

Г. П. Шибанов, д-р техн. наук, проф., вед. науч. сотр., gpshibanov@mail.ru,
Государственный летно-испытательный центр им. В. П. Чкалова

Автоматизация процесса защиты газотурбинных двигателей от помпажа

Анализируется один из возможных путей автоматизации процесса защиты газотурбинных двигателей от помпажа по текущим и пороговым значениям скорости изменения частоты вращения роторов и температуры газов за турбиной с учетом знаков изменения этих параметров.

Приводится алгоритм, позволяющий своевременно обнаружить признаки возможного появления помпажа, уменьшить подачу топлива и в случае выключения двигателя осуществить его автоматический запуск.

Ключевые слова: автоматизация, алгоритм, помпаж, газотурбинный двигатель

Газотурбинные двигатели (ГТД) широко используются в авиационных, судовых силовых установках, на мощных тягачах и современных танках, на насосных станциях при перекачке газа. Обладая несомненными преимуществами по развиваемой ими мощности при достаточно высоком коэффициенте полезного действия, они, к сожалению, имеют и один серьезный недостаток — высокую чувствительность к нарушению соответствия между расходом воздуха в газоздушном тракте и частотой вращения компрессора. Вместе с тем такое нарушение приводит, как правило, к неустойчивой работе компрессора и возникновению помпажа, сопровождающегося уменьшением частоты вращения роторов двигателя, сильной вибрацией конструкции (тряской) и возрастанием температуры газов перед турбиной [1].

Для расширения диапазона устойчивой работы компрессора применяют ряд действий: используют поворотные лопатки направляющих аппаратов компрессора, выполняют перепуск воздуха в атмосферу после нескольких ступеней, реализуют двухконтурные схемы двигателей. Однако все эти мероприятия не гарантируют возможности возникновения помпажа двигателя как на переходных режимах его работы, так и при действии значительных внешних возмущений или появлении тех или иных неисправностей. Необходимо отметить, что процесс развития помпажного срыва оказывается настолько скоротечным, что оператор не в состоянии своевременно его обнаружить и принять меры для предотвращения аварийной ситуации, например, обгорания лопаток турбины и вибрационных разрушений отдельных элементов конструкции [2]. Быстротечность протекания помпажа заставляет искать способы автоматической защиты двигателя при возникновении помпажного срыва. На ряде ГТД устанавливают ограничители температуры, которые непрерывно измеряют температуру газов за турбиной и при недопустимо высоком ее значении выдают сигнал на уменьшение подачи топлива.

Для прекращения помпажа двигателя в некоторых случаях недостаточно уменьшения подачи

топлива, а требуется полное выключение двигателя, чего ограничитель максимальной температуры обеспечить не может. Кроме того, ограничитель температуры реагирует на возникновение помпажа не в начальной стадии, а в момент, когда температура газов за турбиной превысит максимально допустимое значение.

Пневматические датчики возникновения помпажа широкого применения не нашли из-за трудностей, связанных с предупреждением их ложного срабатывания при дросселировании двигателя.

Указанные недостатки перечисленных способов обнаружения и прерывания помпажа ГТД в значительной степени могут быть устранены при непрерывном слежении за изменением температуры газов за турбиной и частоты вращения турбины и при последующем воздействии сигналами от датчиков температуры и частоты вращения на систему регулировки подачи топлива. Отметим, что для повышения эффективности контроля состояния газодинамического тракта ГТД целесообразно осуществлять непрерывное слежение не за самой температурой газов за турбиной, а за скоростью изменения температуры. В этом случае процедура контроля может быть сведена к сравнению положительного по знаку текущего значения скорости изменения температуры газов за турбиной с предельно допустимым ее значением и к определению (при их совпадении или при превышении предельного значения) знака приращения частоты вращения турбины. Если знак приращения частоты вращения турбины окажется отрицательным, то формируется сигнал на уменьшение подачи топлива и включаются звуковая и световая сигнализации появления помпажного режима.

В целом контроль состояния газодинамического тракта ГТД сводится, таким образом, к следующему алгоритму:

- 1) проверка условия $dT_4/dt > 0$;
- 2) если условие 1 выполнено, то проверка условия $dT_4/dt \geq (dT_4/dt)_{\max_доп}$;
- 3) если условие 2 выполнено, то проверка условия $dn/dt < 0$;

Операторы и реализуемые ими функции

№	Условное обозначение оператора	Реализуемые оператором функции	Значения, принимаемые оператором	Условия, при которых оператор принимает значения "0" или "1"
1	$P(I_z, I_s)$	Формирование звуковых и световых сигналов оповещения о появлении признаков помпажа	1 0	$\left(\frac{dT_4}{dt}\right) \geq \left(\frac{dT_4}{dt}\right)_{\max_доп}$ и $\text{sign}\left(\frac{dn}{dt}\right) = -1$ $\left(\frac{dT_4}{dt}\right) < \left(\frac{dT_4}{dt}\right)_{\max_доп}$
2	$Y(\Delta G_T)$	Формирование команды на уменьшение подачи топлива	1 0	$\text{sign}\left(\frac{dn}{dt}\right) = -1$ и $\left(\frac{dT_4}{dt}\right) - \left(\frac{dT_4}{dt}\right)_{\max_доп} \leq 0$ $\text{sign}\left(\frac{dT_4}{dt}\right) = \text{sign}\left(\frac{dn}{dt}\right) = -1$ и $\Delta G_T \neq 0$
3	$\pi(G_T)$	Слежение за изменением расхода топлива	1 0	$G_T = 0$ $G_T \neq 0$
4	$\pi(n)$	Слежение за изменениями значений частоты вращения турбины	1 0	$\pi(G_T) = 1$ и $n \leq n_{\min_доп}$ $\pi(G_T) = 0$ и $n > n_{\min_доп}$
5	$F(n)$	Формирование команды на запуск двигателя после его самопроизвольного выключения из-за полной отсечки топлива	1 0	$n \leq n_{МГ} - (\Delta n)_{доп}$; $G_T = 0$ $n > n_{МГ} - (\Delta n)_{доп}$; $n_{МГ}$ — частота вращения на режиме "малый газ"; $(\Delta n)_{доп}$ — допустимое уменьшение частоты вращения, при котором еще возможен запуск двигателя

4) если условие 3 выполнено, то формирование сигнала на уменьшение подачи топлива и включение звуковой и световой сигнализаций появления помпажного режима.

Здесь T_4 — температура газов за турбиной (в °С); n — частота вращения турбины (для одновальных ГТД) или ротора низкого давления (для двухконтурных ГТД); $\left(\frac{dT_4}{dt}\right)_{\max_доп}$ — предельно допустимое значение первой производной температуры газов за турбиной.

Указанные особенности процедуры контроля газодинамического тракта ГТД позволяют ускорить процесс обнаружения момента появления помпажного режима, уменьшить время срабатывания системы регулировки подачи топлива и в целом снизить вероятность появления аварийных ситуаций в ГТД.

В рассмотренном выше алгоритме все контрольные операции газодинамического тракта ГТД сводятся к параллельно-последовательному использованию пяти типов дискретных операторов, представляющих собой функции двоичных переменных, основные характеристики которых приведены в таблице.

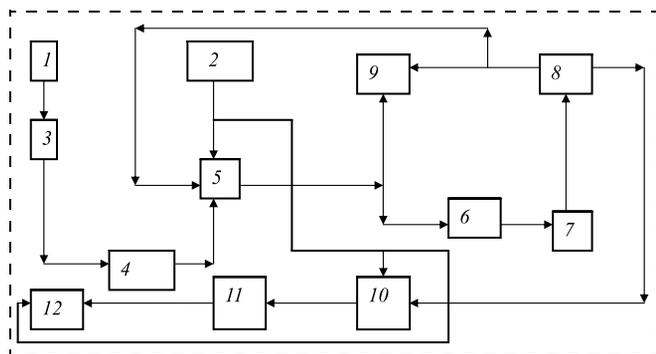
Оператор $P(I_z, I_s)$ формирования звуковых и световых сигналов оповещения о появлении признаков помпажа и оператор $Y(\Delta G_T)$ формирования команды на уменьшение подачи топлива реализуются практически одновременно. Их реализация осуществляется в следующей последовательности. Сравняется положительное по знаку текущее значение скорости изменения температуры газов за

турбиной $\left(\frac{dT_4}{dt}\right)$ с предельно допустимым ее значением $\left(\frac{dT_4}{dt}\right)_{\max_доп}$ и при $\left(\frac{dT_4}{dt}\right) \geq \left(\frac{dT_4}{dt}\right)_{\max_доп}$ определяется знак приращения частоты вращения турбины $\text{sign}\left(\frac{dn}{dt}\right)$. При $\text{sign}\left(\frac{dn}{dt}\right) = -1$ операторы $P(I_z, I_s)$ и $Y(\Delta G_T)$ принимают значения "1", в соответствии с чем уменьшается подача топлива и формируются команды I_z и I_s включения звуковой и световой сигнализации появления признаков помпажного режима.

Если помпажный режим прекращается лишь после полной отсечки топлива ($G_T = 0$) и двигатель выключается, то реализуется оператор $F(n)$, который при уменьшении частоты вращения n ниже $n_{МГ}$ принимает значение "1". В соответствии с этим формируется команда на запуск ГТД. Операторы $\pi(G_T)$ и $\pi(n)$ являются вспомогательными, обеспечивающими запуск схемы реализации оператора $F(n)$.

Контроль газодинамического тракта ГТД по описанному алгоритму технически наиболее просто может быть реализован посредством автономного устройства, блок-схема которого применительно к авиационному двигателю приведена на рисунке.

В процессе работы авиадвигателя блок 3 осуществляет дифференцирование сигнала, снимаемого с выхода датчика I , и формирование сигнала, пропорционального первой производной от входного. Он реагирует на увеличение входного сигнала, что, например, при выполнении данного блока на базе дифференцирующего усилителя постоянного тока



Блок-схема бортового противопомпажного электронного устройства авиационного газотурбинного двигателя:

1 — датчик температуры газов за турбиной; 2 — датчик частоты вращения турбины (для одновалных ГТД) или частоты вращения ротора низкого давления (для двухконтурных ГТД); 3 — дифференцирующий блок; 4 — пороговое устройство; 5 — блок определения знака приращения частоты вращения; 6 — электронный блок управления исполнительного механизма регулятора подачи топлива; 7 — регулятор подачи топлива; 8 — датчик перемещения регулирующего элемента, например, рычага управления двигателем или наклонной шайбы топливного насоса-регулятора; 9 — сигнализатор появления признаков помпажа ГТД; 10 — клапан; 11 — пороговый элемент; 12 — система авиадвигателя "Запуск в воздухе"

достигается за счет соответствующего выбора рабочей точки входного каскада.

При поступлении сигнала от блока 3 устройство 4 обеспечивает проверку условия

$$\left(\frac{dT_4}{dt}\right) \geq \left(\frac{dT_4}{dt}\right)_{\max_доп}$$

При выполнении указанного условия на выходе порогового устройства 4 появляется импульсный сигнал. При этом если имеет место тенденция уменьшения значений n (о чем свидетельствует отрицательный знак приращения частоты вращения, т. е. выполнение условия $\text{sign} \Delta n = -1$), то блок 5 по данному сигналу устройства 4 на основе анализа приращений частоты вращения Δn за малые дискретные промежутки времени, определяемые выражением $\Delta t = \frac{1}{2f}$, где f — максимальное значение изменения частоты вращения, формирует сигнал, по которому проводится включение сигнализатора 9, обеспечивающего срабатывание элементов звуковой и световой сигнализаций появления помпажа.

Одновременно с этим появившийся на выходе блока 5 сигнал поступает на вход блока 6, по которому в последнем формируется сигнал управления электромагнитным исполнительным механизмом регулятора 7 подачи топлива. Под воздействием данного сигнала выполняется перемещение рабочего органа исполнительного механизма в сторону уменьшения подачи топлива, что вызывает, в свою очередь, срабатывание датчика 8 и появление на его выходе сигналов, по которым осуществляется выключение звуковой и световой сигнализаций и прекращается анализ приращений Δn в блоке 5.

В случае если температура газов за турбиной продолжает возрастать, то при $\frac{dn}{dt} < 0$ и $\left(\frac{dT_4}{dt}\right) \geq \left(\frac{dT_4}{dt}\right)_{\max_доп}$ описанный цикл операций повторится, причем повторные циклы прекратятся лишь после устранения признаков помпажа.

Если в процессе повторения указанных циклов регулятор подачи топлива 7 окажется в положении, соответствующем полной отсечке топлива, т. е. в положении, при котором происходит выключение двигателя, датчик 8 сформирует сигнал на открытие клапана 10. Через последний выход датчика 2 будет подключен к пороговому элементу 11, порог срабатывания которого установлен на значение $n = n_{\text{мг}} - (\Delta n)_{\text{доп}}$. Пороговый элемент 11 при $n \leq n_{\text{мг}} - (\Delta n)_{\text{доп}}$ сформирует импульсный сигнал, по которому будет включена система 12 авиадвигателя "Запуск в воздухе", обеспечивающая подачу пускового топлива, кислорода и электрозажигание. При $n = n_{\text{мг}}$ система 12 выключается.

Описанный метод автоматической защиты ГТД от помпажных срывов рационально использовать как при их стендовых испытаниях, так и непосредственно при эксплуатации ГТД на летательных аппаратах, судах и других транспортных средствах. В первом случае алгоритм выявления признаков помпажа может быть реализован посредством ЦВМ, входящей в состав системы стендовых испытаний, а во втором — посредством бортового малогабаритного электронного противопомпажного устройства, аналогичного тому, блок-схема которого была описана выше.

Список литературы

1. Шибанов Г. П., Адгамов Р. И., Дмитриев С. В., Кожевников Ю. В. Автоматизация испытаний и контроля авиационных ГТД / Под ред. Шибанова Г. П. М.: Машиностроение, 1977. 280 с.
2. Шибанов Г. П. Количественная оценка деятельности человека в системах "человек—техника". М.: Машиностроение, 1983. 263 с.
3. Болтянский В. Г. Математические методы оптимального управления. М.: Наука, 1969. 408 с.
4. Дунаев В. И. Квазиоптимальные по быстродействию системы автоматического регулирования. М.: Энергия, 1970. 64 с.
5. Коул Дж. Методы возмущений в прикладной математике. М.: Мир, 1972. 276 с.
6. Кузнецов В. И., Шпаковский Д. Д. Оценочный расчет КПД основных узлов газотурбинного двигателя // Полет. 2015. № 10. С. 8—14.
7. Кулагин В. В. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок. М.: Машиностроение, 2003. 616 с.
8. Кучкин В. Н. Энергетические характеристики насосной системы в режиме кавитационных автоколебаний // Полет. 2015. № 8—9. С. 24—30.
9. Павлов А. А. Синтез релейных систем, оптимальных по быстродействию. М.: Наука, 1966. 392 с.
10. Петров В. И., Чебаевский В. Ф. Кавитация в высокооборотных лопастных насосах. М.: Машиностроение, 1982. 191 с.
11. Фаворский Е. К. Инженерный подход к реализации систем, оптимальных по быстродействию // Полет. 2015. № 7. С. 53—60.

Process of Automation the Protect Gas-Turbine Engine from the Surge

G. P. Shibanov, gpshibanov@mail.ru✉

Government Test-flight Center named after V. P. Chkalov, Akhtubinsk, Russian Federation

Corresponding author: **Shibanov Georgy P.**, D. Sc., Professor, Leading Science Worker, Government Test-flight Center named after V. P. Chkalov, Akhtubinsk, Russian Federation, e-mail: gpshibanov@mail.ru

Received on March 12, 2016

Accepted on March 24, 2016

Analysis one for possible ways of automation protection of gas-turbine engine from surge that derives all or most of its thrust by reaction to its ejection of combustion products (or heated air) in a jet and that obtains oxygen from the atmosphere for the combustion of its fuel. Parameters of control and operate — quantitative and qualitative change of frequency rotors turn and of gas temperature over the turbine. Analysis of the parameters examination with calculation signs of changes this parameters. Examine algorithm of indications signs surge of gas-turbine engine, reduce the speed feeding of oil fuel, automation start the gas-turbine engine. Algorithm of protect from surge suitable used for two type jet engine: 1) in the jet engine a part of the air bypassed and exhausted to atmosphere after the first (two) stages of LP compressor. About half of the thrust is produced by the fan exhaust; 2) a jet engine incorporating a turbine-driven air compressor to take in and compress the air for the combustion of fuel, the gases of combustion being used both to rotate the turbine and to create a thrust-producing jet.

Keywords: automation, algorithm, gas-turbine engine, engine surge

For citation:

Shibanov G. P. Process of Automation the Protect Gas-Turbine Engine from the Surge, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2016, vol. 17, no. 9, pp. 644–647.

DOI: 10.17587/mau.17.644-647

References

1. **Shibanov G. P., Adgamov R. I., Dmitriev S. V., Kojevnikov U. V.** *Avtomatizatsiya ispytaniy i kontrolya aviatsionnykh GTD* (Automation of test and control of aircraft gas-turbine engine), Moscow, Mashinostroenie, 1977, 280 p. (in Russian).
2. **Shibanov G. P.** *Kolichestvennaya otsenka deyatel'nosti cheloveka v sistemakh "chelovek-tehnika"* (Qualitative estimation of men activity at systems "men — technic"), Moscow, Mashinostroenie, 1983, 263 p. (in Russian).
3. **Boltyanskii V. G.** *Matematicheskie metody optimal'nogo upravleniya* (Mathematical methods of optimal control), Moscow, Nauka, 1969, 408 p. (in Russian).
4. **Dunaev V. I.** *Kvazioptimal'nye po bystrodeistviyu sistemy avtomaticheskogo regulirovaniya* (Quasioptimal on speed automatic control system), Moscow, Energiya, 1970, 64 p. (in Russian).

5. **Koul Dzh.** *Metody vozmushcheniy v prikladnoi matematike* (Perturbation methods in applied mathematics), Moscow, Mir, 1972, 276 p. (in Russian).

6. **Kuznetsov V. I., Shpakovskii D. D.** *Otsenochnyi raschet KPD osnovnykh uzlov gazoturbinnogo dvigatelya* (Estimated calculation of the efficiency of the basic units of the gas turbine engine), *Polet*, 2015, no. 10, pp. 8–14 (in Russian).

7. **Kulagin V. V.** *Teoriya, raschet i proektirovanie aviatsionnykh dvigatelei i energeticheskikh ustanovok* (Theory, calculation and design of aircraft engines and power plants), Moscow, Mashinostroenie, 2003, 616 p. (in Russian).

8. **Kuchkin V. N.** *Energeticheskie kharakteristiki nasosnoi sistemy v rezhime kavitatsionnykh avtokolebaniy* (Energy characteristics of the pump system in the mode of oscillation of cavitation), *Polet*, 2015, no. 8–9, pp. 24–30 (in Russian).

9. **Pavlov A. A.** *Sintez releinykh sistem, optimal'nykh po bystrodeistviyu* (Synthesis of relay systems, time optimal), Moscow, Nauka, 1966, 392 p. (in Russian).

10. **Petrov V. I., Chebaevskii V. F.** *Kavitatsiya v vysokooborotnykh lopastnykh nasosakh* (Cavitation in the high-speed centrifugal pumps), Moscow, Mashinostroenie, 1982, 191 p. (in Russian).

11. **Favorskii E. K.** *Inzhenernyi podkhod k realizatsii sistem, optimal'nykh po bystrodeistviyu* (Engineering approach to the implementation of systems, time optimal), *Polet*, 2015, № 7, pp. 53–60 (in Russian).