

УДК 621.22

Р. А. СУНАРЧИН, Ю. М. АХМЕТОВ, Ф. Ф. ТАРАСОВ

## АВИАЦИОННЫЙ ДВИГАТЕЛЬ КАК ОБЪЕКТ АВТОМАТИЧЕСКОГО РЕГУЛИРОВАНИЯ

Рассмотрены вопросы совместного моделирования авиационного ТРД и топливорегулирующей аппаратуры на режимах разгона и дросселирования. Показано, что в литературе рабочие процессы двигателя и топливной автоматики рассматриваются отдельно. Чтобы «выжать» из системы максимум полезных свойств, следует рассматривать их совместно. Характерными особенностями авиационного двигателя считаются высокая напряжённость рабочего процесса, многорежимность и большой диапазон изменения внешних воздействий. При его разработке и исследовании приходится применять фундаментальные уравнения сохранения массы, движения и энергии. *Авиационный двигатель; аналитические и численные методы; разгон и торможение двигателя; линейные и нелинейные характеристики*

Анализ и синтез систем регулирования требуют в качестве исходной информации сведений об объекте регулирования в виде его математической модели. Авиационный двигатель, по-видимому, является наиболее сложным техническим устройством; в нём протекают многообразные физико-химические процессы. Главными особенностями авиационного двигателя являются огромное разнообразие типов, многорежимность, сравнительно большая расходонапряжённость и широкий диапазон изменения внешних условий. Многие физические явления остаются непонятными и не имеют даже физического толкования, не говоря о математическом описании. Составление полной всеобъемлющей модели в этих условиях не представляется возможным, поэтому на практике большое распространение получили частные модели, характеризующиеся теми или иными допущениями и относящиеся к данному этапу исследования или проектирования. Не вдаваясь в подробную классификацию динамических моделей (см., например, [1–3]), отметим линейные теоретические и экспериментальные модели. Особенно следует отметить комбинированные, так называемые кусочно-линейные модели. В них очень удачно объединяются достоинства теоретического и экспериментального подходов, а представление её в векторно-матричной форме позволяет использовать при проектировании самые современные компьютерные технологии.

В связи с интересом к особенностям рабочего процесса и развитием компьютерных

технологий двигателя всё более актуальным становится алгоритмическое моделирование. Обращение к алгоритмическим моделям обусловлено невозможностью описания с помощью линейных уравнений устройств с переменной структурой или работы систем при больших сигналах управления. Вообще говоря, интерес к алгоритмическим моделям всегда имел место, но сдерживался уровнем развития ЭВМ. Так, в [1] отмечается, что, несмотря на явные преимущества этой модели по точности воспроизведения характеристик двигателя, она имеет существенный недостаток — значительное время расчёта процессов, существенно больше реального. Например, программа расчёта нестационарных процессов в двухвальном двухконтурном двигателе, реализованная на Фортран-IV для ЭВМ типа ЕС, считалась 30..40 минут. Сейчас ситуация существенно изменилась. Не случайно при публикации программ сейчас не сообщается время счёта.

В общей постановке задача моделирования ТРД на неустановившемся режиме работы чрезвычайно сложна. Наряду с обычными уравнениями балансов мощностей, расходов и энергии следовало бы рассмотреть такие факторы, как тепловая нестационарность, неполный и неравномерный прогрев конструкции, нестационарные процессы горения и т. п. Кроме того, более подробно следовало бы описать компрессор и камеру сгорания. В осевом компрессоре первые и последние ступени на нерасчётных режимах ведут себя противоположно; камера сгорания



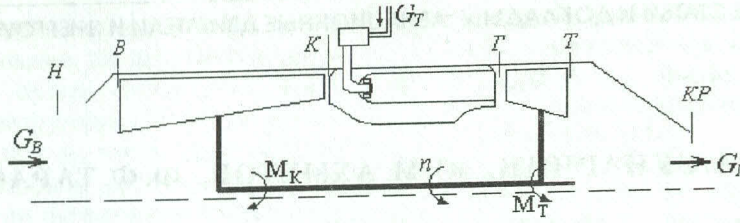


Рис. 1. Принципиальная схема одновального ГТД

является узлом прямых и обратных связей. С другой стороны, модель может и должна быть упрощена, так как она в данном случае не является самоцелью, но предназначена для исследования системы регулирования. В качестве компромиссного варианта была принята так называемая поэлементная модель, где номенклатура уравнений совпадает со стационарными моделями, применяемыми при термогазодинамических расчётах авиационного двигателя.

В основу разрабатываемой модели положены непрерывные аналитические выражения баланса мощностей, неразрывности (равенство расходов через контрольные сечения компрессора, турбины и реактивного сопла) и энергии в камере сгорания. К ним добавляются выражения математической логики, описывающие различные изменения состояния. При разработке модели приняты следующие положения:

1) Вначале рассматривается одновальный одноконтурный ТРД (рис. 1) без регулятора, затем — система с нелинейным статическим и астатическим регуляторами и, наконец, система с нелинейным и нестационарным автоматом разгона.

2) Перечень уравнений и их содержание у динамической поэлементной модели принимаются такими же, как при термогазодинамическом расчёте двигателя [5], но с учётом накопления массы, мощности и энергии. Это означает, что балансы мощностей, расходов газа и энергии записываются в виде дифференциальных уравнений.

3) Допущения, в основном, соответствуют статической модели (термогазодинамический расчёт). Рассматриваются только процессы торможения и разгона в диапазоне частот вращения, где в сопловом аппарате и критическом сечении сопла реализуются надкритические перепады. КПД элементов двигателя считаются постоянными. Мощность, затрачиваемая на привод агрегатов, и расход воздуха на охлаждение считаются малыми. Характеристика компрессора вводится феноменоло-

гически в виде аппроксимационной зависимости.

Динамическая модель собственно двигателя включает в себя четыре дифференциальных уравнения и ряд алгебраических соотношений.

Уравнение динамического равновесия мощностей на турбине и компрессоре имеет вид

$$J\omega \frac{d\omega}{dt} = \frac{G_T R_T T_T^*}{\chi_T} \left[ 1 - \left( \frac{1}{\pi_T^*} \right)^{\chi_T} \right] \eta_T^* \eta_m - \frac{G_B T_{вх}^* R}{\chi} \left[ \pi_k^{\chi} - 1 \right] \frac{1}{\eta_k^*}. \quad (1)$$

Динамический баланс расходов через компрессор и сопловый аппарат турбины (при пренебрежении потерями полного давления в сопловом аппарате до его горла) имеет вид

$$\frac{V_k}{RT_k} \frac{dP_k^*}{dt} = G_B - m_{кр} \frac{P_T^* q(\lambda_{ca}) F_{ca}}{\sqrt{T_T^*}}. \quad (2)$$

Динамический баланс расходов через сопловый аппарат турбины и критическое сечение реактивного сопла имеет вид

$$\frac{V_{Tc}}{R_T T_T^*} \frac{dP_T^*}{dt} = m_{кр} \frac{P_T^* q(\lambda_{ca}) F_{ca}}{\sqrt{T_T^*}} - m_{кр} \frac{P_T^* q(\lambda_{кр}) F_{кр}}{\sqrt{T_T^*}}. \quad (3)$$

Уравнение нестационарного подвода тепла в случае приращения расхода топлива  $\Delta G_T$  имеет вид

$$C_{pэф} \frac{V_{kc} P_T^*}{RT_T^*} \frac{dT_T^*}{dt} = C_{pэф} G_B T_k^* + (G_{T0} \pm \Delta G_T) \cdot H_u \cdot \eta_{kc}^* - C_{pэф} G_T T_T^*. \quad (4)$$

Для полной математической постановки задачи одних дифференциальных уравнений оказывается недостаточно. Помимо них, необходимы ещё алгебраические уравнения, описывающие процессы, которые в данной модели можно считать квазистационарными.



Некоторые из них хорошо известны. Это выражение для подогрева воздуха в компрессоре, связь полных давлений на входе и выходе камеры сгорания и пр.

Характеристика компрессора в заданном диапазоне частот вращения вводится в виде выражения

$$G_{в} = G_{в0} \left[ A - B \cdot \left( 1 - \left( \frac{n}{n_0} \right)^a \right) (\pi_k^*)^b \right], \quad (5)$$

полученного путём аппроксимации экспериментальных данных компрессора в данном диапазоне частот вращения. Например, в диапазоне частот  $\bar{n} = 0,8-1$  для гипотетического двигателя определено:  $a = 1$ ;  $b = 2,04$ . Таким же образом могут вводиться выражения для включения ленты перепуска и поворота направляющего аппарата компрессора.

Разработкой модели не заканчивается исследование сложных устройств. Очень важна такая организация дела, при которой будет достигнута поставленная перед этой моделью цель, т.е. выполнена проверка адекватности, проведено систематическое исследование самого устройства и в совокупности со смежными устройствами, и намечены пути совершенствования модели.

Предусмотрена следующая организация вычислительных работ:

- определён состав исходных данных, зависимых переменных и изменяемых параметров;
- разработаны алгоритм и программа расчётов в интегрированной среде MathCAD [4] в установившемся состоянии двигателя. Результаты статического расчёта принимаются в качестве начальных условий динамической системы;
- разработаны алгоритм и программа расчётов в интегрированной среде MathCAD динамических моделей собственно двигателя, автоматической системы со статическим и астатическим регуляторами и автоматами разгона. Выполнен графический вывод всех существенных переменных;
- выполнено предварительное численное исследование модели двигателя и некоторых систем регулирования.

Вначале приводится анализ влияния различных параметров на основные переменные, выполненный по модели собственно двигателя (без регулятора). Результаты представлены в виде переходных процессов двигателя, т.е. зависимостей его основных параметров (в первую очередь частоты вращения) от времени при мгновенном ступенчатом изме-

нении исследуемых параметров (расход топлива, момент инерции ротора двигателя, площади соплового аппарата турбины и критического сечения сопла). Типичные результаты интегрирования системы (1-4) для случая ступенчатого уменьшения расхода топлива на  $0,1$  кг/с представлены на рис. 2. Влияние на переходные процессы момента инерции и площадей соплового аппарата и реактивного сопла показано на рис. 3 и 4.

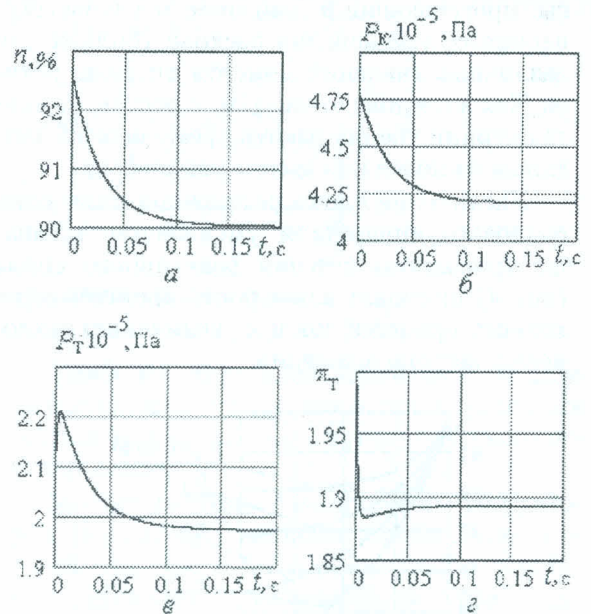


Рис. 2. Переходные процессы двигателя: а — частота вращения двигателя; б — давление за компрессором; в — температура на входе и выходе турбины; г — отношение давлений на турбине

Важнейшим этапом исследования является проверка адекватности модели. Наиболее предпочтительным вариантом проверки модели было бы сравнение её с результатами натуральных испытаний двигателя. В данном случае выполнена лишь косвенная проверка путём сравнения установившихся значений, подсчитанных по модели и полученных экспериментально. Практически это делалось следующим образом: в исходных данных модели расход топлива ступенчато изменялся на величину  $\Delta G_T$ ; после завершения переходного процесса определялись значения параметров нового установившегося состояния, которые сравнивались с соответствующими экспериментальными данными.

Ошибки получаются равными 6–9% по частоте вращения, от 7 до 14% по температуре за камерой сгорания, что вполне приемлемо для динамической модели и следовало ожидать исходя из принятых допущений.



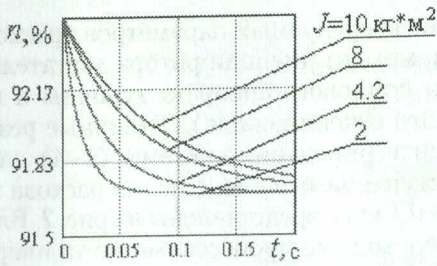


Рис. 3. Влияние момента инерции ротора

На рис. 3 приведены переходные процессы, протекающие в двигателе в случае ступенчатого уменьшения расхода топлива для различных значений момента инерции ротора. Как и следовало ожидать, с ростом момента инерции увеличивается время выхода двигателя на новое положение равновесия.

Увеличение площади проходного сечения соплового аппарата и уменьшение площади проходного сечения реактивного сопла (рис. 4) приводят как к росту времени переходного процесса, так и к увеличению отклонения частоты вращения.

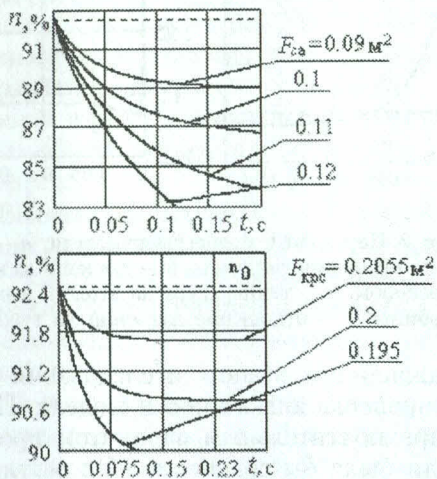


Рис. 4. Влияние площади соплового аппарата и сопла

Главным результатом использования динамической модели является динамическая характеристика. Для целей проектирования регуляторов разгона и торможения характеристику двигателя удобно представлять в координатах расход топлива (основное регулирующее воздействие) и частота вращения (основная регулируемая величина). Сюда же наносятся линии постоянных значений параметров: угловое ускорение ротора, давление на выходе компрессора, температура газов перед турбиной и т. п. [1]. Динамическая характеристика обычно строится по результатам испытаний двигателя. Поэлементная модель

позволяет построить её общим методом, что ценится несравненно выше и в ряде случаев исключает длительные дорогостоящие эксперименты.

Предлагаемая методика построения характеристик в общих чертах сводится к следующему. Выполняется численное интегрирование системы дифференциальных уравнений (1) для различных значений ступенчатого изменения расхода топлива  $\Delta G_1$ ,  $\Delta G_2$ ,  $\Delta G_3$  и т. д.

Из полученных таким образом переходных процессов  $\Delta \dot{n} = f_1(t)$ ,  $\Delta P_k = f_2(t)$ ,  $\Delta T_T = f_3(t)$  и т. п. путём исключения времени формируются фазовые траектории:  $\Delta \dot{n} = \phi_1(\Delta n)$ ,  $\Delta P_k = \phi_2(\Delta n)$ ,  $\Delta T_T = \phi_3(\Delta n)$ . Далее можно действовать двумя методами: графоаналитическим и аналитическим, с использованием аппроксимации фазовых траекторий. Сущность первого метода становится очевидной при рассмотрении рис. 5.

В левой части рисунка приведены графики изменения частоты вращения и её производной по времени. Исключая из графиков время, получаем фазовую траекторию  $\Delta \dot{n} = \phi(\Delta n)$ ; задаваясь постоянными значениями ускорений, определяем линии постоянных ускорений.

Второй способ связан с аппроксимацией фазовых траекторий. Для небольших отклонений параметров ( $\Delta G_T < 0,1$ ) фазовые характеристики представляют собой отрезки прямых линий (см. рис. 5), что приводит к формуле  $\Delta \dot{n} = \phi(\Delta G, \Delta n)$ . Решая совместно систему уравнений (6) относительно  $\Delta G_T$ , получим линии равных ускорений.

$$\begin{aligned} \Delta \dot{n} &= \phi(\Delta G_T, \Delta n); \\ \Delta \dot{n} &= \text{const.} \end{aligned} \quad (6)$$

Например, если задать значения  $\Delta G_T = 0,05; 0,1; 0,15; 0,2$  кг/с, то аппроксимация фазовых траекторий, приведенных на рис. 5, будет иметь вид

$$\begin{aligned} \Delta n &= \frac{1}{7,741 + 11,54\Delta G} \times \\ &\times (-0,183 + 123\Delta G - \Delta \dot{n}). \end{aligned} \quad (7)$$

Задаваясь постоянными значениями ускорений, например,  $\Delta \dot{n} = 4,8..12$  об/с<sup>2</sup>, из (7) определим линии постоянных ускорений в координатах динамической характеристики рис. 6.



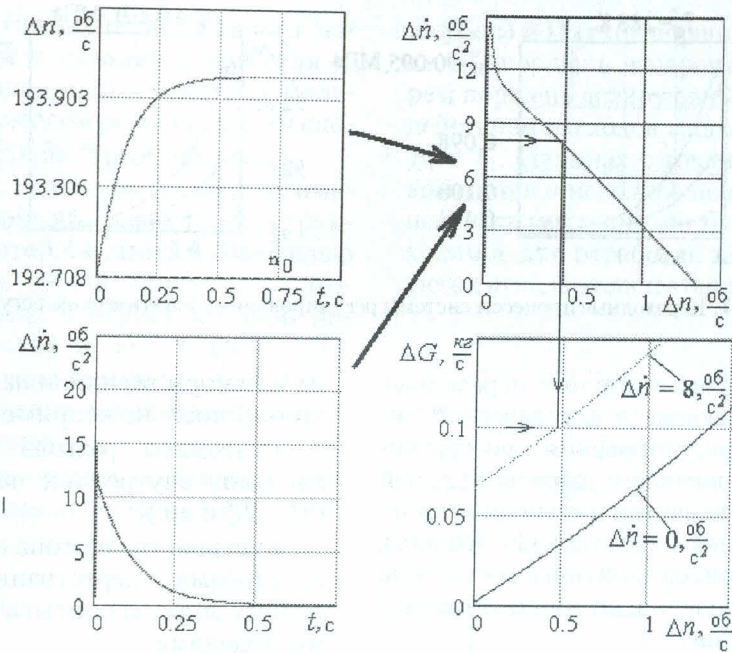


Рис. 5. К методике построения линии постоянного ускорения

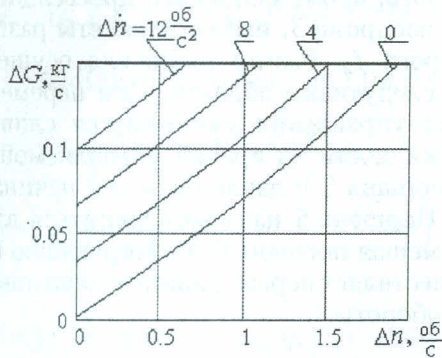


Рис. 6. Линии постоянных значений ускорений

Фазовые траектории  $\Delta P_k = \phi(\Delta n, \Delta G_T)$  представляют собой существенно нелинейные кривые, которые следовало бы аппроксимировать кусочно-линейной зависимостью типа  $\Delta P_k = \text{if}(\Delta n < \Delta n_1, b_1 \Delta n, a_2 + b_2 \Delta n)$ . Однако первый участок (для малых изменений расхода топлива) настолько мал, что аппроксимацию можно принять в виде  $\Delta P_k = A \cdot \Delta G + B \cdot \Delta n$ , где  $A \approx 1,4 \cdot 10^8$  Па·с/кг;  $B \approx (0,09-0,102)$  Па·с/об.

Задаваясь значениями давления, можно определить изобары на динамической характеристике в соответствии с выражением

$$\Delta G_T = \frac{1}{A}(\Delta P_k - B \cdot \Delta n). \quad (8)$$

Подобным образом можно определить линии постоянных значений температуры газов и расходов воздуха.

Наиболее серьёзной проверкой модели двигателя является её способность работать в составе модели системы автоматического регулирования.

Модель системы с нелинейным регулятором (9) намного сложнее предыдущих моделей, так как здесь и двигатель, и регулятор описываются нелинейными уравнениями. Первые четыре уравнения относятся к двигателю, последние три — к регулятору. У регулятора имеется ещё одно уравнение — уравнение обратной связи, но оно включено в уравнения расходов полостей гидросилителя.

$$J\omega \frac{d\omega}{dt} = \frac{G_T R_T T_T^*}{\chi_T} \left[ 1 - \left( \frac{1}{\pi_T} \right)^{\chi_T} \right] \eta_T^* \eta_m - \frac{G_B T_{вх}^* R}{\chi} [\pi_k^* - 1] \frac{1}{\eta_k^*};$$

$$\frac{V_k}{RT_k} \frac{dP_k^*}{dt} = m_{кр} \frac{P_B q(\lambda_B) F_B}{\sqrt{T_B}} - m_{кр} \frac{P_T^* q(\lambda_{ca}) F_{ca}}{\sqrt{T_T}};$$

$$\frac{V_{Tc}}{R_T T_T^*} \frac{dP_T^*}{dt} = m_{кр} \frac{P_T^* q(\lambda_{ca}) F_{ca}}{\sqrt{T_T^*}} - m_{кр} \frac{P_T^* q(\lambda_{кр}) F_{кр}}{\sqrt{T_T^*}};$$

$$C_{p\phi} \frac{V_{kc} P_T^*}{RT_T^*} \frac{dT_T^*}{dt} = C_{p\phi} G_B T_k^* + (G_{T0} \pm K_{лнz}) \cdot Hu \cdot \eta_{kc}^* - C_{p\phi} G_T T_T^*;$$

$$m \frac{d^2 z}{dt^2} = F(p_1 - p_2) - k_v \frac{dz}{dt} - F_c \text{sign} \left( \frac{dz}{dt} \right);$$

$$\mu b (K_{в3n} - K_{oc} z) \sqrt{\frac{2}{\rho} (p_{п} - p_1)} = F \frac{dz}{dt} + \frac{V_{01} + Fz}{E} \frac{dp_1}{dt};$$

$$F \frac{dz}{dt} = \mu b (K_{в3n} - K_{oc} z) \sqrt{\frac{2}{\rho} (p_2 - p_{cn})} + \frac{V_{02} - Fz}{E} \frac{dp_2}{dt}. \quad (9)$$



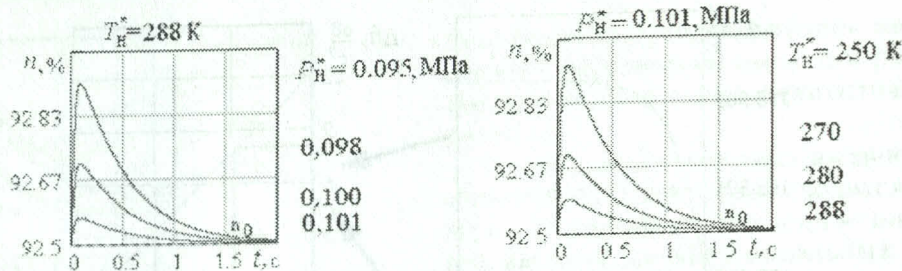


Рис. 7. Переходные процессы системы регулирования с астатическим регулятором

На рис. 7 показаны типичные переходные процессы, протекающие в астатической системе ( $k_{oc} = 0$ ) регулирования при ступенчатом изменении внешнего давления (левый график) и при ступенчатом изменении температуры окружающей среды (правый график). Как видно из графиков, астатическая система регулирования медленно, но точно устраняет внешнее воздействие.

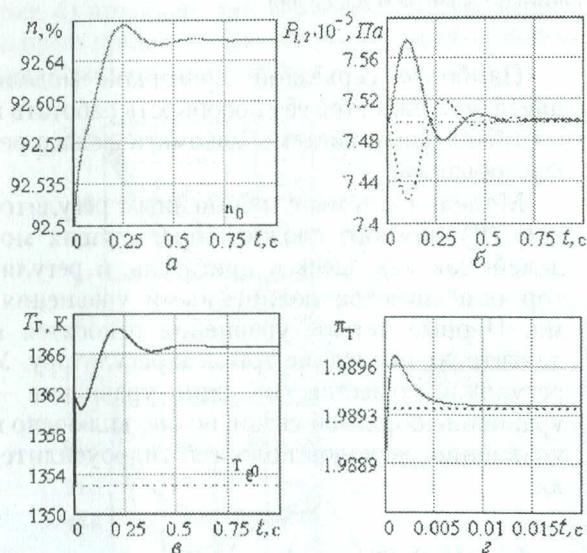


Рис. 8. Переходные процессы статической системы регулирования: а — частота вращения; б — давления в полостях гидроцилиндра; в — температура перед турбиной; г — отношение давлений на турбине

Статическая система ( $k_{oc} = 0,1$ ) работает значительно быстрее, но с ошибкой. На рис. 8 приведены переходные процессы, возникающие в статической системе регулирования при увеличении давления на входе в двигатель на 10 кПа.

Особенно большое значение приобретает элементарная алгоритмическая модель при исследовании приемистости двигателя. Здесь следует отметить следующие обстоятельства:

- линейная модель для больших воздействий, которые имеют место в случае разго-

на или торможения авиационного двигателя, принципиально неприменима;

- автоматы разгона работают по ряду сигналов внутренних параметров двигателя ( $P_k^*$ ,  $T_B^*$  и др.);

- устройства разгона обычно являются регуляторами с перестраиваемой структурой и потому должны описываться нестационарными моделями.

Так, на рис. 9 приведена принципиальная схема автомата разгона временного типа, у которого, кроме основного дроссельного пакета изодрома 3, имеются пакеты разгона  $f_1$  и сброса  $f_2$ . Разгон двигателя осуществляется следующим образом. При перемещении ручки управления уменьшается слив рабочей жидкости из правой управляемой полости поршня 5 и давление в ней начинает расти. Поршень 5 начинает двигаться влево и, перемещая поршень 6 и дозирующую иглу 7, осуществляет перевод двигателя на повышенные обороты.

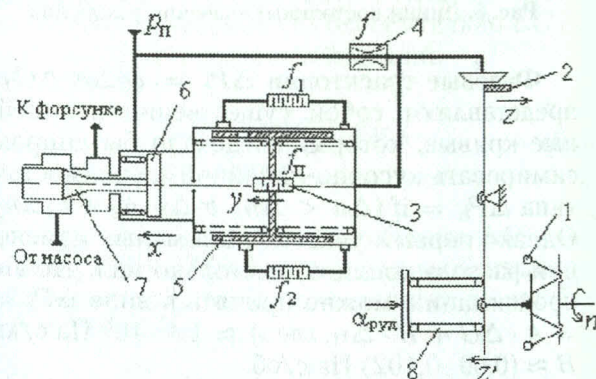


Рис. 9. Автомат разгона временного типа: 1 — датчик частоты вращения; 2 — маятник; 3 — основной дроссельный пакет изодрома; 4 — входной дроссель; 5 — поршень изодрома; 6 — поршень дозирующей иглы; 7 — дозирующая игла; 8 — задающее устройство

Однако в случае значительного перемещения ручки управления поршень 5 садится на упор и попутно включает в работу дроссель



разгона  $f_1$ , проходное сечение которого намного больше, чем у основного дросселя 3. Поэтому дозирующая игла движется с большей, чем при статическом регулировании скоростью, осуществляя быстрый разгон.

Таким образом, в данном случае мы имеем дело с регулятором с переменной структурой, описание которого линейной моделью невозможно. Здесь удобно применить алгоритмическую модель, в основу которой положена аналитическая модель с добавлением выражений математической логики. Естественно, что реализация такой модели может быть только численная.

Алгоритмическая модель собственно автомата разгона, записанная в форме Коши, имеет вид:

$$\begin{aligned} \frac{dy}{dt} &= \Delta v; \\ \frac{dv}{dt} &= \frac{1}{m}(F\Delta p - c_{\Sigma}Y_0(y) - k_v Y_1(y)v - F_c); \\ \frac{dp}{dt} &= \frac{E}{V_{\Sigma} + F_u \Delta y} (\mu f \sqrt{\frac{2}{\rho}}(p_0 f_{01}^2 - \Delta p) - \\ &\quad - \mu b Z(z) \sqrt{\frac{2}{\rho}}(p_0 + \Delta p) - F_u Y_1(y)v - \\ &\quad - \mu f_{\Pi} \sqrt{\frac{2}{\rho}} \Delta p - \mu F_1(y) \sqrt{\frac{2}{\rho}} \Delta p); \\ \frac{dx}{dt} &= \frac{1}{F_d} \left( \mu f_{\Pi} \sqrt{\frac{2}{\rho}} \Delta p + \mu F_1(y) \sqrt{\frac{2}{\rho}} \Delta p \right), \end{aligned} \quad (10)$$

где  $Y_0(y) = \text{if}(y < y_m, y, y_m)$  — функция пользователя, ограничивающая перемещение поршня издрорма;  $Y_1(y) = \text{if}(y < y_m, 1, 0)$  — функция пользователя, ограничивающая скорость поршня издрорма;  $Z(z) = \text{if}((z_0 - \Delta z_0 + \Delta z) > 0, (z_0 - \Delta z_0 + \Delta z), 0)$  — функция пользователя, не позволяющая ширине щели маятникового распределителя становиться отрицательной;  $F_1(y) = \text{if}(y < y_m \cdot N, 0, f_1)$  — функция пользователя, определяющая включение дросселя  $f_1$ . Число  $N$  изменяется от нуля до единицы и оценивает положение точки включения дросселя  $f_1$  по отношению к максимальному перемещению поршня. Таким образом, модель автомата разгона получается и нелинейной и нестационарной.

Типовые результаты численного интегрирования размерной модели при нулевых начальных условиях приведены на рис. 10.

Анализ переходных процессов показывает следующее. На участке ОС маятниковый распределитель 2 полностью закрыт и поршень 5 движется с максимальной скоростью. Имеются две характерные точки С (посадка поршня

на упор) и D (сход поршня с упора); на участке CD поршень издрорма находится на упоре и поршень дозирующей иглы движется под действием расходов жидкости через дроссели  $f_{\Pi}$  и  $f_1$ . Начиная с точки D, поршень 5 возвращается в исходное положение, а дозирующая игла медленно, но точно добавляет необходимое для отработки заданного управляющего сигнала количество топлива.

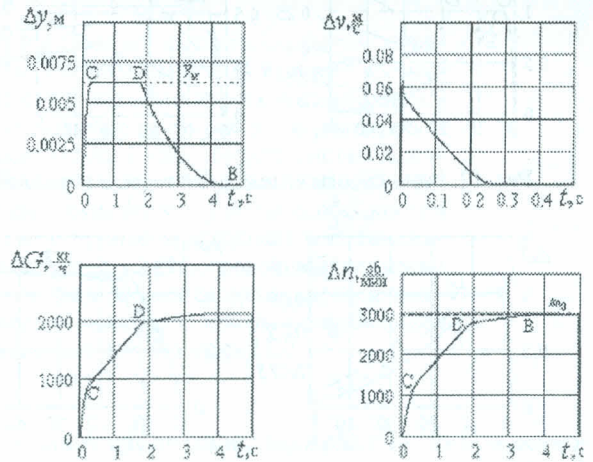


Рис. 10. Типичные результаты интегрирования

В принципе, система уравнений может быть проинтегрирована даже простейшим методом Рунге-Кутты с фиксированным шагом, но большой разброс значений переменных приводит к необходимости назначения очень большого числа шагов и, как следствие, к существенным затратам машинного времени. Кроме того, имеется около двух десятков переменных, влияние которых следовало бы изучить. Поэтому был выполнен переход к обобщенным переменным, что позволило осуществить систематическое исследование характеристик автомата разгона.

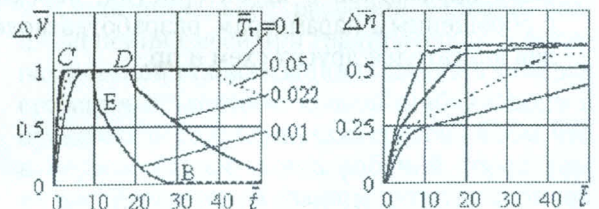


Рис. 11. Влияние постоянной времени гидросуспендера

Влияние постоянной времени  $T_{\Gamma} = F_u Z_0 / Q_0$  (рис. 11) весьма существенно. С её уменьшением увеличивается быстродействие всех этапов работы регулятора. Особенно сильное влияние оказывается на положение



ние точки  $D$ , т. е. время снятия поршня с упора.

Наиболее реальным средством для достижения заданного протекания процессов автомата разгона являются относительная площадь поршней  $\bar{F}_{ud}$  и площадь обводного пакета  $f_1$ . На рис. 12 и 13 показано их влияние на переходный процесс.

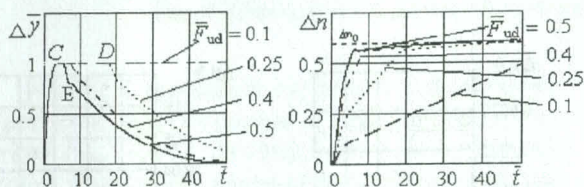


Рис. 12. Влияние относительной площади поршней

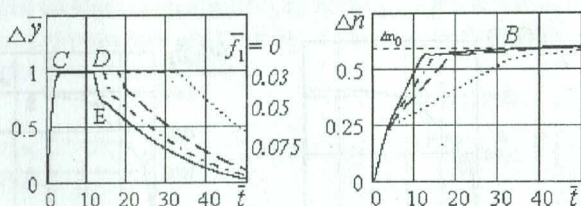


Рис. 13. Влияние площади обводного пакета

В отличие от постоянной времени гидросилителя основное влияние оба параметра оказывают только на заключительную фазу процесса, начиная с точки  $D$ .

Рассматриваемая в работе алгоритмическая поэлементная модель двигателя является промежуточной. Уже сейчас ясно, что необходимо дальнейшее её развитие, но не ожидается изменение структуры.

Вместо заключения приведём основные направления совершенствования модели двигателя: совершенствование поэлементной модели САР, связанное с введением переменности коэффициентов полезного действия, использование приведенных к внешним условиям параметров и характеристик, переход к обобщённым параметрам, разработка моделей двигателей других схем и пр.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Черкасов Б. А. Автоматика и регулирование воздушно-реактивных двигателей: Учебник для вузов по специальности «Авиационные двигатели». 3-е изд., перераб. и доп. М.: Машиностроение, 1988. 360 с.
2. Добрянский Г. В., Мартыанова Т. С. Динамика авиационных ГТД. М.: Машиностроение, 1989. 240 с.
3. Сосунов В. А., Литвинов Ю. А. Неустойчивые режимы работы авиационных двигателей. М.: Машиностроение, 1975. 216 с.
4. МАТНСАД. Ser. Num. PN803909NXZ0037.
5. Теория и расчёт ВРД / Под. ред. С. М. Шляхтенко. 2-е изд., перераб. и доп. М.: Машиностроение, 1989. 240 с.

## ОБ АВТОРАХ



**Сунарчин Роберт Авалевич**, доц. каф. прикладной гидромеханики УГАТУ. Дипл. инж.-механик (УАИ, 1962). Канд. техн. наук по двигателям ЛА (МАИ, 1971). Иссл. в обл. автоматич. регулирования авиац. двигателей.



**Ахметов Юрий Мавлютович**, зам. ген. директора ОАО «НИИТ». Дипл. инж. по авиац. двигателям (УАИ, 1959). Канд. техн. наук по управлению в техн. системах (МАИ, 1978). Иссл. в обл. авиадвигателей и систем управления.



**Тарасов Феликс Федорович**, доц., каф. теории авиац. и ракети. двигателей. Дипл. инж.-мех. (УАИ, 1958). Канд. техн. наук по двигателям ЛА (КАИ, 1968). Иссл. в обл. механики жидкости и газа, автоматич. регулир. авиац. двигателей.