной работы должны соответствовать настоящим методическим указаниям. Необходимые теоретические сведения и рекомендации к выполнению контрольной работы изложены в последующих разделах

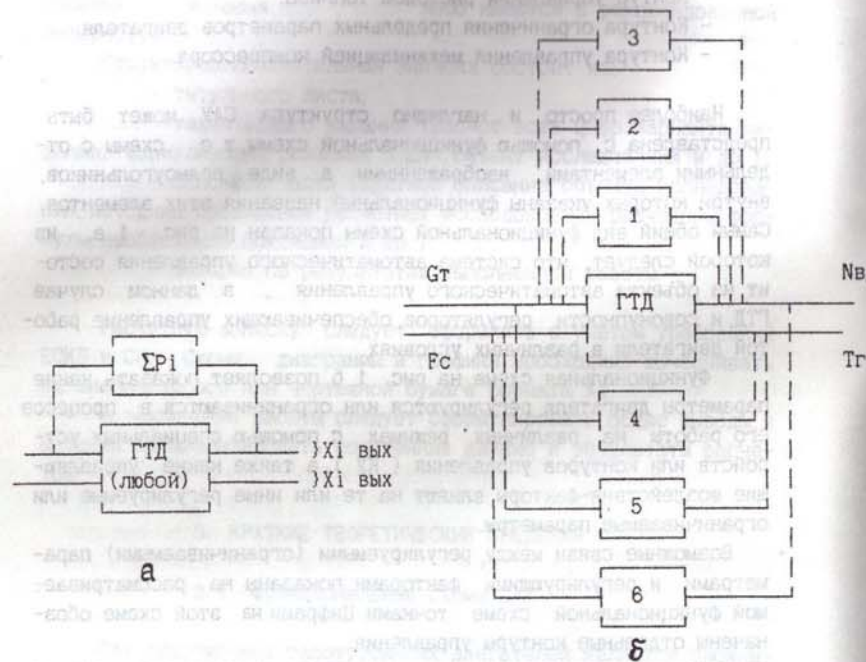


Рис. 1. Функциональные схемы САУ авиационных ГТД:
 ΣP_i - сумма регуляторов, 1 - контур управления частотой вращения ротора, 2 - КУ запуском, 3 - КУ предельными значениями параметров, 4 - КУ приемистости, 5 - КУ расхода топлива, 6 - КУ механизации компрессора

- Предотвращение неустойчивой работы и защита от механических и тепловых перегрузок элементов двигателя при любых допустимых изменениях внешних условий.

- Обеспечение запуска пускового устройства (стартера) и двигателя в любых условиях эксплуатации, а также вывода их на

заданный режим за минимальное время.

- Быстрый останов двигателя летчиком либо автоматически при возникновении ситуации, угрожающей дальнейшей безопасной работе.

- Коррекция динамических свойств отдельных звеньев или контуров автоматических систем по режимам работы или условиям эксплуатации для получения требуемого качества управления.

- Обеспечение различных блокировок, т.е. выключение одного автомата или контура управления при включении другого, а также отключение того или иного автоматического устройства при строго определенных условиях.

- Переключение питания двигателя топливом с одного контура на другой либо на одновременную работу двух контуров.

- Переключение основных систем и агрегатов в случае необходимости на резервные в целях обеспечения безопасности полетов воздушного судна.

Необходимо отметить, что в реальных двигателях воздушных судов ГА системы автоматического управления, как правило, решают не весь комплекс задач, стоящих перед САУ, а лишь те задачи, которые имеют серьезное значение для безопасности эксплуатации данного типа двигателей. Наиболее часто системы автоматического управления ГТД выполняют такие функции, как управление режимами работы двигателя путем изменения положения рычага управления, т.е. (Альфа РУД), реализацию заданной программы регулирования двигателя при изменении высоты и скорости полета, обеспечение надежной работы двигателя в процессе приемистости и сброса газа, а также ограничение предельных значений основных параметров двигателя.

Перед изучением особенностей работы САУ ГТД при выполнении перечисленных выше задач следует предварительно рассмотреть общие закономерности, характеризующие влияние изменения режима работы и внешних условий полета на основные параметры газотурбинных двигателей. Особое внимание следует уделить исследованию работы САУ двухвальных турбореактивных двигателей, являющихся основным типом двигателей самолетов ГА.

Изменение режимов работы авиационных воздушно - реактивных двигателей, например, путем уменьшения угла установки РВД сопровождается сокращением количества подаваемого топлива в камеру сгорания G_t . Анализ работы ТРДД показывает, что сокращение G_t при постоянной форме проточной части двигателя и неизменных внешних условиях, т.е. дросселировании двигателя, приводит к снижению температуры газов перед турбиной и частот вращения роторов двигателя N_n и N_v . При этом частота вращения компрессора высокого давления N_v уменьшается в меньшей степени, чем частота вращения вентилятора (компрессора низкого давления) N_n . Вследствие этого обстоятельство скольжение роторов двигателя $S=N_v/N_n$ по мере дросселирования двигателя возрастает. Несколько возрастает при дросселировании ТРДД и такой важнейший параметр, как степень двухконтурности M .

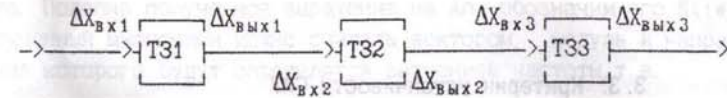
3.2. Устойчивость САУ авиационных ГТД

Системы автоматического управления авиационных ГТД состоят из отдельных элементов. В теории САУ элементы, в которых динамические процессы при малых отклонениях входного и выходного параметров ($\Delta X_{вх}$ и $\Delta X_{вых}$) описываются одинаковыми дифференциальными уравнениями, называются типовыми звеньями (ТЗ).

В общем случае уравнение типового звена может быть представлено в виде:

$$A_2 \frac{d^2 \Delta X_{вых}}{dt^2} + A_1 \frac{d \Delta X_{вых}}{dt} + A_0 \Delta X_{вых} = B_1 \frac{d \Delta X_{вх}}{dt} + B_0 \Delta X_{вх} \quad (1)$$

В каждом звене есть свои входной и выходной параметры, которые в конкретной системе могут совпадать. Это видно на фрагменте САУ, представленной на рис. 2



$$X_{вых1} = X_{вх2}; \quad X_{вых2} = X_{вх3}; \quad \text{и т. д.}$$

Рис. 2. Фрагмент схемы САУ

При этом необходимо иметь в виду, что в системах автоматического регулирования передача воздействий от звена к звену происходит только в определенном одном направлении, как это показано стрелками на рис. 2.

Конечная задача исследования любой САУ состоит в получении обобщенного дифференциального уравнения системы, характеризующего протекание в ней динамических процессов. Одним из возможных путей получения такого уравнения системы автоматического управления является совместное решение системы дифференциальных уравнений типовых звеньев, из которых состоит рассматриваемая система управления. При этом сначала необходимо рассмотреть разомкнутую САУ, в которой существуют раздельные параметры $X_{вх}$ и $X_{вых}$ (см. рис. 2), и написать для нее общее дифференциальное уравнение системы.

Накопленный опыт расчета, проектирования и эксплуатации различных систем автоматического управления показывает, что в некоторых системах автоматического управления решить полученное общее дифференциальное уравнение системы или получить удобное для анализа выражение передаточной функции $W_{сау}(P)$ оказывается невозможно или крайне затруднительно. В этом случае для предварительного анализа качества системы управления можно ограничиться оценкой ее устойчивости.

3.3. Критерии устойчивости САУ

Устойчивой называется такая система автоматического управления, которая, будучи выведена из состояния равновесия, после устранения внешних воздействий возвращается (через неограниченный промежуток времени $\Delta t \rightarrow \infty$) к исходному состоянию равновесия и остается в этом положении. Оценивать устойчивость САУ можно с помощью специальных критериев устойчивости. В настоящее время все известные критерии устойчивости можно разбить на две группы: алгебраические и графоаналитические или частотные.

Алгебраические критерии - это некоторая совокупность алгебраических действий, в результате которых определяются знаки корней характеристического уравнения системы, а следовательно, и поведение $\Delta X_{вых}(t)$ при t , стремящемся к бесконечности.

Примером алгебраического критерия устойчивости является критерий Рауса-Гурвица. Раус и Гурвиц показали, что система автоматического управления, описываемая характеристическим уравнением

$$A_n * p^n + A_{(n-1)} * p^{(n-1)} + \dots + A_1 * p + A_0 = 0, \quad (2)$$

будет устойчивой, если при $A_0 > 0$ все "n" определителей (Δ_n) будут положительны, т.е.

$$\Delta_1 = A_1 > 0; \quad \Delta_2 = \begin{vmatrix} A_1 & A_0 \\ A_2 & A_1 \end{vmatrix}; \quad \Delta_3 = \begin{vmatrix} A_1 & A_0 & 0 \\ A_2 & A_1 & A_0 \\ A_3 & A_2 & A_1 \end{vmatrix};$$

и т.д.

Устойчивость разомкнутой САУ можно также оценить с помощью графоаналитического критерия А. В. Михайлова. С этой целью необходимо в характеристическом уравнении системы заменить оператор P на чисто мнимое выражение iW , где W -угловая частота

та. Поделив полученное выражение на A_n , обозначим его $N(iW)$. Полученный многочлен можно считать вектором, модуль и направление которого будут определяться значением частоты, т.е.

$$N(iW) = R(WW) + iS(W). \quad (3)$$

Для того, чтобы система автоматического управления была устойчивой необходимо и достаточно, чтобы вектор $N(iW)$ брал начало при $W=0$ на положительной вещественной оси $R(w)$ в точке A_0 и затем монотонно вращался при изменении W от 0 до бесконечности в положительном направлении, т.е. против часовой стрелки, совершая поворот на угол 'n' квадрантов.

Годограф вектора $N(iw)$, т.е. кривая, которую описывает конец вектора, называется кривой Михайлова при изменении W от 0 до $+\infty$, выходит из точки A_0 и обходит последовательно, в положительном направлении 'n' квадрантов, где n-показатель степени характеристического уравнения системы (2).

Несколько особое место среди рассмотренных критериев устойчивости САУ занимает критерий Найквиста-Михайлова. Этот критерий отличается от приведенных выше тем, что он позволяет судить об устойчивости замкнутой системы управления по амплитудно-фазовой частотной характеристике разомкнутой САУ, которая может быть получена экспериментально либо расчетным путем с использованием передаточной функции системы.

При необходимости расчетного построения АФЧХ разомкнутой системы автоматического управления вначале следует по известному дифференциальному уравнению этой системы получить выражение ее передаточной функции $W_{сау}(P)$. В полученном выражении передаточной функции заменим оператор P на чисто мнимое выражение iW , где W -угловая частота, которая может изменяться от 0 до $(+\infty)$, и обозначим это выражение

$$W_{сау}(iW) = A(W) + iB(W). \quad (4)$$

Из теории автоматического регулирования известно, что конец вектора $W_{сау}(iW)$ при изменении W от 0 до $(+\infty)$ будет описывать кривую, которая совпадает с АФЧХ системы.

Критерий Найквиста-Михайлова может быть сформулирован в

следующем виде: для того, чтобы система автоматического управления, устойчивая в разомкнутом состоянии, была устойчива и в замкнутом состоянии необходимо и достаточно, чтобы годограф вектора амплитудно-фазовой частотной характеристики разомкнутой системы $W_{cau}(i\omega)$ не охватывал точку с координатой "-1" на вещественной оси. Можно показать, что если разомкнутая система была неустойчива, то замкнутая система будет устойчива, если индикаторный вектор

$$F(i\omega) = 1 + W_{cau}(i\omega) \quad (5)$$

при изменении ω от 0 до $(+\infty)$ поворачивается против часовой стрелки на угол $2m$ (где m - число полюсов $W_{cau}(P)$, лежащих на правой полуплоскости).

3.4. Автоматы приемистости авиационных ГТД

Разгон и запуск ГТД являются неустановившимися режимами, при которых все параметры рабочего процесса изменяются во времени. Характеристики процессов разгона и запуска существенно влияют на надежность и ресурс ГТД, а в конечном итоге отражают степень готовности воздушного судна к полету.

Способность ГТД к изменению режима работы и, следовательно, развиваемой им тяги (мощности для ТВД) принято называть приемистостью. Приемистость авиационных ГТД оценивается обычно временем разгона ротора двигателя от частоты вращения на режиме малого газа N_{mg} до частоты вращения на максимальном режиме N_{max} . Для ТВД, у которых частота вращения ротора в значительном диапазоне режимов остается неизменной, время приемистости определяется в основном скоростью перестановки лопастей ВИШ с угла α_{min} на угол α_{max} .

Для обеспечения разгона ротора необходим избыточный крутящий момент (избыточная мощность) на роторе турбины, который возникает в том случае, если располагаемый расход топлива $G_{тp}$ превосходит потребный $G_{тп}$ на установившихся режимах. Предельный расход топлива, которому соответствует минимальное

время приемистости, ограничивается устойчивостью процессов сгорания топливоздушная смеси в камере, устойчивостью работы компрессора и допустимой температурой газов перед турбиной T^*_r .

Задача управления двигателем в процессе приемистости состоит из двух частей:

- Определение оптимального закона, обеспечивающего наилучшую приемистость при сохранении всех параметров двигателя в допустимом диапазоне с точки зрения прочности, устойчивости и надежности работы его элементов.

- Реализация выбранного закона с помощью САУ путем воздействия на регулирующие факторы и в первую очередь на расход топлива G_t .

На рис. 3 показаны линии оптимальной приемистости 1 - 2 - 3 - 4 - 5 - 6 при переводе двигателя из устойчивого состояния на режим малого газа (точка 1) на максимальный режим (точка 6).

Видно, что протекание этой линии, нанесенной на характеристику компрессора, определяется существующими ограничениями на допустимые режимы работы авиационных ГТД. Для каждой точки линии оптимальной приемистости можно найти основные термогазодинамические параметры двигателя на этом режиме и далее, используя расчетные уравнения авиационных ГТД, найти изменение потребного расхода топлива ($G_{тп}$) для реализации полученного закона изменения параметров двигателя при оптимальной приемистости. Примерный характер изменения потребного расхода топлива для обеспечения оптимальной приемистости двухвального ТРДД показан на рис. 4.

Проведенный анализ характера изменения (G_t) по частоте вращения $N_{вд}$ и времени t в различных авиационных двигателях при оптимальной приемистости показал, что обеспечение минимального времени приемистости вручную, путем определенного закона перемещения РУД летчиком является практически невозможным. На практике процесс разгона двигателя (повышения частоты вращения ротора от N_{mg} до N_{max}) осуществляется применением специальных автоматов приемистости (АП) в системах топливоподдачи, которые автоматически ограничивают расход топлива в любых условиях эксплуатации.

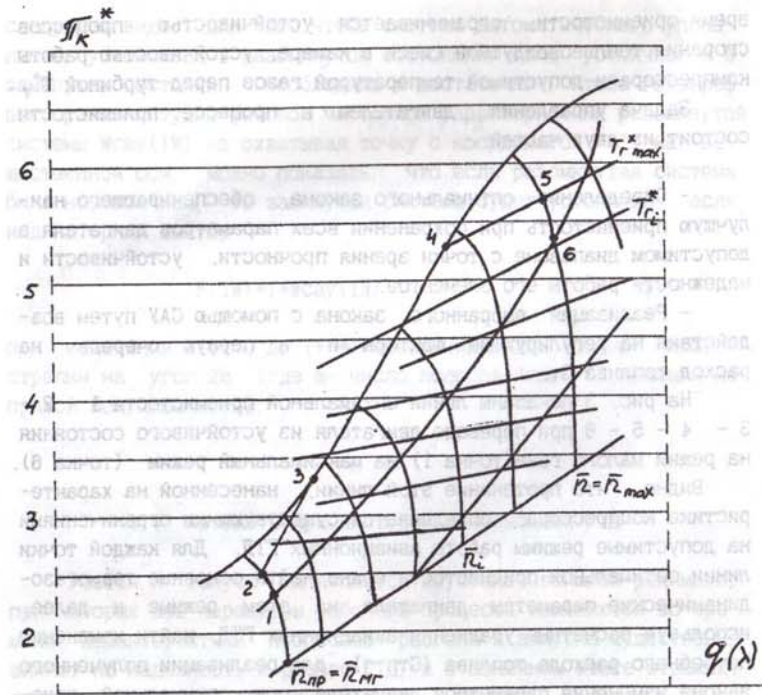


Рис. 3. Определение линии оптимального разгона (при ёмкости) двигателя:

1 - 2 - резкое повышение подачи топлива в момент перемещения РУД; 2 - 3 - граница устойчивости процесса сгорания; 3 - 4 - граница устойчивости компрессора; 4 - 5 - граница допустимой температуры газов; 5 - 6 - работа регулятора; 1 - 2 - 3 - 4 - 5 - 6 - линии оптимальной приемистости.

В САУ современных авиационных ГТД находят применение четыре основных типа автоматов приемистости:

- временные, изменяющие подачу топлива в камеру сгорания по времени;

- пневматические, в которых закон изменения G_t зависит от перепада давлений на выходе и входе в компрессор ($P_{вых} - P_{вх}$) либо от степени давления воздуха в компрессоре P_k и полного (или заторможенного) давления окружающей воздуха (P_H) зат;

- тахометрические, ограничивающие расход топлива в зависимости от частоты вращения ротора двигателя N ;

- комбинированные, совмещающие лучшие черты трех первых типов и учитывающие изменение полной (заторможенной) температуры окружающего воздуха (T_H) зат= T_H^* .

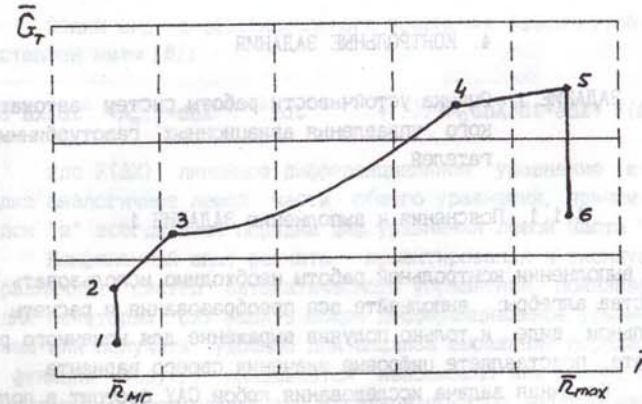


Рис. 4. Примерный характер зависимости $G_t = f(N_{вд})$ для обеспечения оптимальной приемистости ТРДД

Существующий опыт эксплуатации автоматов приемистости авиационных газотурбинных двигателей показывает, что даже самые совершенные АП не могут обеспечить потребное изменение G_t во всем диапазоне частот вращения ротора двигателя. Обычно в АП выбирается более простой или комбинированный (состоящий из нес-

кольных простых) закон изменения G_t в зависимости от N или t . Поскольку при этом во всем диапазоне изменения частоты вращения располагаемая величина расхода топлива (G_t) расп, обеспечиваемая с помощью АП, не должна превышать (G_t) опт, из условия оптимальной приемистости, то действительное время приемистости (t)д будет всегда больше оптимального (t)опт. Качество АП определяется величиной:

$$\Delta t = t_{действ} - t_{опт}$$

При анализе работы АП надо иметь в виду, что вопрос о выборе и оценке действительного закона подачи топлива при приемистости двигателя может решаться не только графически, но и путем задания аналитических зависимостей.

4. КОНТРОЛЬНЫЕ ЗАДАНИЯ

4.1. ЗАДАНИЕ 1. Оценка устойчивости работы систем автоматического управления авиационных газотурбинных двигателей

4.1.1. Пояснения к выполнению ЗАДАНИЯ 1

При выполнении контрольной работы необходимо использовать преимущества алгебры: выполняйте все преобразования и расчеты в буквальном виде и только получив выражение для конечного результата, подставляете цифровые значения своего варианта.

Конечная задача исследования любой САУ состоит в получении обобщенного дифференциального уравнения системы, характеризующего протекание в ней динамических процессов. Одним из возможных путей получения такого уравнения системы автоматического управления является совместное решение системы дифференциальных уравнений типовых звеньев, из которых состоит рассматриваемая система управления, т.е. регулятор рассматриваемого контура (Р) и сам объект управления (ОУ). При этом сначала необходимо рассмотреть разомкнутую САУ, в которой существуют

раздельные параметры $\Delta X_{вх}$, $\Delta X_{вых}$ (см. рис. 1)

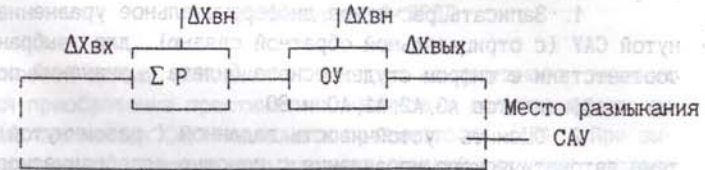


Рис. 5. Функциональная схема разомкнутой САУ:

$\Delta X_{вх}$, $\Delta X_{вых}$, $\Delta X_{вн}$ - входной, выходной параметры и внешнее воздействие соответственно;

$\Sigma Р$ - сумма регуляторов;

ОУ - объект регулирования

Общий вид дифференциального уравнения разомкнутой САУ представлен ниже (6):

$$A_n d^n \Delta X / dt^n + A_{n-1} * d \Delta X^{(n-1)} / dt^{(n-1)} + \dots + A_0 d \Delta X / dt + a \Delta X = F(\Delta X);$$

где $F(\Delta X)$ - линейное дифференциальное уравнение m -го порядка аналогичное левой части общего уравнения, причем его порядок " m " всегда ниже порядка диф. уравнения левой части " n ".

Накопленный опыт расчета, проектирования и эксплуатации различных систем автоматического управления показывает, что для некоторых САУ решить общее дифференциальное уравнение системы или получить удобное для анализа выражение передаточной функции $W_{сау}(P)$ оказывается невозможно или крайне затруднительно. В этом случае для предварительного анализа качества системы управления можно ограничиться оценкой ее устойчивости.

4.1.2. Выбор исходных данных. Цели выполнения задания

Исходные данные для выполнения этого задания выбираются по таб. 1 и 2 с использованием двух последних цифр шифра студенческого билета.

В процессе выполнения задания №1 необходимо рассмотреть следующие вопросы:

1. Записать расчетное дифференциальное уравнение замкнутой САУ (с отрицательной обратной связью) для выбранных в соответствии с шифром студенческого билета значений постоянных коэффициентов A_3, A_2, A_1, A_0 и B_0 .

2. Оценить устойчивость заданной (разомкнутой) системы автоматического управления с помощью алгебраического критерия Рауса-Гурвица.

3. Найти критическое значение коэффициента A_3 , начиная с которого, т.е. при $A_3 > A_{кр}$, данная система автоматического управления теряет свою устойчивость.

4. Определить устойчивость рассматриваемой САУ с помощью частотного критерия Михайлова А. В.

Таблица 1.

Предпол. цифра шифра	Коэффициенты		Предпол. цифра шифра	Коэффициенты		
	A_3	A_2		A_1	A_0	B_0
0	5.2	65.2	0	12.3	60.2	218.2
1	3.6	35.1	1	17.7	70.3	85.0
2	3.15	42.5	2	21.1	125.5	127.5
3	1.0	33.6	3	23.6	76.3	100.8
4	1.7	48.5	4	13.8	90.5	165.1
5	4.1	39.3	5	19.4	82.1	92.3
6	2.5	52.1	6	17.1	85.4	126.0
7	3.4	31.7	7	24.5	96.1	192.4
8	4.7	58.0	8	18.3	80.5	114.5
9	1.2	29.4	9	15.2	142.3	73.3

5. Оценить устойчивость рассматриваемой замкнутой САУ с помощью критерия Найквиста. Описать особенность данного критерия. При оценке устойчивости САУ с помощью данного критерия принять значение коэффициента A_3 равным $0,5$ от $A_{кр}$, т.е.

$$A_3 = 0,5 \cdot A_{кр}$$

4.2. ЗАДАНИЕ 2. Расчет автомата приемистости двухвального (двухроторного) ТРДД

Основной целью выполнения второго контрольного задания является приобретение практических навыков в расчете одного из важнейших элементов САУ - автомата приемистости (АП). При выполнении данного контрольного задания каждый студент должен для двухвального ТРДД:

- рассчитать и построить динамическую характеристику двигателя;
- нанести на характеристику двигателя существующие ограничения;
- построить линию потребных расходов топлива для обеспечения оптимальной приемистости двигателя;
- рассчитать и построить линию оптимальной приемистости;
- построить линию располагаемых расходов топлива при работе автомата приемистости (АП);
- рассчитать и построить линию реальной приемистости рассматриваемого двухвального ТРДД;
- провести анализ полученных результатов.

Расчет АП выполняется по исходным данным, выбираемым студентом по шифру студенческого билета, из табл. 3.

При выполнении данного задания контрольной работы вначале следует обосновать необходимость применения АП в системах автоматического управления авиационных ГТД, а затем привести описание применяемых типов АП и сравнить их основные характеристики.

Графики, которые требуется построить в процессе выполнения данного задания, должны вычерчиваться на отдельных листах миллиметровой бумаги формата А4. Выбираемый масштаб при построении графиков должен позволять производить измерения всех величин на графиках с достаточной точностью.

Необходимые теоретические сведения и конкретные рекоменда-

Таблица 3. Исходные данные для расчета автомата приемистости

Последняя цифра зачетки	0	1	2	3	4
Общий расход воздуха через двигатель - Gв, кг/с	42	80	125	163	200
Ускорение ротора ВД UNвд, (об/мин)/с	2000	1200	1000	920	845
Относит. значение мом-та инерции ротора - J	0,76	1,15	1,45	1,50	1,75
Суммарная степень повышения давления воздуха в компрессоре - π_k	10	12	14	16	18
Степень повышения давления воздуха в компрессоре низк. давления - $\pi_{кнд}$	2,1	2,3	2,5	2,7	2,9
Степень двухконтурности двигателя - m	1,0	1,5	2,0	2,5	3,0
Последн. цифра суммы двух последних цифр шифра	6	7	8	9	0
Коэффициент температуры Кт	1,12	1,13	1,14	1,15	1,06
Давление топлива перед форсунками (Pт)max, МПа	4,7	5,2	5,7	6,2	4,5

Продолжение табл. 3.

Последняя цифра зачетки	5	6	7	8	9
Общий расход воздуха через двигатель - Gв кг/с	245	290	350	395	460
Ускорение ротора ВД UNвд (об/мин)/с	845	760	670	610	520
Относит. значение мом-та инерции ротора - J	1,80	1,95	2,15	2,40	2,85
Предпоследняя цифра зачетки	4	3	2	1	0
Суммарная степень повышения давления воздуха в компрессоре - π_k	20	22	24	26	28
Степень повышения давления воздуха в компрессоре низк. давления - $\pi_{кнд}$	3,1	3,3	3,5	3,7	3,9
Степень двухконтурности двигателя - m	3,5	4,0	4,5	5,0	5,5
Последн. цифра суммы двух последн. цифр шифра	1	2	3	4	5
Коэффициент температуры Кт	1,07	1,08	1,09	1,1	1,11
Давление топлива перед форсунками (Pт)max, МПа	5,0	5,5	6,0	6,5	7,0

дации по выполнению расчета процесса оптимальной приемистости для задания, выбранного в соответствии с номером зачетной книжки студента, изложены в следующем разделе настоящего пособия.

4.2.1. Пояснения к выполнению ЗАДАНИЯ 2

Как известно, в авиационных ГТД область допустимой работы и процесс оптимальной приемистости формируются линиями ограничения работы отдельных элементов двигателя: компрессора, камеры сгорания и турбины. На начальном этапе приемистость авиационных ГТД обычно формируется линией ограничения работы двигателя по устойчивости процесса горения топлива в камере сгорания (КС). Однако в связи с малой продолжительностью этого этапа в общем процессе приемистости двигателя и для упрощения расчетов в настоящей контрольной работе ограничения по устойчивости КС не учитываются.

4.2.2. Построение динамической характеристики и линий ограничения работы двигателя

Одной из важнейших характеристик любого газотурбинного авиационного двигателя является его динамическая характеристика. Она служит теоретической основой расчета неустановившихся режимов работы ГТД и, в частности, его приемистости. Динамическая характеристика определяет зависимость потребного расхода топлива G_t от частоты N и скорости изменения частоты вращения UN . В относительных координатах общий вид функциональной зависимости динамической характеристики двухвального ТРДД может быть представлен в виде:

$$G_t = f(N_{вд}, UN_{вд}) \quad (7)$$

где $G_t = (G_t)_{от} = G_t / (G_t)_{макс}$; $N_{вд} = (N_{вд})_{от} = N / (N_{вд})_{макс}$;

$UN_{вд} = (UN_{вд})_{от} = (UN_{вд})_i / (UN_{вд})_{макс}$.

Реальная динамическая характеристика двигателя может быть получена только в результате уточненного его расчета с использованием общей системы уравнений, характеризующей работу данного двигателя.

Приближенные динамические характеристики двухвального ТРДД при работе на установившихся ($UN_{вд} = 0$) и неустановившихся ($UN_{вд} > 0$) режимах могут быть описаны с помощью следующей эмпирической зависимости:

$$G_t = 0.25 + 0.33 UN_{вд} - 0.75 N_{вд} + 1.5 N_{вд}^2 \quad (8)$$

Расчет динамических характеристик следует проводить при изменении ($N_{вд}$) от в диапазоне от 0 до 1,2 через 0,2 и изменением ($UN_{вд}$) от в диапазоне от 0,4 до 1,2 также через 0,2. Полученные результаты расчетов динамических характеристик двигателя целесообразно свести в общую таблицу и построить по ним графики для различных значений ($N_{вд}$) от. Графики должны строиться на миллиметровой бумаге формата А4.

4.2.3. Построение линий ограничения работы двигателя

Как было указано выше, в авиационных ГТД существуют ряд ограничений на допустимую область их работы, основными из которых являются ограничения по максимально допустимой температуре газов перед турбиной ($T_{гпред}$) и по устойчивости работы компрессора. Только что проведенный расчет динамических характеристик двигателя выполнялся при произвольном изменении $N_{вд}$, $(UN)_{вд}$ и G_t . Далее на построенную общую динамическую характеристику двигателя

$$G_t = f(N_{вд}, UN_{вд})$$

следует нанести ограничения по максимально допустимой температуре газов перед турбиной ($T_{гпред}$) при приемистости и мини-

прессора:

а. Линия ограничения режимов (т.е. $N_{вд}$ и $UN_{вд}$) по максимально допустимой температуре газов перед турбиной при приемистости (Tr) пред описывается следующей эмпирической зависимостью:

$$G_t = 1.4 \cdot K_t (N_{вд} - 0.37)^{0.5}, \quad (9)$$

где K_t - температурный коэффициент, показывающий во сколько раз (на сколько) допустимая температура газа перед турбиной в процессе приемистости может быть выше максимально допустимой температуры газа перед турбиной на установившихся режимах.

б. Линия ограничения режимов по минимальному запасу газодинамической устойчивости компрессора:

$$G_t = 0.45 + 3.95 (N_{вд} - 0.45)^2, \quad (10)$$

Полученные ограничения по уравнениям (3) и (4) наносятся на график с динамическими характеристиками, отсекая области, где работа двигателя в процессе приемистости недопустима.

4.2.4. Расчет процесса оптимальной приемистости

Как следует из определения, весь процесс приемистости двигателя продолжается от момента его работы на режиме малого газа $N_{мг}$ до выхода на максимальный режим работы N_{max} , что соответствует относительному значению $(N_{вд})_{от} = 1$. Относительную частоту вращения ротора ВД на режиме малого газа можно найти с помощью выражения:

$$(N_{вд})_{мг} = 0.43 = 0.032m - (\pi_{кн} - 0.5 \pi_{кн}^2) / 47.3, \quad (11)$$

где m - степень двухконтурности двигателя.

Предполагая, что при оптимальной приемистости параметры двигателя будут изменяться вдоль границы допустимых значений, т.е. по линии 1 - 2 - 3 - 4 - 5 - 6 (см. рис. 3), нанесите линию изменения $G_{t,от}$ от $(N_{вд})_{от}$ при оптимальной приемистости рассматриваемого двигателя на уже построенный график с динамическими характеристиками и ограничениями в его работе. При этом необходимо учитывать, что в рассматриваемом двигателе предполагается отсутствие ограничений на начальном этапе раскрутки ротора по устойчивости работы камеры сгорания.

4.2.5. Определение физической частоты вращения ротора ВД

Для определения физической частоты вращения ротора высокого давления двухвального ТРДД на максимальном режиме при стандартных атмосферных условиях можно воспользоваться зависимостью:

$$(N_{вд})_{max} = 68.7 \cdot 10^3 \cdot [(m+1) (\pi_{кн}^*)^{0.85} / G_{в}^{1.3}]^{0.5} \cdot [1 + (1.2 \cdot \pi_{кв} - \pi_{к}^{0.5}) / 18.6], \quad (12)$$

После определения $(N_{вд})_{max}$ необходимо найти физические значения $(N_{вд}_1)$ во всех характерных точках процесса приемистости.

Наиболее простым методом дальнейшего расчета процесса является метод, основанный на разбивке времени приемистости $T_{пр}$ на небольшие интервалы Δt , в течение которых ускорение ротора высокого давления $UN_{вд}$ можно считать постоянным. Чем меньше этот интервал, тем точнее расчет. При выполнении данного контрольного задания рекомендуемая величина шага $\Delta t = 0.5 \dots 1.0$ с. Необходимо, чтобы весь процесс приемистости был разбит не менее чем на 15-20 интервалов.

По кривой оптимальной приемистости, нанесенной на динамические характеристики двигателя, находим значения $(G_t)_{от}$, $(N_{вд})_{от}$ и $(UN_{вд})$ в точках 1 и 2.

Точка 1, соответствующая установившейся работе двигателя на режиме малого газа, характеризуется параметрами:

$$t=t_1; \quad G_t = G_{t_1}; \quad N_{вд} = N_{вд_1} = N_{мг}; \quad UN_{вд} = UN_{вд_1} = 0;$$

Переход двигателя на режим, соответствующий точке 2 кривой оптимальной приемистости, происходит внезапно при $t=t_1$ в результате ступенчатого повышения подачи топлива в камеру сгорания и роста температуры газов перед турбиной. При этом предполагается, что частота вращения ротора двигателя еще не успела измениться, однако расход топлива G_t и ускорение ротора $UN_{вд}$ увеличились до предельных значений, определяемых допустимой температурой газов $(T_g^*)_{max}$ в процессе приемистости или устойчивостью компрессора (см. рис. 3) $G_t = G_{t_2}$ и $UN_{вд} = UN_{вд_2}$.

Исходным режимом для расчета приемистости является режим малого газа (точка 1 на рис. 3), а исходными данными для расчета служат:

- $(N_{вд})_{max}$ - частота вращения ротора высокого давления на максимальном режиме;
- $UN_{баз}$ - базовое значение ускорения ротора ВД при приемистости;
- P_t - давление топлива перед форсунками на максимальном режиме.

При определении времени приемистости двигателя за начальные параметры процесса приемистости $t=t_0=0$ принимаются параметры в точке 2.

Определяем абсолютные значения $N_{вд}$ и $UN_{вд}$ в начале первого интервала при $t=t_0=0$

$$\left. \begin{aligned} (N_{вд})_{t_0} &= (N_{вд})_1 \cdot (N_{вд})_{max}; \\ (UN_{вд})_{t_0} &= (UN_{вд})_1 \cdot (UN_{вд})_{баз}. \end{aligned} \right\} (13)$$

Частота вращения ротора в момент $t_1 = t_0 + \Delta t$, т. е. в конце первого интервала находится в предположении, что ускорение ротора $UN_{вд}$ в течение всего первого интервала постоянно и равно его значению в начале интервала $(UN_{вд})_{t_0}$

$$(N_{вд})_{t_1} = (N_{вд})_{t_0} + (UN_{вд})_{t_0} \cdot \Delta t \quad (14)$$

По найденной в конце первого интервала частоте вращения ротора ВД сначала вычисляем ее относительное значение $(N_{вд})_{от}$ при $t=t_1$, а затем, используя линию оптимальной приемистости, нанесенную на динамические характеристики двигателя, определяем относительное ускорение $(UN_{вд})_{t_1}$ и относительный расход топлива $(G_t)_{t_1}$, соответствующие моменту времени $t=t_1$.

Далее процесс вычислений проводится для второго, третьего и всех последующих интервалов времени t_2, t_3, \dots, t_n до тех пор, пока частота вращения ротора высокого давления $N_{вд}$ не достигнет максимального значения в точке 5. При этом продолжительность последнего (n-го) интервала должна выбираться такой, чтобы в конце этапа приемистости получить

$$N_{вд} = (N_{вд})_{max} \text{ или } N_{вд} = 1.$$

Общее время приемистости $T_{пр}$, т. е. время раскрутки ротора от $N_{мг}$ до N_{max} , будет равно суммарной продолжительности всех "n" интервалов, т. е.

$$T_{пр} = \sum_{i=1}^n \Delta t_i \quad (15)$$

На рис. 6 приведена типовая тарировочная характеристика коллектора двухканальных топливных форсунок, которые наиболее часто применяются в современных авиационных ГТД.

По характеристике коллектора топливных форсунок определяем относительное давление топлива перед форсунками $(P_t)_{от}$ в каждый момент времени t_1 .

Абсолютное значение давления топлива перед форсунками находится по формуле:

$$(P_t)_1 = (P_t)_{от} \cdot (P_t)_{max} \quad (12)$$

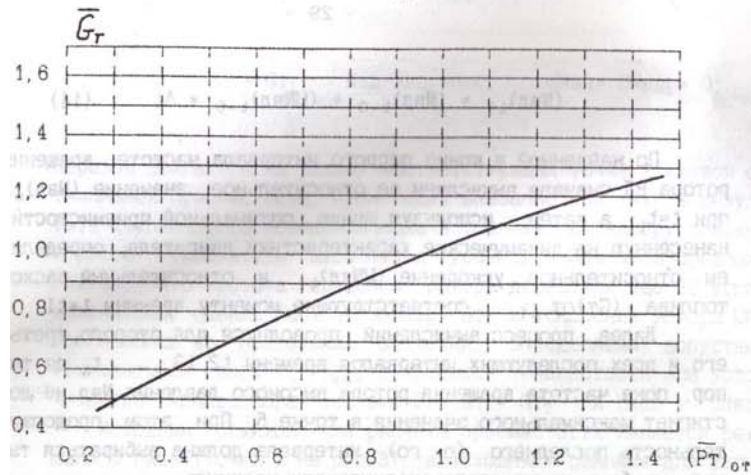


Рис. 6. Характеристика коллектора топливных форсунок

Результаты проведенных расчетов удобно свести в единую таблицу, пример оформления которой показан в табл. 4.

Таблица 4

t, c	$(N_{вд})_{от}$	$N_{вд}$	$(UN_{вд})_{от}$	$UN_{вд}$	$(G_t)_{от}$	$(P_t)_{от}$	P_t
Размерн-ть	-	об/мин		(об/мин)/с			МПа
t_0							
$t_1 = t_0 + \Delta t$							
.....							
$t_n = t_{n-1} + \Delta t$							

Для проведения дальнейшего анализа работы двигателя необходимо построить графики изменения давления топлива P_t и частоты вращения ротора высокого давления $N_{вд}$ от времени в процессе оптимальной приемистости; $P_t = f(t)$ и $N_{вд} = f(t)$. Примерный вид этих графиков показан на рис. 7 и 8.

4.2.6. Выбор программы работы автомата приемистости

Изменение потребных давления P_t и расхода топлива G_t перед форсунками по времени (t) для обеспечения оптимальной приемистости обычно имеет сложный характер (см., например, рис. 4) и не может быть реализовано существующими гидромеханическими регуляторами.

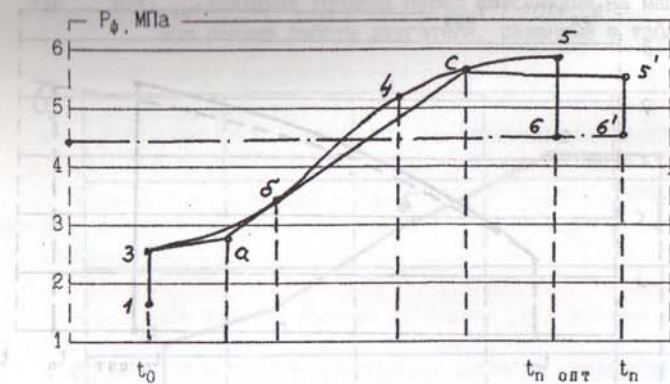


Рис. 7. Изменение давления топлива перед форсунками при оптимальной (1-2-4-5-6) и при реальной (1-2-а-б-в-5'-6') приемистости

Реальная программа работы АП, т. е. изменение давления топлива перед форсунками P_t , будет всегда отличаться от оптимальной, однако наша задача сделать это отличие наименьшим. При выборе программы следует иметь в виду следующее:

- АП обеспечивает начальный скачок давления топлива (процесс 1-2), две скорости изменения P_t в процессе приемистости, возможность ограничения $P_t = const$, а также резкое падение P_t практически при $n = const$ (процесс 5-6).
- Величина начального скачка давления топлива должна быть такой же, как при оптимальной приемистости.

- Ломаная линия изменения P_t с помощью АП (2-а-б-с) должна по возможности ближе совпадать с кривой оптимальной приемистости. Точка 5' определяется временем реальной приемистости $T_{пр}$, которое будет найдено дальше.

Падение P_t в конце процесса приемистости при $N_{вд}=1$ (процесс 5-6) определяется сокращением подачи топлива в двигатель с целью перехода от ускоренного движения ротора с $UN_{вд}$ в точке 5 на установившийся режим работы с $UN_{вд} = 0$ (точка 6).

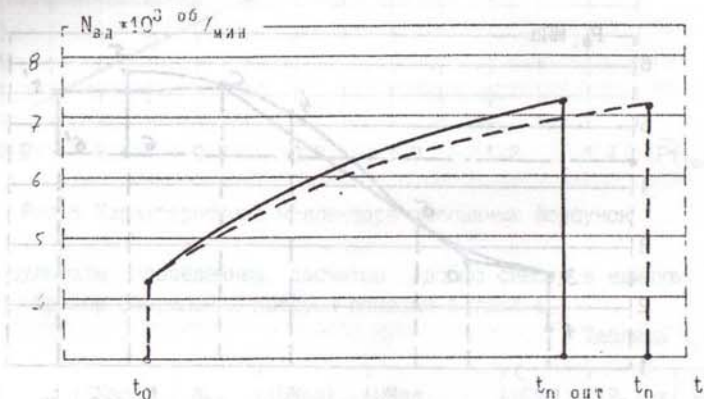


Рис. 8. Изменение частоты вращения ротора ВД при оптимальной (1) и реальной (2) приемистости

Внимание: На протяжении всего процесса приемистости давление топлива P_t , обеспечиваемого АП при любом значении частоты вращения $N_{вд}$, не может превышать $N_{вд}$ при оптимальном процессе приемистости двигателя и аналогичной частоте вращения.

Программу работы АП (линия 1-2-а-б-с-5'-6) следует нанести на уже построенную характеристику оптимальной приемистости (рис. 8) с учетом изложенных выше требований. При этом положение точек 5 и 6 пока окончательно не определено.

4.2.7. Расчет времени реальной приемистости

Используя характеристику коллектора топливных форсунок (рис. 7), следует перестроить программу работы АП, т.е. преобразовать зависимость $P_t=f(t)$ в зависимость $G_t=f(t)$. При этом надо иметь в виду, что

$$\overline{P(t)} = P(t)_{от} = P(t) / P(t_{max}), \quad (13)$$

где $P(t)_{max}$ - давление топлива перед форсунками на максимальном режиме работы двигателя, заданные в табл. 3.

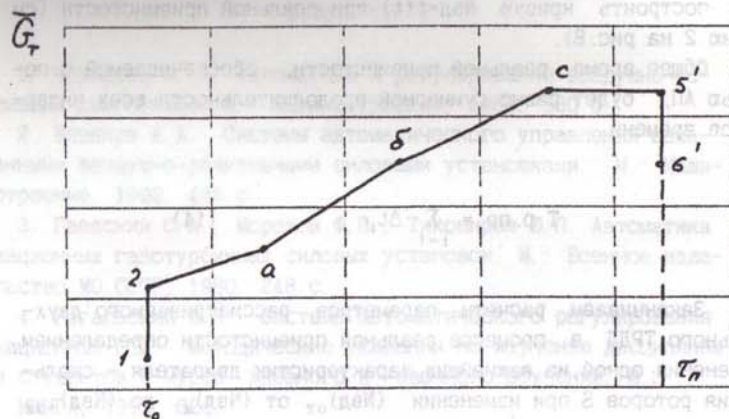


Рис. 9. Пример зависимости изменения G_t от времени $tсек$ при реальной приемистости двигателя

Примерный характер протекания зависимости $G_t=f(t)$ при реальной приемистости двигателя, обеспечиваемой с помощью АП, показан на рис. 4.

Разбиваем процессы реальной приемистости двигателя 2-а, а-б, б-в и в-5' на 3...4 интервала каждый, причем таким образом, чтобы значения t_a , t_b и t_a были расчетными моментами времени. Конец последнего интервала $t_5 = t_n$ выбирается из условия, что в этот момент частота вращения ротора ВД достигает максимального значения $(N_{вд})_{max}$.

В каждый из принятых моментов времени t_i основные пара-

метры процесса реальной приемистости $(G\tau)_{от}$, $P\tau$, $(P\tau)_{от}$, $N_{вд}$, $(N_{вд})_{от}$, $UN_{вд}$ и $(UN_{вд})_{от}$ рассчитываются по тем же зависимостям, что и в случае оптимальной приемистости:

а) по формулам (12) ... (15);

б) по построенной динамической характеристике двигателя;

в) по графикам на рис. 4... 8.

Результаты расчета процесса реальной приемистости, обеспечиваемого с помощью АП системы автоматического управления двигателем, необходимо свести в таблицу, по форме совпадающую с табл. 4.

По результатам проведенных расчетов следует сначала уточнить положение точек 5' и 6' на рис. 7 (график $P\tau=f(t)$), а затем построить кривую $N_{вд}=f(t)$ при реальной приемистости (см. пинию 2 на рис. 8).

Общее время реальной приемистости, обеспечиваемой с помощью АП, будет равно суммарной продолжительности всех интервалов времени

$$T_{р.пр} = \sum_{i=1} \Delta t_i \quad (14)$$

Заканчиваем расчеты параметров рассматриваемого двухвального ТРДД в процессе реальной приемистости определением изменения одной из важнейших характеристик двигателя - скольжения роторов S при изменении $(N_{вд})_{от}$ от $(N_{вд})_{мг}$ до $(N_{вд})_{max}$

$$S = S_{max} * (N_{вд})_{от} / \{ 0.14 + 0.86 (N_{вд})_{от}^{0.5} + 0.4 (N_{вд})_{от}^{0.4} + 0.6 (N_{вд})_{от}^{0.6} \} \quad (15)$$

где $S_{max} = \frac{(N_{вд})_{max}}{(N_{вд})_{мг}} = 0.65 [л * \frac{кг}{м^3}]^{0.42} [м+1]^{0.5}$

Если при расчете S брать такие же значения $N_{вд}$, как и при оценке реальной приемистости (t_i) , то результаты расчетов S

можно внести в полученную таблицу дополнительным столбцом.

Затем следует построить графики изменения скольжения роторов рассматриваемого двигателя в процессе реальной приемистости:

$$S = f(N_{вд}_{от}) \quad \text{и} \quad S = f(t_i)$$

5. ЛИТЕРАТУРА

1. Черкасов Б. А. Автоматика и регулирование воздушно-реактивных двигателей. М.: Машиностроение, 1988. 360 с.
2. Швяков А. А. Системы автоматического управления авиационными воздушно-реактивными силовыми установками. М.: Машиностроение, 1992. 428 с.
3. Гаевский С. А., Морозов Ф. П., Тихомиров Ю. П. Автоматика авиационных газотурбинных силовых установок. М.: Военное издательство МО СССР, 1980. 248 с.
4. Рогольский Ю. Н. Системы автоматического регулирования авиационных ГТД. Методические указания по изучению дисциплины для студентов 5 курса дневного и заочного обучений. М.: МИИГА, 1993. 32с.