

## ВЛИЯНИЕ СКОРОСТНОГО НАПОРА НА СТЕПЕНЬ ПОВЫШЕНИЯ ПОЛНОГО ДАВЛЕНИЯ В КОМПРЕССОРЕ

© 2006 В.И.Кузнецов

Омский государственный технический университет

Показано, что на всех режимах работы двигателя энергия к компрессору подводится не только от турбины, но и от набегающего потока воздуха. Произведение  $\pi_v \pi_k^*$  остается таким же, как и при подводе энергии к компрессору только от турбины. Энергия воздуха за компрессором возрастает на ту же величину, на которую падает энергия набегающего потока. На постоянной частоте вращения турбокомпрессора  $\pi_k^*$  растет, что приводит к снижению запасов устойчивости работы компрессора.

В работах [1,2,3] доказано, что на режиме авторотации к компрессору энергия подводится не только от турбины компрессора, но и от набегающего потока воздуха. Правомерно предположить, что и на рабочих режимах двигателя энергия к компрессору будет подводиться от турбины и набегающего потока воздуха. Полное давление воздуха за компрессором, вероятно, будет оставаться таким же, как и при расчете без учета энергии набегающего потока. Это происходит потому, что повышение полного давления за компрессором за счет энергии набегающего потока будет равно понижению полного давления за компрессором за счет падения полного давления набегающего потока. Однако, степень повышения полного давления воздуха в компрессоре ( $\pi_k^*$ ) вырастет. Это приведет к смещению линии рабочих режимов в сторону уменьшения запасов устойчивой работы компрессора в составе двигателя.

Исследованию данного вопроса и посвящена эта работа. В качестве примера рассмотрен турбореактивный двигатель (ТРД) с неизменными проходными сечениями.

Основные уравнения, описывающие работу ТРД состоят из уравнений баланса массы (неразрывности потока), уравнения баланса мощностей, уравнений баланса давлений и уравнений баланса энергий по газоздушному тракту.

Уравнения баланса массы (неразрывности потока) не претерпевают изменений, поэтому здесь не рассматриваются.

### Уравнение баланса мощностей.

Поскольку сделано предположение, что на рабочих режимах энергия к компрессору подводится от турбины компрессора и набегающего потока воздуха, следовательно уравнение баланса мощностей будет иметь вид

$$N_K = N_T \eta_m + X N_V \quad (1)$$

где  $N_K$  – мощность, потребляемая компрессором;

$N_T$  – мощность, подводимая к компрессору от турбины компрессора;

$N_V$  – энергия набегающего потока воздуха;

$X$  – доля энергии набегающего потока воздуха, идущей на привод компрессора ( $0 < X < 1$ );

$\eta_m$  – механический к. п. д.

Если принять, что нет отборов воздуха на нужды самолета и двигателя, то уравнение (1) можно представить в виде

$$G_B L_K = G_T L_T \eta_m + X G_B L_V$$

Откуда

$$L_T = \frac{L_K - X L_V}{v_T \eta_m} \quad (2)$$

где  $L$  – удельная работа;

$v_T = 1 + q_T$  – коэффициент изменения массы.

Из уравнения баланса энергии (1) и (2) следует, что потребная работа турбины определяется работой компрессора, энергией набегающего потока воздуха, механическим

к.п.д. и коэффициентом изменения массы, увеличиваясь при уменьшении  $\eta_m$  и  $V_T$ .

Уравнение баланса энергий по газозвоздушному тракту. Даже для одновального ТРД с неизменной геометрией проточной части число неизвестных на одно больше, чем число уравнений [4,5,6]. Следовательно, система уравнений без дополнительных условий не имеет решения. Эти условия, замыкающие систему уравнений, описывающих работу ТРД, называют законом управления, который представляется как закон и программа регулирования двигателя [4,5,6]. Исследование известной системы уравнений, описывающих работу ГТД, привело к выводу, что нет связи между полезной и затраченной энергией двигателя в целом. Таким образом, если записать связь между полезной и затраченной работой двигателя в целом, то получится

$$L_{затр.} = L_{пол} + L_R \quad (3)$$

где  $L_{затр.}$  – удельная работа, затраченная на обеспечение работы ГТД;

$L_{пол}$  – полезная удельная работа, которую совершает ГТД;

$L_R$  – удельная работа, которая учитывает затраты на преодоление гидравлических

сопротивлений по газозвоздушному тракту и подогрев выхлопных газов.

Для ТРД к затраченной работе необходимо отнести удельные работы набегающего потока воздуха ( $L_V$ ), турбины ( $L_T$ ), стартера ( $L_{ст}$ ) и топлива ( $Q_T$  или  $q_T H_{и}$ ).

К полезной удельной работе относятся удельная работа компрессора ( $L_K$ ) и удельная работа, идущая на создание реактивной тяги ( $L_{рс}$ ).

С учетом вышеизложенного уравнения баланса энергий по газозвоздушному тракту (3) для ТРД можно представить в виде

$$L_V + L_{ст} + L_T \eta_m + q_T H_{и} = L_K + L_{рс} + L_{RS} + C_p (T_c - T_n) \quad (4)$$

где  $L_V = C_p T_n (\pi_v^{*\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1)$  – удельная работа набегающего потока воздуха,  
 $L_{ст}$  – удельная работа стартера;

$$L_T = C_p T_k^* \left(1 - \frac{1}{\pi_T^{*\frac{\kappa-1}{\kappa}}}\right) \eta_T^* \quad \text{– удельная работа}$$

турбины;

$q_T H_{и}$  – удельная энергия топлива;

$$L_K = C_p T_B^* (\pi_k^{*\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1) \frac{1}{\eta_k} \quad \text{– удельная работа,}$$

потребляемая компрессором;

$$L_{рс} = C_p T_T^* \left(1 - \frac{1}{\pi_c^{*\frac{\kappa-1}{\kappa}}}\right) \quad \text{– удельная энергия}$$

газа, создающая реактивную тягу;

$L_{RS} = L_{рс} (1 - \sigma_\Sigma)$  – удельная работа, затрачиваемая на преодоление гидравлических сопротивлений по газозвоздушному тракту;

$C_p (T_c - T_n)$  – удельные потери теплоты, вызванные разностью температуры выхлопных газов и окружающей среды.

Если удельную работу турбины представить в классическом виде [4,5,6]:

$$L_T = C_{pr} T_T^* \left(1 - \frac{1}{\pi_T^{*\frac{\kappa-1}{\kappa}}}\right) \eta_T^* \quad (5)$$

то в уравнении (4) величину  $q_T H_{и}$  необходимо заменить на величину  $Z q_T H_{и}$ , в которой составляющая  $Z$  – это доля энергии топлива, идущая на увеличение полной энтальпии газа за турбиной ( $0 < Z < 1$ ) и равна

$$Z q_T H_{и} = C_p T_T^* - C_p T_k^* = i_T^* - i_k^* \quad (6)$$

Таким образом, уравнение (4) замыкает систему уравнений, описывающих совместную работу элементов ГТД, и обеспечивает на каждом режиме работы однозначную связь всех его параметров с внешними условиями. При выводе уравнений принято, что часть энергии набегающего потока воздуха расходуется на привод компрессора, т.е. компрессор получает энергию не только от турбины, но и от набегающего потока воздуха. Однако произведение  $\pi_v \pi_k^*$  остается таким же, как

и при подводе энергии только от турбины, поскольку энергия воздуха за компрессором возрастает на ту же величину, на которую падает энергия набегающего потока воздуха.

Баланс давлений. Суммарная располагаемая степень понижения давления в двигателе

$$\frac{p_k^*}{p_n} = \frac{\pi_T^* \pi_{cp}}{\sigma_{kc}}$$

равна суммарной степени повышения давления

$$\frac{p_k^*}{p_n} = \pi_V \pi_k^* \sigma_{ex} - \frac{\Delta p_k}{p_n} = \pi_V \pi_k^* \sigma_{ex} - \frac{xL_V}{RT_n} = \pi_V \pi_k^* \sigma_{ex} - \frac{\kappa x M_n^2}{2};$$

т.е. принято, что в сопле происходит полное расширение газа ( $p_c = p_n$ ). Отсюда

$$\pi_{cp} = \frac{\sigma_{kc}}{\pi_T^*} (\pi_k^* \pi_V \sigma_{ex} - \frac{xL_V}{RT_n}) = \frac{\sigma_{kc}}{\pi_T^*} (\pi_k^* \pi_V \sigma_{ex} - \frac{\kappa x}{2} M_n^2);$$

а при  $M_n = 0 \Rightarrow L_V = 0$

$$\pi_{cp} = \frac{\pi_V \pi_k^* \sigma_{ex} \sigma_{kc}}{\pi_T^*} \quad (7)$$

Из уравнения (7) следует, что располагаемая степень понижения давления газа в сопле  $\pi_{cp}$  пропорциональна степени повышения давления в воздухозаборнике  $\pi_V \sigma_{ex}$  и компрессоре  $\pi_k^*$ , а также коэффициенту восстановления полного давления в камере сгорания  $\sigma_{kc}$  и обратно пропорциональна степени понижения полного давления газа на турбине  $\pi_T^*$ .

Влияние набегающего воздушного потока на основные характеристики ГТД.

Из уравнения баланса энергий по газозоветушному тракту (4) следует, что к компрессору энергия подводится не только от турбины, но и от набегающего потока

воздуха. Эта зависимость может быть выражена уравнением

$$xL_V + L_T \eta_m = L_k \quad (8)$$

где  $x$  – доля энергии набегающего потока воздуха, идущая на привод компрессора.

Таким образом, количество удельной энергии набегающего потока воздуха, идущего на привод компрессора будет равно

$$xL_V = C_p T_n (\pi_{vc}^{*\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1) = x C_p T_n \frac{\kappa-1}{2} M_n^2 \quad (9)$$

$$\pi_{vc} = \left( \frac{\kappa-1}{2} x M_n^2 + 1 \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} \quad (10)$$

По аналогии, количество удельной энергии набегающего потока воздуха, идущей на преодоление гидравлических сопротивлений по газозоветушному тракту и создание реактивной тяги, можно определять по уравнению

$$yL_V = C_p T_n (\pi_{vc}^{*\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1) = y C_p T_n \frac{\kappa-1}{2} M_n^2$$

Откуда

$$\pi_{vc} = \left( \frac{\kappa-1}{\kappa} y M_n^2 + 1 \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} \quad (11)$$

где  $y = (1-x)$  – доля энергии набегающего потока, идущей на преодоление гидравлических сопротивлений по газозоветушному тракту и создание реактивной тяги.

Полное давление за компрессором определяется уравнением

$$p_k^* = p_n \pi_{vc} \pi_k^* \sigma_{ex} \quad (12)$$

На базе известных [4,5,6] и выведенных уравнений (8...12) составлена замкнутая система уравнений, описывающих рабочий процесс ГТД.

Зависимость между скоростью полета, степенью повышения полного давления в компрессоре и степенью понижения полного давления газа на турбине находится из уравнения (8) с подставлением в него

значений удельных работ набегающего потока, турбины и компрессора

$$x c_p T_n \frac{\kappa - 1}{2} M_n^2 + c_{p2} T_G^* \left(1 - \frac{1}{\pi_T^{*\frac{\kappa-1}{\kappa_2}}}\right) \eta_T^* \eta_m = c_p T_6^* (\pi_\kappa^{*\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1) \frac{1}{\eta_\kappa}$$

Откуда

$$\pi_\kappa^* = \frac{\eta_\kappa}{c_p T_6^*} \left[ x c_p T_n \frac{\kappa - 1}{2} M_n^2 + c_{p2} T_G^* \left(1 - \frac{1}{\pi_T^{*\frac{\kappa-1}{\kappa_2}}}\right) \eta_T^* \eta_m \right] + 1 \quad (13)$$

или

$$T_G^* = \frac{\left[ c_p T_n^* (\pi_\kappa^{*\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1) \frac{1}{\eta_\kappa} - x c_p T_n \frac{\kappa - 1}{2} M_n^2 \right]}{\left[ c_{p2} \left(1 - \frac{1}{\pi_T^{*\frac{\kappa-1}{\kappa_2}}}\right) \eta_T^* \eta_m \right]} \quad (14)$$

Таким образом, степень повышения полного давления компрессора определяется не только энергией, снимаемой с вала турбины компрессора, но и той частью энергии набегающего потока воздуха, которая расходуется на увеличение  $\pi_\kappa^*$ .

Произведение степени повышения давления во входном устройстве при изэнтропическом торможении ( $\pi_v$ ) на степень повышения давления в компрессоре ( $\pi_\kappa^*$ ) остается таким же, как и при подводе энергии к компрессору только от турбины, поскольку энергия воздуха за компрессором возрастает на ту же величину, на которую падает энергия набегающего потока воздуха.

Т.е. на постоянной частоте вращения турбокомпрессора  $\pi_\kappa^*$  растет, что приводит к снижению запасов устойчивой работы компрессора ( $\Delta\kappa$ ).

### Список литературы

1. Кузнецов В.И. Источники энергии на привод компрессора ГТД на режиме авторотации // Омский научный вестник, №20, 2002, с.123-124.
2. Кузнецов В.И. Экспериментальные исследования ГТД на режиме авторотации // Труды МНТК «Проблемы и перспективы развития двигателестроения», ч. I, Вестник СГАУ им. С.П. Королева. Самара, 2003, с.410-413.
3. Кузнецов В.И. Замкнутая математическая модель рабочего процесса ГТД // Труды МНТК «Проблемы и перспективы развития двигателестроения», ч. II, Вестник СГАУ им. С.П. Королева, Самара, 2003, с. 116-122.
4. Теория двухконтурных турбореактивных двигателей / В.П. Деменчиков и др.: Под ред. С.М. Шмяхтенко, В.А. Сосунова. М.: Машиностроение, 1979, -432с.
5. Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей / В.М. Акимов и др.: Под ред. С.М. Шмяхтенко. М.: Машиностроение, 1987, -568с.
6. Кулагин В.В. и др. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок: Учебник. КН.3 / Основные проблемы: Начальный уровень проектирования, газодинамическая доводка, специальные характеристики и конверсия авиационных газотурбинных двигателей. / Под общ. ред. В.В. Кулагина М.: Машиностроение, 2005, - 464с.; ил.

## THE INFLUENCE OF THE SPEED PRESSURE ON DEGREE OF INCREASING OF THE FULL PRESSURE IN COMPRESSOR

© 2006 Smiths V.I.

It Is Shown that on all state of working engine energy to compressor is from turbine not only, but also from running up flow of the air. Product  $\pi_v \pi_\kappa^*$  remains such, either as at supply of the energy to compressor from turbine only. The Energy of the air for compressor increases on the same value, on which falls the energy running up flow. On constant frequency of the rotation турбокомпрессора  $\pi_\kappa^*$  grows that brings about reduction spare to stability of the functioning(working) the compressor