

УДК 621.45-52

В. И. ПЕТУНИН, А. И. ФРИД

СИНТЕЗ СТРУКТУРЫ И ИССЛЕДОВАНИЕ АСТАТИЧЕСКОГО РЕГУЛЯТОРА ПЕРЕХОДНЫХ РЕЖИМОВ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Рассматриваются особенности построения астатических систем автоматического управления газотурбинных двигателей на переходных режимах. Показано, что применение логико-динамического управления позволяет обеспечить астатизм каналов разгона и сброса частоты вращения и тем самым повысить точность реализации программ управления. Разработаны методы обеспечения требуемых динамических характеристик систем управления при переключении каналов. Приведены результаты моделирования. *Синтез; система автоматического управления; газотурбинный двигатель; частота вращения; переходные режимы; астатизм; селектор; канал разгона; канал сброса; переключение; переходный процесс*

ВВЕДЕНИЕ

В системах автоматического управления (САУ) современными авиационными газотурбинными двигателями (ГТД) формирование управления часто осуществляется с помощью селекторов [1]. К таким системам относятся, например, САУ подачей топлива в камеры сгорания ГТД. Обычно применяется принцип селектирования, согласно которому регулируется параметр двигателя, наиболее приблизившийся к величине, определяемой программой регулирования. Такое селектирование реализуется с помощью алгебраических селекторов (АС).

Например, при управлении ГТД путем изменения расхода топлива, поступающего в основную камеру сгорания на максимальных режимах работы ГТД для того, чтобы регулируемые параметры не превысили максимальных допустимых значений (ограничение сверху), селектор должен пропустить на управление дозирующим устройством сигнал, соответствующий получению минимальной величины расхода топлива G_T . Классифицируя по требуемой величине регулирующего фактора, такое селектирование называют селектированием по минимуму, а селектор – селектором минимальных сигналов управления. С помощью селектирования по минимуму определяется очередность

выполнения программ регулирования частоты вращения ротора $n_{\max} = \text{const}$, температуры газа $T_{T \max}^* = \text{const}$, программы регулирования при приемистости и ряда других.

Если же ограничивают минимальные значения параметров (ограничение снизу), то предпочтение отдается регулятору параметра, для поддержания которого требуется наибольший расход топлива, т. е. осуществляется селектирование по максимуму. Селектор в этом случае называют селектором максимальных сигналов управления. Такой принцип применяется для согласования с регуляторами сброса газа, ограничения снизу расхода топлива.

Применяя последовательное селектирование по минимуму и максимуму, можно обеспечить необходимое ограничение величин регулируемых параметров сверху и снизу.

Структурная схема регулятора основного контура ГТД показана на рис. 1, где ОРР – основной регулятор режима; РР – регулятор разгона; РС – регулятор сброса; О – ограничители, ИУ – исполнительное устройство.

Общие принципы анализа и синтеза САУ ГТД с селекторами на режимах ограничения различных параметров рассмотрены в работах [2, 3]. В существующих САУ ГТД, как правило, РР и РС строятся как статические каналы управления производной частоты вращения

ротора, что приводит к потере точности выполнения программ разгона и сброса.

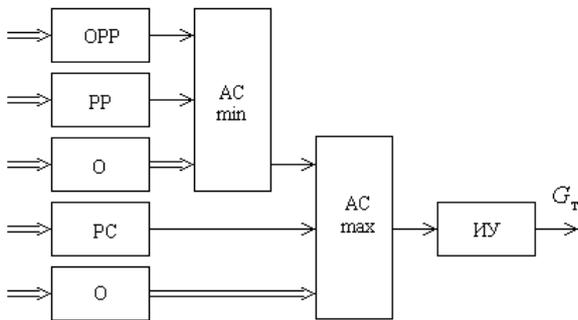


Рис. 1. Структурная схема регулятора основного контура ГТД

Невозможность получения астатизма в этих каналах связано с противоречиями между точностью и устойчивостью. В данной статье представлены результаты исследования предложенных астатических РР и РС в классе логико-динамических САУ ГТД с селекторами каналов.

1. ОСНОВНЫЕ ТРЕБОВАНИЯ К САУ ГТД НА ПЕРЕХОДНЫХ РЕЖИМАХ

Разгон и сброс частоты вращения ГТД являются неустановившимися режимами, при которых все параметры рабочего процесса изменяются во времени. Способность ГТД к изменению режима работы и, следовательно, развиваемой им тяги принято называть приемистостью. Приемистость характеризуется временем перехода ГТД с режима минимальной на режим максимальной тяги (разгон), а также временем обратного перехода с режима максимальной на режим минимальной тяги (сброс). Чем меньше время приемистости, тем лучше маневренные свойства летательного аппарата.

Для современных ГТД с неизменяемой геометрией газозвоздушного тракта действительное время разгона составляет 8...17 с, а с изменяемой геометрией – 3...8 с.

Для получения требуемого времени приемистости стремятся выбрать программу подачи топлива, при которой регулируемые параметры были по возможности близки к их предельным значениям, определяемым ограничениями, которые существуют в двигателе [4].

Главными ограничениями при запуске, разгоне и сбросе частоты вращения двигателя являются:

- помпаж и неустойчивая работа компрессора;

- перегрев турбины или других элементов горячей части двигателя;

- срыв пламени в камере сгорания.

На практике автоматизация процесса разгона осуществляется применением специальных автоматов приемистости (АП) в системах топливоподачи, которые автоматически ограничивают расход топлива в любых условиях эксплуатации.

В соответствии с задачами, решаемыми САУ ГТД, к автоматам приемистости предъявляется ряд специфических требований [5]:

- обеспечение оптимального процесса разгона в любых условиях эксплуатации;

- стабильность характеристик применяемых АП в процессе эксплуатации;

- отсутствие влияния АП на работу САУ на установившихся режимах и др.

К работе САУ ГТД предъявляются достаточно жесткие требования в отношении допустимых установившихся и динамических погрешностей.

Статическая точность управления частотой вращения ротора может изменяться лишь в пределах 0,3...0,5%. Перерегулирование частоты вращения не должно превышать 0,8...1%. Характер переходных процессов должен быть монотонным, однозначным или близким к этому, время переходных процессов должно быть не более 3 с.

При приемистости необходимо обеспечить переход двигателя с режима малого газа до максимального режима за время не более 5 с.

2. ПРИМЕНЕНИЕ ЛОГИКО-ДИНАМИЧЕСКИХ САУ С СЕЛЕКТОРАМИ КАНАЛОВ ПРИ УПРАВЛЕНИИ ГТД

Известны САУ частотой вращения ротора ГТД, воздействующие на расход топлива в основную камеру сгорания, содержащие основной регулятор режима, регулятор разгона, регулятор сброса, выходные сигналы которых воздействуют через селектор минимального сигнала, селектор максимального сигнала и изодромный регулятор на исполнительное устройство, дозирующее топливо в камеру сгорания ГТД [1, 6].

САУ частотой вращения ротора ГТД (рис. 2) работает следующим образом.

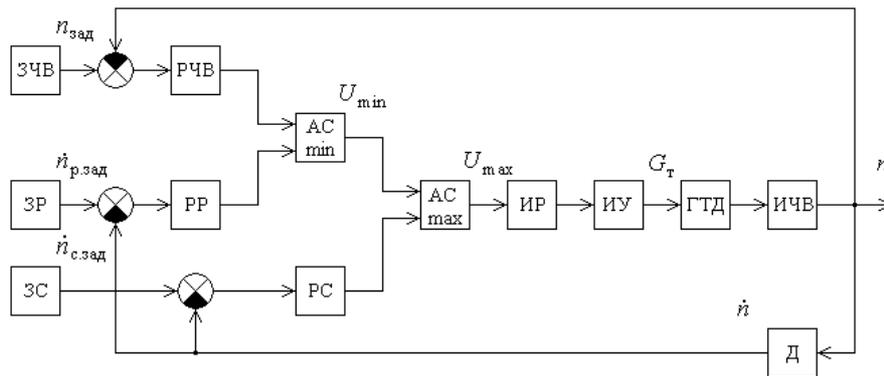


Рис. 2. Структурная схема САУ частотой вращения ротора ГТД

В канале регулирования частоты вращения ротора ГТД n сигнал с измерителя частоты вращения ротора (ИЧВ), пропорциональный частоте вращения ротора, поступает на первое сравнивающее устройство, где сравнивается с выходным сигналом задатчика частоты вращения ротора (ЗЧВ) $n_{\text{зад}}$ и формируется выходной сигнал рассогласования, пропорциональный отклонению частоты вращения ротора ГТД от заданного значения $\Delta n = n_{\text{зад}} - n$. Этот сигнал поступает на вход регулятора частоты вращения ротора (РЧВ), выход которого подключен к первому входу алгебраического селектора минимального сигнала (АС_{min}).

В канале разгона ГТД сигнал с измерителя частоты вращения ротора n дифференцируется в дифференциаторе (Д). Сигнал \dot{n} поступает на вход второго сравнивающего устройства, где сравнивается с выходным сигналом задатчика скорости изменения частоты вращения ротора на режиме разгона (ЗР) $\dot{n}_{\text{р.зад}}$ и формируется сигнал рассогласования, пропорциональный отклонению скорости изменения частоты вращения ротора от заданного значения $\Delta \dot{n}_p = \dot{n}_{\text{р.зад}} - \dot{n}$. Этот сигнал поступает на вход статического регулятора разгона (РР), который подключен ко второму входу алгебраического селектора минимального сигнала. Выход селектора минимального сигнала U_{min} подан на первый вход селектора максимального сигнала (АС_{max}).

В канале сброса режима ГТД сигнал \dot{n} поступает на вход третьего сравнивающего устройства, где сравнивается с выходным сигналом задатчика скорости изменения частоты вращения ротора на режиме сброса $\dot{n}_{\text{с.зад}}$ и формируется сигнал рассогласования, пропорциональный отклонению скорости изменения частоты вращения ротора от заданного значения

$\Delta \dot{n}_c = \dot{n}_{\text{с.зад}} - \dot{n}$. Этот сигнал поступает на вход статического регулятора сброса (РС), выход которого подключен ко второму входу алгебраического селектора максимального сигнала.

Выходной сигнал с алгебраического селектора максимального сигнала U_{max} поступает на вход изодромного регулятора (ИР), который через исполнительное устройство (ИУ) изменяет расход топлива G_T в камеру сгорания газотурбинного двигателя.

Передаточная функция ГТД по частоте вращения ротора при изменении расхода топлива

$$W_{\text{гтд}}(p) = K_{\text{гтд}} \frac{A_{\text{гтд}}(p)}{B_{\text{гтд}}(p)}.$$

Передаточная функция изодромного регулятора

$$W_{\text{ир}}(p) = K_{\text{ир}} \frac{T_{\text{ир}} p + 1}{p}.$$

Пусть передаточная функция регулятора частоты вращения ротора

$$W_{\text{рчв}}(p) = K_{\text{рчв}} \frac{C_{\text{рчв}}(p)}{D_{\text{рчв}}(p)},$$

а передаточная функция статического регулятора разгона [6]

$$W_{\text{срр}}(p) = K_{\text{срр}}.$$

Если передаточные функции исполнительного устройства $W_{\text{иу}}(p) = 1$, измерителя частоты вращения ротора $W_{\text{ичв}}(p) = 1$, дифференциатора $W_{\text{д}}(p) = p$, то передаточные функции отдельных разомкнутых каналов САУ имеют следующий вид:

- канал регулирования частоты вращения ротора:

$$W_{крчв}(p) = W_{рчв}(p)W_{ир}(p)W_{иу}(p)W_{гтд}(p)W_{ичв}(p) = \\ = K_{рчв}K_{ир}K_{гтд} \frac{A_{гтд}(p)C_{рчв}(p)(T_{ир}p+1)}{pB_{гтд}(p)D_{рчв}(p)};$$

- канал разгона:

$$W_{кр}(p) = W_{срр}(p)W_{ир}(p)W_{иу}(p) \times \\ \times W_{гтд}(p)W_{ичв}(p)W_{д}(p) = \\ = K_{срр}K_{ир}K_{гтд} \frac{A_{гтд}(p)(T_{ир}p+1)}{B_{гтд}(p)}.$$

Следовательно, канал разгона является статическим по скорости изменения частоты вращения ротора.

Аналогично это можно показать для канала сброса частоты вращения ротора ГТД.

Недостатком такой САУ является то, что каналы разгона и сброса являются статическими и в результате возникают погрешности в реализации программ разгона и сброса ГТД по частоте вращения ротора. Это подтверждается графиками по скорости изменения частоты вращения ротора, приведенными в работе [6].

3. СИНТЕЗ ОТДЕЛЬНЫХ АСТАТИЧЕСКИХ РЕГУЛЯТОРОВ РАЗГОНА И СБРОСА ГТД

Как известно, повышение точности САУ возможно с помощью увеличения порядка астатизма за счет введения в статические каналы системы интегрирующих звеньев [7].

Включение интегратора в каналы разгона и сброса позволяет сделать их астатическими и, соответственно, повысить точность выдерживания программ управления на переходных режимах. Например, для канала разгона получаем следующую передаточную функцию разомкнутой системы

$$W_{кр}(p) = W_{срр}(p)W_{иу}(p)W_{ир}(p)W_{иу} \times \\ \times (p)W_{гтд}(p)W_{ичв}(p)W_{д}(p) = \\ = K_{срр}K_{ир}K_{гтд} \frac{A_{гтд}(p)(T_{ир}p+1)}{pB_{гтд}(p)},$$

где $W_{иу}(p) = 1/p$ – передаточная функция интегратора.

Аналогично это можно показать и для канала сброса.

Однако при работе САУ на режиме стабилизации частоты вращения ротора этот интегратор должен быть выключен, так как он нарушает требуемые динамические характеристики этого канала

$$W_{крчв}(p) = K_{рчв}K_{ир}K_{гтд} \frac{A_{гтд}(p)C_{рчв}(p)(T_{ир}p+1)}{pB_{гтд}(p)D_{рчв}(p)},$$

в результате чего САУ теряет устойчивость.

Следовательно, необходимо управлять структурой САУ, в частности, работой интегратора в каналах стабилизации режима работы, разгона и сброса. Это можно выполнить с помощью управляемого интегратора (рис. 3).

Управляемый интегратор (УИ) содержит последовательно соединенные первый умножитель (УМ1), элемент сравнения, интегратор (И), второй умножитель (УМ2) и сумматор, причем выход интегратора через последовательно соединенные пропорциональное звено (ПЗ) и третий умножитель (УМ3) соединен со вторым входом элемента сравнения. Входом управляемого интегратора является первый вход первого умножителя, а выходом – выход сумматора. Вход сброса управляемого интегратора соединен со вторым входом третьего умножителя и через первый и второй элементы отрицания (НЕ), соответственно, со вторыми входами первого и второго умножителей. Вход начального значения управляемого интегратора соединен со вторым входом сумматора.

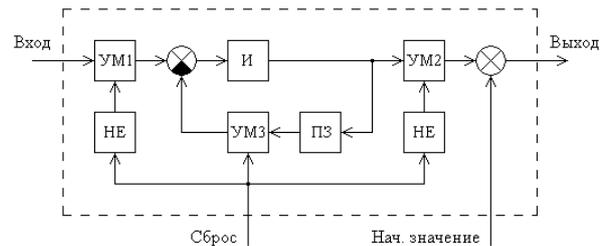


Рис. 3. Структурная схема управляемого интегратора

Управляемый интегратор работает следующим образом.

Выходной сигнал управляемого интегратора определяется в сумматоре как сумма выходного сигнала интегратора (И) и сигнала, поступающего на вход начального значения управляемого интегратора. Передаточная функция интегратора

$$W_{и}(p) = \frac{1}{p}.$$

Входной сигнал управляемого интегратора поступает на вход интегратора (И) через последовательно соединенные первый умножитель и элемент сравнения.

Если логический сигнал на входе сброса управляемого интегратора равен нулю $L_{сбр} = 0$, то на управляющие входы первого и второго умножителей через элементы отрицания (НЕ) поступают сигналы, равные единице, а на управляющий вход третьего умножителя – сиг-

нал, равный нулю. При этом входной сигнал управляемого интегратора поступает на вход интегратора (И), а его выходной сигнал – на выход управляемого интегратора, так как на втором входе сумматора сигнал начального значения $U_{н.зн}$ управляемого интегратора равен нулю. Таким образом, интегратор (И) включается в САУ.

Если $L_{сбр} = 1$, то есть сигнал сброса управляемого интегратора равен единице, то на управляющие входы первого и второго умножителей через элементы отрицания (НЕ) поступают сигналы, равные нулю, а на управляющий вход третьего умножителя – сигнал, равный единице. При этом интегратор (И) охватывается через последовательно соединенные пропорциональное звено и третий умножитель жесткой отрицательной обратной связью, то есть становится статическим инерционным звеном $W_{сз}(p)$ и отключается от входа и выхода управляемого интегратора

$$W_{сз}(p) = \frac{W_{и}(p)}{1 + W_{и}(p)W_{пз}(p)} = \frac{1}{p + K_{пз}},$$

где $W_{пз}(p) = K_{пз}$ – передаточная функция пропорционального звена. Это позволяет избежать неконтролируемого изменения выходного сигнала интегратора (И). Таким образом, интегратор (И) выключается из САУ, а выходной сигнал управляемого интегратора становится равным сигналу на входе начального значения $U_{н.зн}$.

Введение управляемого интегратора в каналы разгона и сброса, как и в случае коррекции отдельных каналов САУ с селектором [2, 3], возможно в двух вариантах: до селектора

и после селектора. Относительно канала разгона это показано на рис. 4 и рис. 5. При этом исполнительное устройство и измеритель частоты вращения ротора на рисунках не показаны. Передаточные функции регуляторов частоты вращения ротора и статического регулятора разгона для упрощения взяты равными единице.

В САУ, приведенной на рис. 4, вводятся логическое устройство ЛУ1, выдающее сигнал L_{min} , какой из каналов на входе селектора минимального сигнала включается в работу,

$$L_{min} = \begin{cases} 1 & \text{канал стабилизации;} \\ 0 & \text{канал разгона,} \end{cases}$$

и логическое устройство ЛУ2, выдающее сигнал L_{Δ} , какой из каналов по минимуму ошибок должен быть включен в работу,

$$L_{\Delta} = \begin{cases} 1 & \text{канал стабилизации;} \\ 0 & \text{канал разгона.} \end{cases}$$

Эти логические сигналы далее используются для формирования алгоритма работы управляемого интегратора.

При работе канала регулирования частоты вращения ротора логический сигнал L_{Δ} подается на вход сброса управляемого интегратора, обнуляя входной и выходной сигналы интегратора (И). Одновременно логический сигнал L_{min} используется для установки начального значения управляемого интегратора, изменяя коэффициент передачи умножителя (УМ), через который выходной сигнал регулятора частоты вращения ротора подается на вход начального значения управляемого интегратора.

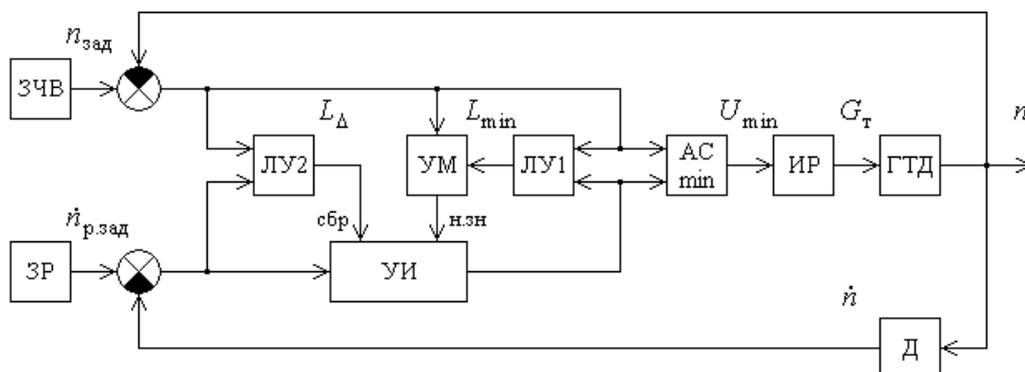


Рис. 4. Структурная схема астатического регулятора разгона с включением УИ на входе АС

При работе канала разгона выходной сигнал L_{Δ} включает входной и выходной сигналы интегратора (И), отключая его жесткую обратную связь. Одновременно логический сигнал L_{\min} обнуляет начальное значение управляемого интегратора.

В результате, если $L_{\min} = 1$, то управляемый интегратор выключается из САУ и выходной сигнал регулятора частоты вращения ротора подключается к входу изодромного регулятора, если $L_{\min} = 0$, то управляемый интегратор безударно включается в канал разгона САУ и определяет входной сигнал изодромного регулятора. В САУ, приведенной на рис 5, вводится логическое устройство (ЛУ), выдающее сигнал L_{\min} , какой из каналов на входе селектора минимального сигнала включается в работу,

$$L_{\min} = \begin{cases} 1 & \text{канал стабилизации;} \\ 0 & \text{канал разгона.} \end{cases}$$

Этот сигнал далее используется для формирования алгоритма работы управляемого интегратора. При работе канала регулирования частоты вращения ротора логический сигнал L_{\min} подается на вход сброса управляемого интегратора, обнуляя входной и выходной сигналы интегратора (И). Одновременно сигнал L_{\min} используется для установки начального значения управляемого интегратора, изменяя коэффициент передачи множителя, через который выходной сигнал селектора минимального сигнала U_{\min} подается на вход начального значения управляемого интегратора.

При работе канала разгона логический сигнал L_{\min} включает входной и выходной сигналы интегратора (И), отключая его жесткую обратную связь. Одновременно сигнал L_{\min} обнуляет начальное значение управляемого интегратора.

В результате, если $L_{\min} = 1$, то управляемый интегратор выключается из САУ и выходной сигнал селектора минимального сигнала U_{\min} подключается к входу изодромного регулятора, если $L_{\min} = 0$, то управляемый интегратор безударно включается в канал разгона САУ и определяет входной сигнал изодромного регулятора. Для обеспечения необходимого качества переходных процессов в канал регулирования частоты вращения ротора вводится форсирующее корректирующее звено (КЗ).

Повышение порядка астатизма САУ приводит к уменьшению установившихся значений ошибки системы [7], в данном случае ошибок выдерживания программы управления по ско-

рости изменения частоты вращения ротора ГТД на переходных режимах разгона $\Delta \dot{n}_p$.

На рис. 6 представлены результаты моделирования переходных процессов разгона по частоте вращения ротора n и скорости изменения частоты вращения ротора \dot{n} для статического и астатического регуляторов разгона. При этом заданное значение скорости изменения частоты вращения ротора $\dot{n}_{p.зад} = 0,2 \text{ с}^{-1}$; коэффициент передачи разомкнутой системы $K = 5 \text{ с}^{-1}$. Первый вариант переходного процесса по \dot{n} соответствует САУ, приведенной на рис. 4, второй вариант – САУ, приведенной на рис. 5.

Полученные результаты показывают, что скорость изменения частоты вращения ротора при введении управляемого интегратора на режиме разгона точно равна заданному значению $\dot{n}_{act} = \dot{n}_{p.зад} = 0,2 \text{ с}^{-1}$, ошибка по скорости изменения частоты вращения для статического регулятора разгона равна 16,7%. При полной приемистости время разгона для астатической системы меньше, чем для статической на 0,75 с.

Аналогичные результаты могут быть получены и для режима сброса частоты вращения ротора ГТД.

4. СИНТЕЗ САУ ГТД НА ПЕРЕХОДНЫХ РЕЖИМАХ

При объединении астатических каналов разгона и сброса в САУ ГТД необходимо учитывать характер сигналов и логику работы отдельных каналов в процессе работы, то есть необходимо согласовывать их работу.

При включении управляемых интеграторов перед селекторами минимального и максимального сигналов в САУ ГТД (рис. 7) для формирования логики управления необходимо знать, на каком из переходных режимов – разгоне или сбросе работает ГТД. Это можно определить в зависимости от перемещения рычага управления двигателя, то есть от изменения знака производной выходного сигнала задатчика частоты вращения ротора ГТД. Вычислительные устройства (ВУ1 и ВУ2), входящие в отдельные каналы разгона и сброса в этой системе, построены на основе логики работы САУ, приведенной на рис. 4.

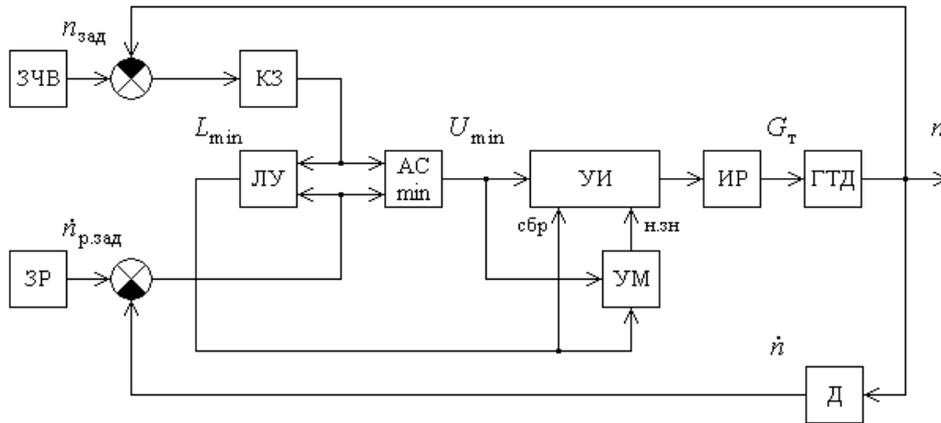


Рис. 5. Структурная схема астатического регулятора разгона с включением УИ на выходе АС

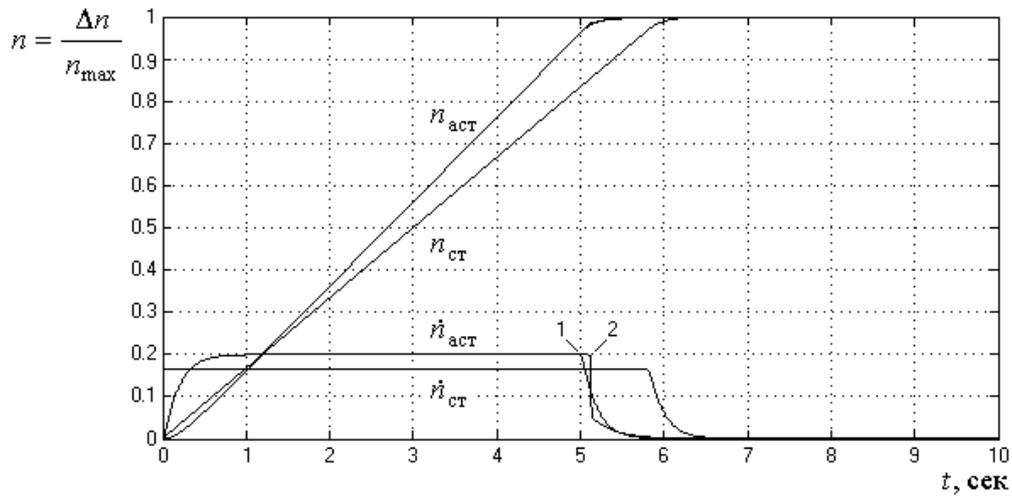


Рис. 6. Переходные процессы на режиме разгона ротора ГТД

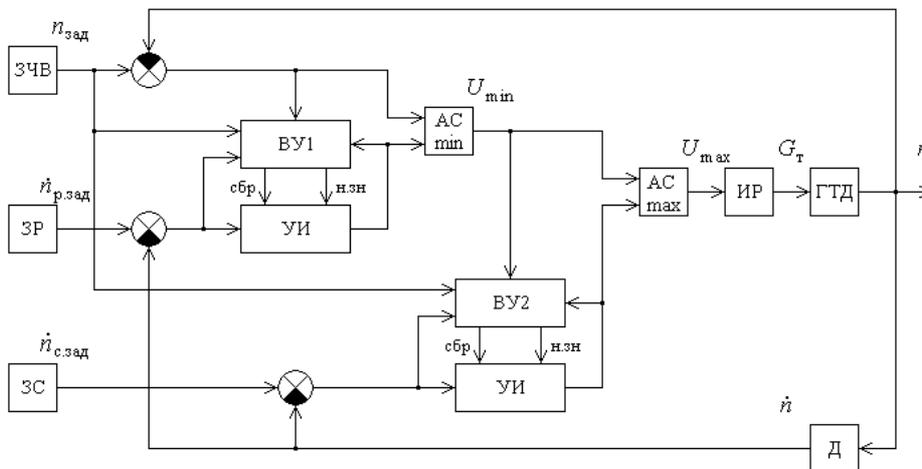


Рис. 7. Структурная схема САУ переходными режимами ГТД с включением УИ на входе АС

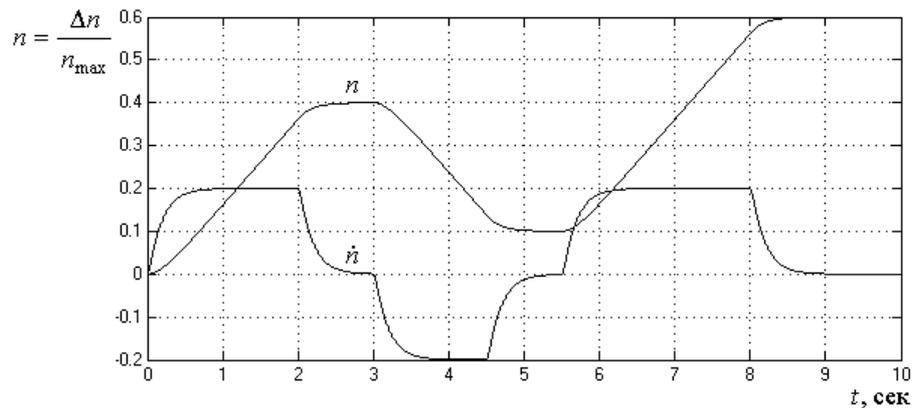


Рис. 9. Переходные процессы в САУ ГТД с включением УИ на входе АС

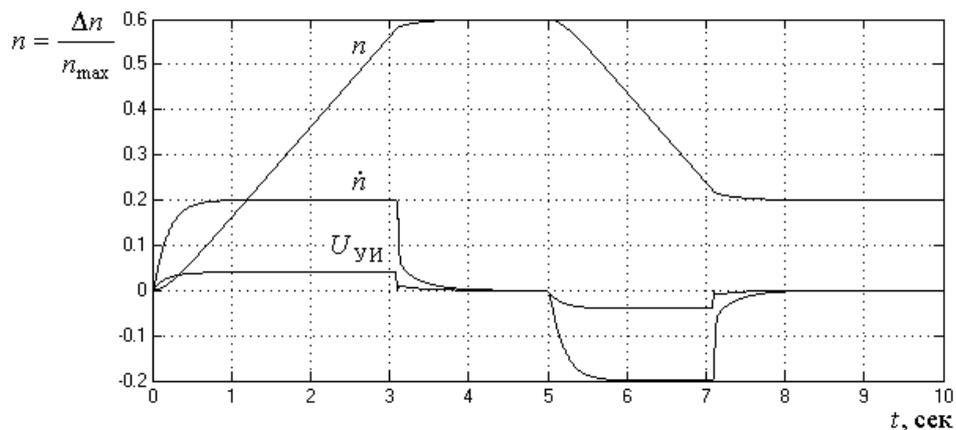


Рис. 10. Переходные процессы в САУ ГТД с включением УИ на выходе АС

Результаты моделирования переходных процессов в рассмотренных САУ ГТД с селекторами каналов приведены на рис. 9 и 10, соответственно.

Качество полученных переходных процессов соответствует заданным требованиям. САУ обеспечивают устойчивый переход с одного режима работы на другой, при этом скорость изменения частоты вращения ротора на режимах разгона и сброса точно равна заданным значениям.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, предложенный метод синтеза логико-динамических САУ ГТД с селекторами каналов на переходных режимах позволяет обеспечить повышение точности системы по скорости изменения частоты вращения ротора за счет введения астатизма в каналы управления разгоном и сбросом. Это приводит к улучшению динамических характеристик САУ ГТД — ускорению переходных процессов и уменьшению статических погрешностей реализации программ управле-

ния, что способствует увеличению тяги ГТД на режиме разгона.

Рассмотренный метод синтеза может быть использован при разработке новых высокоэффективных САУ ГТД.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Интегральные системы автоматического управления силовыми установками самолетов / под ред. А. А. Шевакова. М.: Машиностроение, 1983. 283 с.
2. Петунин В. И. Принципы построения логико-динамических систем автоматического управления газотурбинными двигателями // Вестник УГАТУ. 2003. Т. 4, № 1. С. 78–87.
3. Петунин В. И. Синтез систем автоматического управления газотурбинными двигателями с селектором каналов // Вестник УГАТУ (сер. «Управление, вычислительная техника и информатика»). 2008. Т. 11, № 1 (28). С. 3–10.
4. Сосунов В. А., Литвинов Ю. А. Неуставившиеся режимы работы авиационных газотурбинных двигателей. М.: Машиностроение, 1975. 216 с.
5. Автоматика авиационных газотурбинных силовых установок / С. А. Гаевский [и др.]. М.: Воениздат, 1980. 247 с.

6. Адаптивные системы управления газотурбинными двигателями летательных аппаратов / В. Ю. Рутковский [и др.]. М.: МАИ, 1994. 224 с.

7. Юревич Е. И. Теория автоматического управления: Учеб. для студ. вузов. СПб.: БХВ-Петербург, 2007. 560 с.

ОБ АВТОРАХ

Петунин Валерий Иванович, доц. каф. авиац. приборостроения. Дипл. инж.-электромех. по авиац. приборостроению (УАИ, 1970). Канд. техн. наук по сист. обработки инф. и управления (УГАТУ, 1999). Иссл. в обл. систем авт. управления ГТД, логико-дин. систем, адапт. и интел. систем.



Фрид Аркадий Исаакович, проф. каф. вычисл. техники и защиты инф. Дипл. инж.-электромех. (УАИ, 1968). Д-р техн. наук по управ. в техн. системах (УГАТУ, 2000). Иссл. в обл. управ. сложн. сист. в условиях неопределенности.

