

МОДЕЛИРОВАНИЕ ВЫСОТНОГО ЗАПУСКА ГТД

Идельсон А.М.
ОАО "СКБМ", г. Самара

Из неустановившихся режимов работы ГТД (запуск, приемистость, сброс газа, переход с режима на режим) одним из наиболее ответственных является запуск двигателя в полете, поскольку от него зависит эксплуатационная безопасность. При экспериментальной отработке запуска в полете и, в частности, при выборе закона регулирования подачи топлива, необходимо обеспечить: отсутствие зависания роторов, выполнение заданного времени запуска, отсутствие перегрева элементов турбины, надежное воспламенение и устойчивую работу камеры сгорания, достаточный запас газодинамической устойчивости компрессора.

Представим обобщенную характеристику ГТД на неустановившемся режиме при допущении о квазистационарности термогазодинамических процессов и неизменности геометрии элементов двигателя:

$$\frac{\Delta N_{\text{пр}}^* \Delta M_{\text{пр}}^* P_{\text{пр}}^* G_{\text{впр}}^* T_{i \text{ пр}}^* P_{i \text{ пр}}^* \eta_i (\partial n / \partial t)_i / P_{\text{в}}^*}{t \cdot P_{\text{в}}^* / T_{\text{в}}^{*0,5}} = f(M_{\text{п}}, n_{\text{пр}}, G_{\text{тпр}}, Re_i, \varphi). \quad (1)$$

Здесь ΔN и ΔM - избыточные мощность и момент на роторе, P - тяга, $G_{\text{в}}$ - расход воздуха, T_i^* и P_i^* - заторможенные температура и давление в любом сечении проточной части, η - КПД i -го элемента двигателя, t - время, n - частота вращения, $M_{\text{п}}$ - число M полета, $G_{\text{т}}$ - расход топлива, Re - число Рейнольдса, φ - положение какого-либо регулируемого элемента (например, площади критического сечения реактивного сопла F_c), $P_{\text{в}}^*$ и $T_{\text{в}}^*$ - заторможенные температура и давление воздуха на входе в двигатель, нижний индекс пр означает приведение параметра к стандартным условиям на входе в двигатель.

В стендовых условиях невозможно исследовать влияние одного из основных аргументов в зависимости (1) - $M_{\text{п}}$. Для этого необходимо проведение испытания на самолете или в термобарокамере, что существенно повышает длительность и стоимость экспериментальной доводки. Для решения задачи моделирования запуска в полете в наземных стендовых условиях оказывается удобным заменить в (1) влияние параметра $M_{\text{п}}$ (при $F_c = \text{const}$) на параметр воздействия F_c (при $M_{\text{п}}=0$). Это обуславливается тем, что влияние площади сопла на закономерности раскрутки роторов при запуске аналогично влиянию $M_{\text{п}}$, т.к. в обоих случаях она сводится к изменению степени понижения давления в турбине π_t в уравнении, описывающем динамику раскрутки. Изменения F_c можно добиться или с помощью технологических сопел или регулированием (если реактивное сопло с регулированием площади).

Для схемы ТРДД см, например, при нахождении количественного

эквивалента между параметрами M_n и F_c удобно использовать параметр - степень повышения давления в вентиляторе $\pi_{вн}^*$. Зависимость $\pi_{вн}^* = f(n_{ипр}^*, G_{тпр}, M_n)$ при $F_c = \text{const}$ заменяется на идентичную ей зависимость $\pi_{вн}^* = f(n_{ипр}^*, G_{тпр}, F_c)$. Для конкретного двигателя, исходя из равенства $\pi_{вн}^*$, можно для каждого значения M_n подобрать моделирующее его влияние на процесс запуска значение F_c . Далее испытывают двигатель на стенде, производя запуски при различных законах подачи топлива и ведут обработку результатов испытания в обобщенных комплексах параметров по (1).

Поскольку при запуске в полете имеется область (например, на режимах авторотации), где $\pi_{вн}^* < 1$, что невозможно воспроизвести на стенде путем увеличения F_c , необходимо проведение эксперимента в широком диапазоне изменения F_c с целью надежной экстраполяции результатов измерения в область $\pi_{вн}^* < 1$.

Анализ теплового состояния охлаждаемых элементов турбины следует вести, применяя метод моделирования, изложенный в [1]. Для исследования характеристик камеры сгорания может быть использован метод моделирования, приведенный в [2].

На рис.1 приведены результаты моделирования на стенде динамики процесса запуска в полете для двухвального ТРДДсм в сравнении с результатами летных испытаний. Как видно из рис. 1, метод замены параметра воздействия M_n на F_c имеет достаточную достоверность.

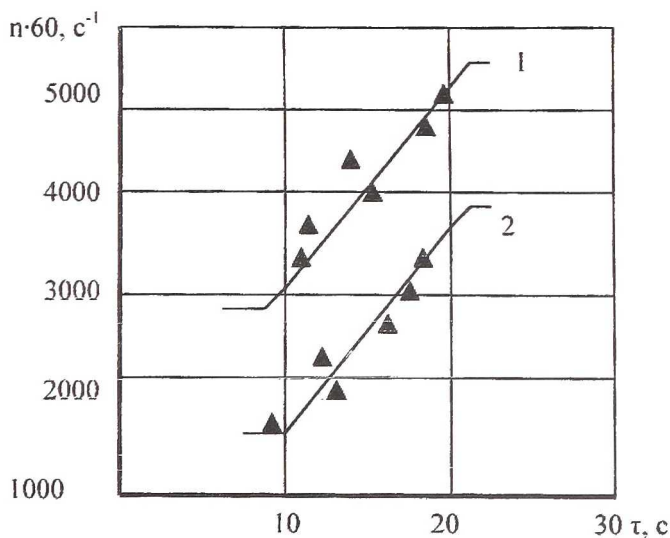


Рис. 1. Запуски в полете:

$H=10$ км, $M_n = 0,77$, $T_v^* = 240K$ 1- $n_{ВД}$, 2- $n_{ИД}$

▲ - моделирование на стенде; — - самолет, авторотация 30 с

На рис.2 показано, как результаты моделирования использованы для оптимизации закона подачи топлива при запуске в полете для того же двигателя. Все характеристики были получены путем обработки экспериментальных данных в обобщенных координатах [1] и дальнейшего пересчета их на различные сочетания условий полета: H , T_v^* , M_n (F_c).

$G_{Tпр}$, кг/ч

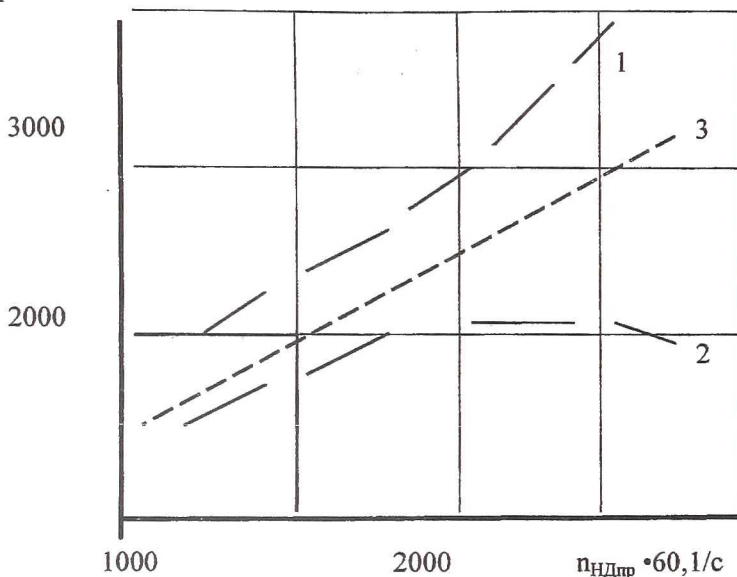


Рис. 2. Выбор закона подачи топлива: $H = 10$ км; $M_n = 0,77$; 1 - граница устойчивой работы КВД; 2 - граница "бедного" срыва камеры сгорания; 3 - закон подачи топлива

Метод позволил провести предварительную стендовую оптимизацию закона подачи топлива с окончательной проверкой на самолете. При этом не только существенно облегчается процесс оптимизации, но и повышается его надежность, благодаря моделированию крайних сочетаний условий эксплуатации.

Список литературы

1. Идельсон А.М., Ильин В.М. Обобщенное уравнение теплового состояния охлаждаемой лопатки.// Рабочие процессы в охлаждаемых турбомашинах и энергетических установках. Казань, КАИ, 1992 г. - С. 48-51
2. Идельсон А.М. Моделирование поля температур газа перед турбиной. //Охлаждаемые турбомшины и энергетические установки. - Казань, КАИ, 1994 - С.75-78.