

## АВІАЦІЙНІ ДВИГУНИ

ББК 0551.41-048-011.4  
УДК 629.735.036.001

Н.С. Кулик, Б.М. Моисеев, В.В. Панин, В.В. Ратынский

### ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССА ЗАПУСКА ОДНОВАЛЬНОГО ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ

*Приведены результаты экспериментальных исследований влияния различных видов неисправностей основных узлов турбореактивного двигателя РУ19А-300 на параметры рабочего процесса во время запуска. Показано, что при изменении технического состояния проточной части газотурбинного двигателя на одинаковых частотах вращения ротора при запуске наблюдается существенный разброс значений динамических параметров, что усложняет процесс распознавания "образов" неисправностей на данном переходном режиме.*

Процесс запуска в соответствии с программой подвода мощности от пускового устройства и законом подачи топлива в камеру сгорания можно разбить на следующие этапы:

раскрутка ротора турбокомпрессора пусковым устройством до начала подачи топлива и его воспламенения;

раскрутка ротора пусковым устройством и турбиной на участке работы автомата запуска;

раскрутка ротора только турбиной двигателя при вступлении в работу регулятора частоты вращения с выходом двигателя на режим малого газа.

Основным требованием, предъявляемым к процессу запуска, является минимизация времени запуска. Лимитирующими факторами в этом процессе являются максимальные значения температуры газа перед турбиной, запасы газодинамической устойчивости компрессора и величина ускорения ротора турбокомпрессора. Значения этих параметров в процессе запуска определяются мощностью пускового устройства, законами дозирования топлива, возможностью изменения геометрии проточной части двигателя и зависят от его технического состояния.

На рис.1 показано изменение параметров рабочего процесса одновального турбореактивного двигателя РУ19А-300 во время запуска для различных видов неисправностей основных узлов.

Двигатель РУ19А-300 оборудован лентой перепуска воздуха из компрессора, а топливная система имеет два топливных коллектора (основной и дополнительный).

Рассмотрим особенности запуска двигателя с двумя топливными коллекторами. После раскрутки ротора турбокомпрессора до определенной частоты вращения начинается подача топлива автоматом запуска в камеру сгорания (рис. 1,а,б) по законам

$$p_T = p_{T0} + k_{a.з} (p'_k - p_H); \quad (1)$$

$$G_{T.аз} = k_{a.з} \sqrt{p_T - p_k^*}; \quad (2)$$

где  $p_T$  - давление топлива перед форсунками основного коллектора;  $p_{T0} = f(p)$  - начальное давление топлива перед форсунками, корректируемое по атмосферному давлению;  $p_H$ ;  $k_{a.з}$  - коэффициент расхода топлива автомата запуска;  $p'_k = f(p^*_k, p_H / p^*_k)$  - редуцированное давление воздуха за компрессором;  $p_k$  - полное давление воздуха за компрессором;  $G_{T.аз}$  - расход топлива после автомата запуска;  $p_T$  - давление топлива перед форсунками основного коллектора.

Воспламенение топлива в камере сгорания приводит к первоначальному скачку температуры газа  $T_T^*$  (рис.1, в). Дальнейший характер ее изменения зависит от расхода

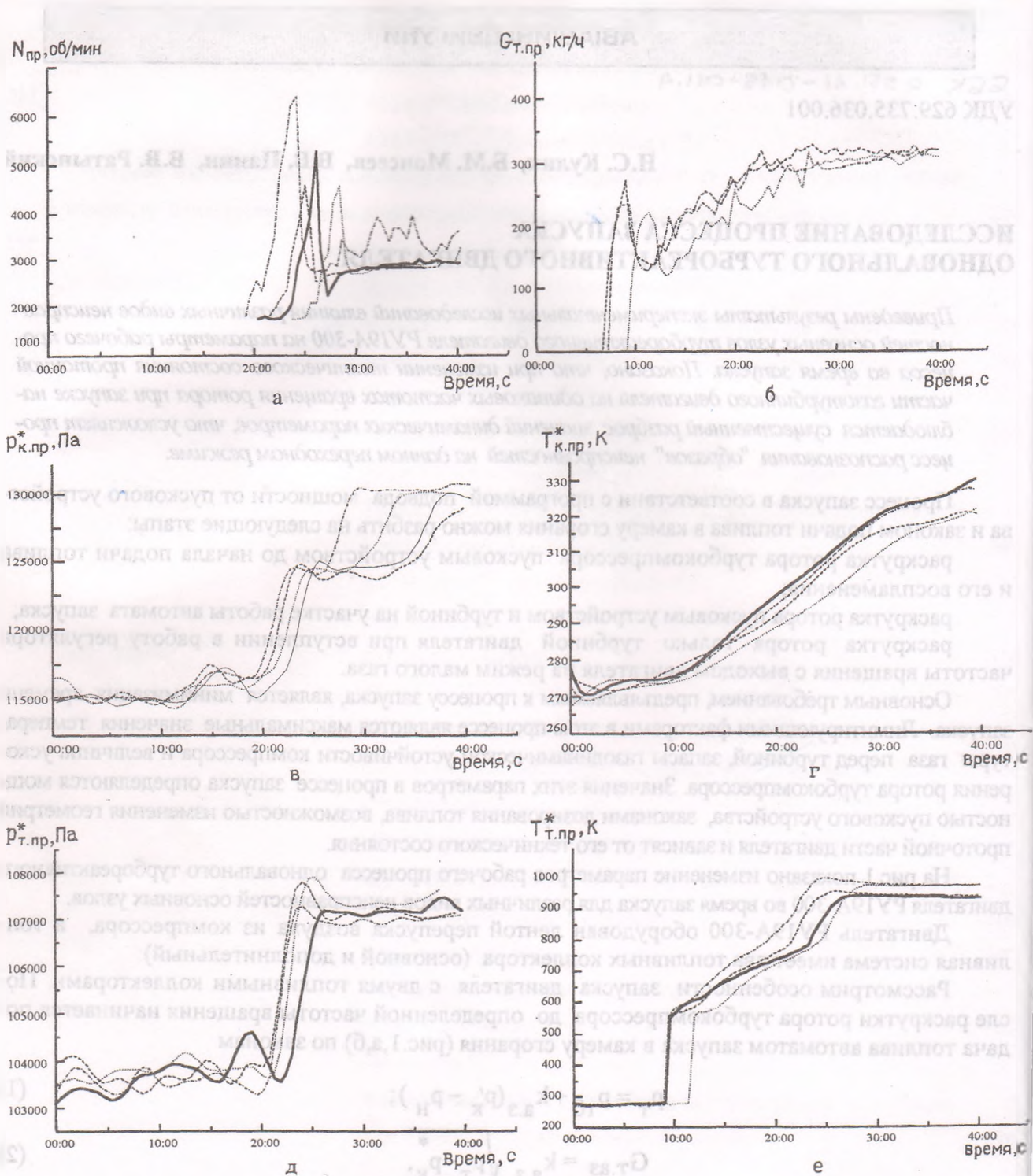


Рис. 1. Изменение параметров рабочего процесса одновального турбореактивного двигателя при запуске:

а - приведенная частота вращения  $N_{пр}$ ; б - расход топлива  $G_{т.пр}$ ; в - приведенное давление за компрессором  $p_{к.пр}^*$ ; г - приведенная температура за компрессором  $T_{к.пр}^*$ ; д - приведенное давление за турбиной  $p_{т.пр}^*$ ; е - приведенная температура за турбиной  $T_{т.пр}^*$ ;

— исходное состояние; ..... замена 1-й ступени компрессора;  
 -.-.- шероховатость лопаток компрессора; -.-.- шероховатость лопаток турбины

топлива, определяемого коэффициентом  $k_{a.з}$ . На этом этапе запуска наблюдаются наибольшие уровни температур газа, снижения запасов газодинамической устойчивости компрессора  $\Delta K_y$ . Момент подключения дополнительного коллектора характеризуется точкой перелома линии запуска по данному параметру.

Подача топлива автоматом приемистости подчиняется закону

$$G_{T.ап} = f(k_{ап}, n_k, p_k^*, T_{вх}^*),$$

где  $k_{ап}$  - коэффициент автомата приемистости;  $n_k$  - обороты ротора компрессора;  $T_{вх}^*$  - полная температура на входе в двигатель.

При достижении расходом топлива  $G_T$  значения, соответствующего подключению дополнительного коллектора, происходит заполнение его топливом, после чего наблюдается скачкообразное возрастание расхода топлива  $G_T$ , и дальнейшая дозировка топлива осуществляется автоматом запуска. При дозировании топлива автоматом приемистости происходит интенсивное возрастание степени повышения давления  $p_k$  и расхода воздуха  $G_B$ .

В связи с тем, что значения параметров двигателя и характер их изменения в процессе запуска зависят не только от расхода топлива, но и от расхода воздуха, на пусковые свойства газотурбинного двигателя влияют способы регулирования компрессора. В частности, закрытие ленты перепуска воздуха приводит к значительному изменению характеристик компрессора: увеличиваются значения КПД, а характеристики сдвигаются в сторону увеличения расхода воздуха и степени повышения давления  $\pi_k^*$ . Поэтому при закрытии перепуска в процессе запуска увеличивается давление воздуха за компрессором, что приводит к увеличению расхода топлива, дозируемого пропорционально расходу воздуха (по комплексу внутридвигательных параметров). Увеличение расхода топлива вызывает более раннее снижение запаса газодинамической устойчивости компрессора  $\Delta K_y$ .

Температура газа снижается за счет увеличения расхода воздуха  $G_B$ , а продолжительность запуска изменяется мало [1; 2].

Процесс запуска турбореактивного двигателя в значительной мере определяется характеристиками узлов газогенератора: турбины и компрессора. Возникающие в процессе эксплуатации коррозия, износ лопаток компрессоров и турбин, изменение радиальных зазоров приводят к заметному снижению КПД этих узлов, что, в свою очередь, вызывает изменение пусковых свойств двигателя.

Для оценки влияния КПД компрессора и турбины на процесс запуска рассмотрим уравнение нестационарного движения вала турбокомпрессора с учетом мощности пускового устройства:

$$\frac{dn}{dt} = \frac{900}{\pi^2 J_p n} \left[ C_{pT} T_r^* \left( 1 - \pi_T^{\frac{1-K_T}{K_T}} \right) \eta_T^* (1 + g_T) + \frac{N_{ПУ}}{G_B - C_{pB} T_{BХ}^* (\pi_K^{\frac{K-1}{K}} - 1) \left( \frac{1}{\eta_K^*} \right)} \right],$$

где  $J_p$  - массовый полярный момент инерции ротора;  $n$  - частота вращения ротора;  $C_{pT}$ ,  $C_{pB}$  - теплоемкости газа и воздуха соответственно;  $T_r^*$  - температура газа;  $\pi_T$  - степень понижения давления в турбине;  $\eta_T^*$ ,  $\eta_K^*$  - КПД турбины и компрессора соответственно;  $g_T$  - от-

носительный расход топлива;  $N_{пу}$  - мощность пускового устройства;  $\pi_k^*$  - степень повышения давления в компрессоре.

Мощность турбины и пускового устройства затрачивается на совершение работы сжатия в компрессоре и создание ускорения ротора.

Уменьшение КПД компрессора приводит к увеличению потребной мощности, подводимой к компрессору при данном значении частота вращения ротора  $n$ . Поэтому при одинаковых частотах вращения ротора необходимо обеспечить увеличение мощности, развиваемой турбиной за счет увеличения температуры  $T_g^*$  ( $T_t^*$ ). В результате происходит уменьшение расхода газа через турбину  $G_T$ , так как  $G_T \sqrt{T_t^*/p_t^*} = \text{const}$  ( $p_t^*$  - давление газа перед турбиной), и степени понижения давления  $\pi_t^*$ , в соответствии с характеристикой турбины, а давление за турбиной  $p_t^*$  возрастает. Следовательно, несмотря на рост температуры  $T_g^*$  при уменьшении КПД компрессора мощность турбины снижается вследствие уменьшения параметров расхода газа  $G_T$  и степени понижения давления  $\pi_t^*$ , а время запуска увеличивается.

Характер изменения параметров воздуха на выходе из компрессора (рис. 1в,г) можно объяснить тем, что при ухудшении его технического состояния происходит смещение рабочей точки на характеристике компрессора влево из-за уменьшения расхода газа  $G_T$  и увеличения температуры  $T_g^*$ . При этом давление  $p_k^*$  возрастает, а температура заторможенного потока воздуха  $T_k^*$  зависит от взаимного влияния на КПД компрессора степени изменения технического состояния и смещения рабочей точки. Для турбореактивного двигателя РУ19А-300 параметр  $T_k^*$  при ухудшении проточной части компрессора уменьшается в процессе запуска.

Уменьшение КПД турбины  $\eta_t^*$  приводит к падению ее мощности, что вызывает снижение ускорения ротора. Частичная компенсация потери мощности турбины осуществляется за счет еще более значительного роста температуры  $T_g^*$  (по сравнению с ухудшением технического состояния компрессора) и соответствующего изменения остальных газодинамических параметров турбореактивного двигателя. Увеличение времени запуска при уменьшении КПД турбины  $\eta_t^*$  более значительное, чем при уменьшении КПД компрессора  $\eta_k^*$ .

В соответствии с формулами (1), (2) характер изменения подачи топлива зависит от давления за компрессором  $p_k^*$ . В момент начала вступления в работу основного топливного коллектора при заданных значениях давления  $p_n$  и коэффициента расхода топлива  $k_{а.з}$  автомата запуска в зависимости от давления за компрессором  $p_k^*$  наблюдается различие частоты вращения турбокомпрессора и амплитуды изменения частот вращения на втором этапе запуска (рис. 1а,б). Поэтому оценку состояния газотурбинных двигателей по термогазодинамическим параметрам необходимо осуществлять методом спектрального анализа, широко применяющимся в технической диагностике [3; 4].

Анализ результатов экспериментальных исследований влияния неисправностей проточной части двигателя на комплекс параметров  $G_T/p_k^*$  в процессе запуска (рис. 2,а) показал, что при ухудшении технического состояния основных узлов линия запуска смещается в сторону больших значений  $G_T/p_k^*$ . Но при этом имеется существенный разброс значений комплекса  $G_T/p_k^*$ , связанный с погрешностями измерения расхода топлива  $G_T$ .

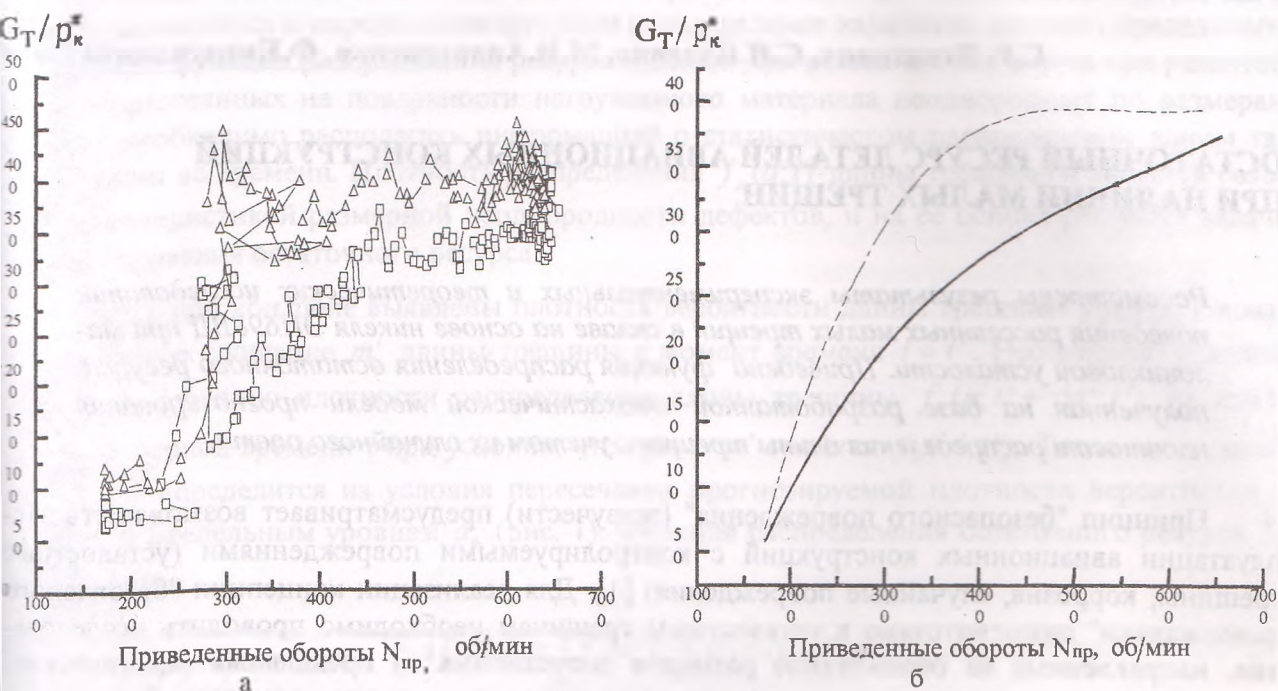


Рис.2. Траектория запуска турбореактивного двигателя при изменении технического состояния его узлов:

а - экспериментальные: —□— исходное состояние;  
 —△— уменьшение площади сопла; б - аппроксимированные:  
 ——— исходное состояние; - - - - уменьшение площади сопла

Аппроксимация линии запуска (рис.2,б) свидетельствует об изменении коэффициентов полинома при изменении технического состояния двигателя, т.е. наблюдается различие в отклонении  $G_T/p_k^*$  при изменении технического состояния проточной части на одинаковых частотах вращения ротора. Этот факт также усложняет процесс распознавания "образов" неисправностей по изменению комплекса параметров  $G_T/p_k^*$  на данном переходном процессе.

### Список литературы

1. Дмитриев С.А. Диагностирование проточной части газотурбинных двигателей на переходных режимах работы.- К.:КМУГА, 1996.-120 с.
2. Добрянский Г.В., Мартянова Т.С. Динамика авиационных ГТД. -М.: Машиностроение, 1989.-240 с.
3. Ахмедзянов А.М., Дубравский Н.Г., Тунаков А.П. Диагностика состояния ВРД по термогазодинамическим параметрам.-М.:Машиностроение,1983.-206с.
4. Сиротин Н.Н., Коровкин Ю.М. Техническая диагностика авиационных газотурбинных двигателей.-М.:Машиностроение,1979.-272с.

Стаття надійшла до редакції 30 грудня 1999 року.