



САМАРСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
SAMARA UNIVERSITY

федеральное государственное автономное
образовательное учреждение высшего образования
«Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королева»

Институт двигателей и энергетических установок
Кафедра теории двигателей летательных аппаратов

Глава 4. Основные закономерности рабочего процесса ГТД

§ 4.4. Силовая установка с ГТД как движитель

4.4.1. Движитель

Авиационная силовая установка является **движителем**, в котором создается сила (тяга), необходимая для передвижения летательного аппарата.

Тяга возникает вследствие «силового» взаимодействия движителя и рабочего тела, что сопровождается увеличением полного импульса и скорости последнего.

Различают **винтовые** и **струйные движители**.

В струйных движителях скорость рабочего тела увеличивается в процессе расширения газа (основной контур ТРД, ТРДД и ТВД; наружный контур ТРДД).

В винтовых движителях увеличение скорости рабочего тела достигается путем отбрасывания винтом массы проходящего через него воздуха (винт ТВД; несущий винт вертолета, который обычно рассматривается отдельно от ГТД СТ).

Движитель служит для преобразования полученной в цикле работы в полезную работу передвижения.

Несмотря на различия, процессы, протекающие в движителях авиационных силовых установок, подчиняются общим закономерностям.

Ранее отмечалось, что полезно используемое тепло цикла ГТД L_e затрачивается на приращение кинетической энергии рабочего тела, проходящего через основной контур двигателя, и на создание избыточной работы на валу турбины:

$$L_e = \frac{c_C^2}{2} - \frac{V_{\Pi}^2}{2} + L_{\text{ТП}}.$$

Проследим за дальнейшим преобразованием избыточной работы турбины ГТД.

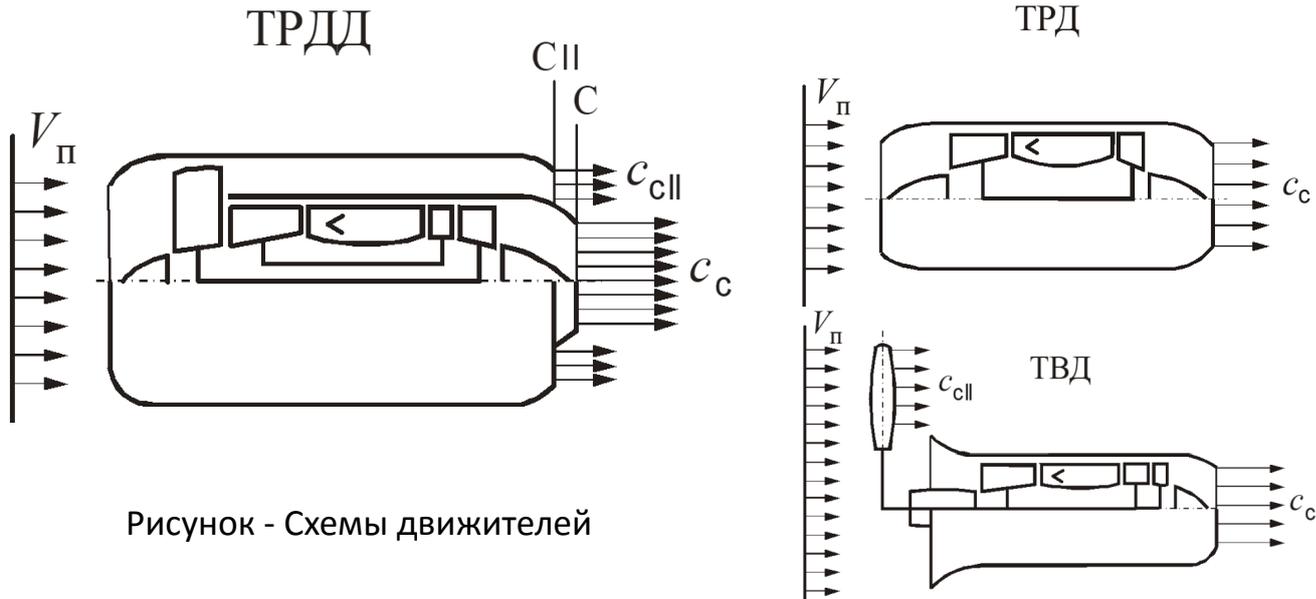


Рисунок - Схемы движителей

В ТРДД избыточная работа турбины передается компрессору наружного контура. Пренебрегая механическими потерями в трансмиссии на эту передачу, запишем уравнение баланса мощностей турбины $N_{\text{ТII}}$ и компрессора $N_{\text{кII}}$ наружного контура:

$$N_{\text{ТII}} = N_{\text{кII}}.$$

Представим величину мощности в виде произведения удельной работы на секундный расход рабочего тела; тогда, пренебрегая изменением массы рабочего тела в проточной части двигателя, получим

$$L_{\text{ТII}} \cdot G_{\text{ВI}} = L_{\text{кII}} \cdot G_{\text{ВII}},$$

или

$$L_{\text{ТII}} = L_{\text{кII}} \cdot m.$$

Работу $L_{кII}$, подведенную к 1 кг воздуха, проходящего через наружный контур, выразим через кинетическую энергию на основании уравнения энергии, записанного для сечений H и CII:

$$i_H + \frac{V_{II}^2}{2} + L_{кII} = i_{CII} + \frac{c_{CII}^2}{2}.$$

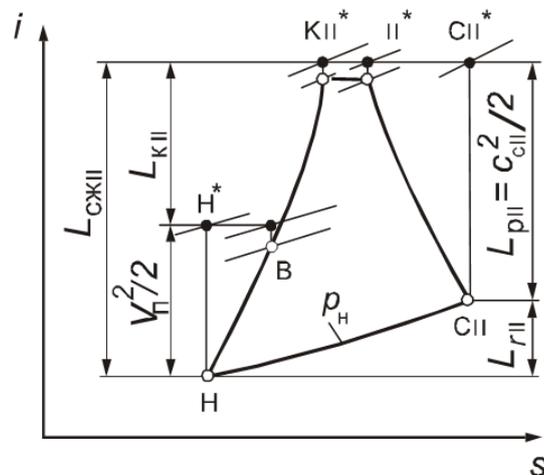
Введем обозначение L_{rII} для механической энергии затрачиваемой на преодоление гидравлических сопротивлений в наружном контуре, равной величине потерь тепла с выходящим из наружного контура рабочим телом:

$$L_{rII} = i_{CII} - i_H.$$

Тогда,

$$L_{кII} = L_{rII} + \frac{(c_{CII}^2 - V_{II}^2)}{2}.$$

Рисунок - i - s -диаграмма рабочего процесса в наружном контуре ТРДД



Преобразовав выражение для L_e , получим:

$$L_e = \frac{(c_C^2 - V_{\Pi}^2)}{2} + L_{к\Pi} \cdot m ;$$

$$L_e = \frac{(c_C^2 - V_{\Pi}^2)}{2} + \frac{(c_{C\Pi}^2 - V_{\Pi}^2)}{2} \cdot m + L_{r\Pi} \cdot m .$$

Последнее уравнение выведено для ТРДД, но оно справедливо и для ТВД, если под m понимать отношение расхода воздуха через винт ($G_{\text{ВП}}$) к расходу воздуха через двигатель, а под L_{rII} – потери в винте. Полученное уравнение справедливо и для ТРД при $m=0$.

Из уравнения следует, что работа цикла L_e любого из трех основных типов ГТД складывается из приращения кинетической энергии рабочего тела, проходящего через основной и наружный контуры двигателя (для ТРДД) или через основной контур и винт (для ТВД), и работы, затраченной на преодоление гидравлических потерь в наружном контуре.

Необходимо помнить, что величина L_e определяется в расчете на 1 кг рабочего тела, проходящего через внутренний (основной контур).

Таким образом, ТРД и ТВД являются частными случаями ТРДД. Степень двухконтурности рассматриваемых двигателей лежит в следующих пределах:

$m=0$ – для ТРД;

$m=0,2 \dots 10$ – для современных ТРДД;

$m=15 \dots 20$ – для перспективных ТРДД;

$m=25 \dots 100$ – для ТВД и ТВВД с самолетным винтом (винтовентилятором);

$m=500 \dots 1000$ – для ГТД СТ с вертолетным (несущим) винтом.

4.4.2. Коэффициент гидравлических потерь наружного контура ТРДД (винта ТВД)

Примем допущение, что $c_C = c_{CII}$, и представим формулу для L_e в виде:

$$L_e = \frac{(c_C^2 - V_{II}^2)}{2} (1+m) + L_{rII} \cdot m.$$

Коэффициент η_{rII} показывает, какую часть от работы цикла составляет приращение кинетической энергии рабочего тела в движителе

$$\eta_{rII} = \frac{\frac{(c_C^2 - V_{II}^2)}{2} (1+m)}{L_e};$$
$$\eta_{rII} = \frac{L_e - L_{rII} \cdot m}{L_e} = 1 - \frac{L_{rII} \cdot m}{L_e}.$$

Для ТРД $\eta_{rII} = 1$, для ТРДД и ТВД $\eta_{rII} < 1$.

Выразим потери в наружном контуре через работы сжатия $L_{\text{сж II}}$ и расширения $L_{\text{р II}}$ воздуха (см. i - s -диаграмму рабочего процесса в наружном контуре ТРДД):

$$L_{\text{г II}} = L_{\text{сж II}} - L_{\text{р II}} = L_{\text{сж II}}(1 - \eta_{\text{II}}),$$

где

$$\eta_{\text{II}} = \frac{L_{\text{р II}}}{L_{\text{сж II}}} \text{ – КПД наружного контура.}$$

КПД наружного контура η_{II} зависит от числа M_{II} , степени повышения давления $\pi_{\text{к II}}^*$, аэродинамического совершенства элементов наружного контура (которое характеризуется величинами КПД компрессора $\eta_{\text{к II}}^*$, коэффициентами потерь $\varphi_{\text{с II}}$, σ_{II} , $\sigma_{\text{вх}}$) и обычно лежит в пределах $\eta_{\text{II}} = 0,85 \dots 0,95$. При $M_{\text{II}} > 0$ он определяется в основном совершенством элементов наружного контура и может быть принят постоянным. Если при $M_{\text{II}} = 0$ величина $\pi_{\text{к II}}^*$ приближается к единице, то КПД наружного контура η_{II} стремится к нулю.

Подставляя величину $L_{сж II}$, равную сумме $L_{к II}$ и $V_{п}^2/2$, в формулу для $L_{г II}$, а полученное выражение – в формулу для $\eta_{г II}$, будем иметь

$$L_{г II} = \left(V_{п}^2/2 + L_{к II} \right) (1 - \eta_{II});$$

$$\eta_{г II} = 1 - \frac{\left(V_{п}^2/2 + L_{к II} \right) (1 - \eta_{II}) \cdot m}{L_e}.$$

Произведение $(L_{к II} \cdot m)$, если не учитывать механические потери, равно значению избыточной работы турбины $L_{т II}$:

$$\eta_{г II} = 1 - \frac{V_{п}^2/2}{L_e} (1 - \eta_{II}) \cdot m - \frac{L_{т II}}{L_e} (1 - \eta_{II}).$$

Обозначим $x = L_{т II}/L_e$ - доля работы цикла, передаваемую в наружный контур.

Тогда

$$\eta_{г II} = 1 - \frac{V_{п}^2/2}{L_e} (1 - \eta_{II}) \cdot m - x (1 - \eta_{II}).$$

Как следует из выражения, коэффициент $\eta_{r\Pi}$ зависит от степени двухконтурности m и доли работы цикла x , передаваемой в наружный контур, от скорости полета V_{Π} и работы цикла L_e , а также от аэродинамического совершенства наружного контура (η_{Π}).

С увеличением $m \uparrow$, $x \uparrow$, $V_{\Pi} \uparrow$ и при снижении $L_e \downarrow$ и $\eta_{\Pi} \downarrow$ коэффициент гидравлических потерь уменьшается $\eta_{r\Pi} \downarrow$.

Обычно гидравлические потери в наружном контуре составляют небольшую величину от работы цикла ($\eta_{r\Pi} \approx 0,9$). Однако в ряде случаев, например при значительном увеличении степени двухконтурности m , скорости полета V_{Π} или уменьшении работы L_e , коэффициент $\eta_{r\Pi}$ снижается вплоть до нуля.

4.4.3. Полетный КПД

Полетный КПД двигателя η_{Π} – отношение полезной работы передвижения летательного аппарата к приращению кинетической энергии рабочего тела, проходящего через двигатель:

$$\eta_{\Pi} = \frac{P \cdot V_{\Pi}}{G_{\text{ВI}} \cdot \frac{(c_{\text{C}}^2 - V_{\Pi}^2)}{2} + G_{\text{ВII}} \cdot \frac{(c_{\text{CII}}^2 - V_{\Pi}^2)}{2}}.$$

Примем допущения, что $c_{\text{C}} = c_{\text{CII}}$ и $v_{\text{C}} = 1$, тогда:

$$\eta_{\Pi} = \frac{P \cdot V_{\Pi}}{G_{\text{B}} \cdot \frac{(c_{\text{C}}^2 - V_{\Pi}^2)}{2}} = \frac{G_{\text{B}} \cdot (c_{\text{C}} - V_{\Pi}) \cdot V_{\Pi}}{G_{\text{B}} \cdot \frac{(c_{\text{C}}^2 - V_{\Pi}^2)}{2}} = \frac{V_{\Pi}}{(c_{\text{C}} + V_{\Pi})} = \frac{V_{\Pi}}{2 \cdot V_{\Pi} + (c_{\text{C}} - V_{\Pi})};$$

$$\eta_{\Pi} = \frac{2 \cdot V_{\Pi}}{V_{\Pi} + c_{\text{C}}} = \frac{2}{1 + c_{\text{C}}/V_{\Pi}} = \frac{2}{2 + P_{\text{уд}}/V_{\Pi}}.$$

Из формул следует, что полетный КПД зависит от скорости рабочего тела за движителем c_C и скорости полета V_{Π} . При заданном значении V_{Π} величина η_{Π} однозначно определяется удельной тягой движителя $P_{уд}$.

Если $V_{\Pi}=0$, то и $\eta_{\Pi}=0$, так как работа передвижения не совершается.

Если $P_{уд}=0$, то $\eta_{\Pi}=1$.

С увеличением удельной тяги движителя $P_{уд} \uparrow$ при постоянной скорости $V_{\Pi}=\text{const}$ полетный КПД уменьшается $\eta_{\Pi} \downarrow$. И наоборот, с увеличением скорости полета $V_{\Pi} \uparrow$ при $P_{уд}=\text{const}$ или $c_C=\text{const}$ полетный КПД увеличивается $\eta_{\Pi} \uparrow$.

Полетным КПД учитываются специфические потери E_c , характерные для двигателя, взаимодействующего с воздушной средой. Они определяются как разность между приращением кинетической энергии рабочего тела, проходящего через двигатель, и полезной работой передвижения летательного аппарата

$$E_c = G_B \cdot \frac{(c_C^2 - V_{\Pi}^2)}{2} - P \cdot V_{\Pi}.$$

$$E_c = G_B \cdot \frac{(c_C^2 - V_{\Pi}^2)}{2} - G_B \cdot (c_C - V_{\Pi}) \cdot V_{\Pi} = G_B \cdot \frac{(c_C - V_{\Pi})}{2} \cdot ((c_C + V_{\Pi}) - 2 \cdot V_{\Pi}) = G_B \cdot \frac{(c_C - V_{\Pi})^2}{2}.$$

Выразим потери E_c для 1 кг воздуха, проходящего через двигатель:

$$L_c = \frac{E_c}{G_B} = \frac{(c_C - V_{\Pi})^2}{2}.$$

Разность $(c_C - V_{\Pi})$ есть скорость движения струи рабочего тела относительно неподвижной внешней среды. Поэтому потери L_c , которые учитываются полетным КПД, представляют собой кинетическую энергию струи рабочего тела, движущегося относительно неподвижной внешней среды.

Авиационный двигатель, взаимодействуя с рабочим телом, отбрасывает его в сторону, противоположную движению. При этом возникают потери кинетической энергии, затраченной на приведение в движение рабочего тела относительно неподвижной внешней среды.

Такие потери отсутствуют в двигателях наземного транспорта, поскольку при движении он взаимодействует с землей, масса которой несоизмерима с массой транспорта.

4.4.4. КПД двигателя

Как отмечалось ранее, двигатель преобразует механическую энергию, численно равную работе цикла, в полезную работу передвижения летательного аппарата. Для него величина $(G_{\text{ВЛ}} \cdot L_e)$ выражает располагаемую, а $(P \cdot V_{\text{П}})$ – полезную работу, произведенную в единицу времени. Отношение этих работ называется **КПД двигателя** $\eta_{\text{ДЖ}}$:

$$\eta_{\text{ДЖ}} = \frac{P \cdot V_{\text{П}}}{G_{\text{ВЛ}} \cdot L_e}.$$

КПД двигателя $\eta_{\text{ДЖ}}$ показывает, какую долю от работы цикла составляет полезная работа передвижения летательного аппарата, и характеризует совершенство силовой установки как двигателя.

КПД двигателя учитывает гидравлические потери и потери кинетической энергии.

При $c_C = c_{CII}$

$$\eta_{дж} = \frac{G_B \cdot \frac{(c_C^2 - V_{\Pi}^2)}{2}}{G_{BI} \cdot L_e} \cdot \frac{P \cdot V_{\Pi}}{G_B \cdot \frac{(c_C^2 - V_{\Pi}^2)}{2}} = \frac{\frac{(c_C^2 - V_{\Pi}^2)}{2} (1+m)}{L_e} \cdot \frac{P \cdot V_{\Pi}}{G_B \cdot \frac{(c_C^2 - V_{\Pi}^2)}{2}}.$$
$$\eta_{дж} = \eta_{rII} \cdot \eta_{\Pi}.$$

Таким образом, КПД движителя $\eta_{дж}$ равен произведению коэффициента η_{rII} и полетного КПД η_{Π} .

Коэффициентом полезного действия $\eta_{дж}$ не учитываются гидравлические потери в основном контуре двигателя, так как они отнесены к циклу и учитываются с помощью эффективного КПД η_e .

При постоянных значениях работы цикла $L_e = \text{const}$ и скорости полета $V_{\text{п}} = \text{const}$ КПД движителя $\eta_{\text{дж}}$ однозначно определяется отношением тяги к расходу воздуха через основной контур двигателя $P/G_{\text{ВІ}}$:

$$\eta_{\text{дж}} = \frac{P}{G_{\text{ВІ}}} \cdot \frac{V_{\text{п}}}{L_e}.$$

Отношение $P/G_{\text{ВІ}}$ представляет собой удельную тягу двигателя $P_{\text{удГІ}}$ в расчете на 1 кг рабочего тела, проходящего через внутренний контур, к которому подводится тепло:

$$P_{\text{удГІ}} = \frac{P}{G_{\text{ВІ}}}.$$

Следовательно,

$$\eta_{\text{дж}} = \frac{P_{\text{удГІ}} \cdot V_{\text{п}}}{L_e}.$$

Из сравнения $P_{\text{удГІ}}$ и $P_{\text{уд}}$ следует, что эти удельные тяги связаны соотношением

$$P_{\text{удГІ}} = \frac{P}{G_{\text{ВІ}}} = \frac{P}{G_{\text{В}}/(1+m)} = P_{\text{уд}}(1+m).$$

Необходимо подчеркнуть, что для ТРДД характерны две величины расхода воздуха:

$G_B = G_{B1} + G_{BII}$ – расход воздуха, проходящего через движитель и участвующего в создании тяги;

G_{B1} – расход воздуха, проходящего через тепловую машину и участвующего в преобразовании тепловой энергии топлива в механическую работу L_e .

Удельная тяга $P_{уд}$ при заданной тяге P однозначно определяет расход воздуха G_B , проходящего через движитель, и, следовательно, габариты движителя.

При заданной скорости полета значение удельной тяги $P_{удGI}$ определяется, величинами L_e и $\eta_{дж}$:

$$P_{удGI} = \eta_{дж} \frac{L_e}{V_{п}}$$

$P_{удGI}$ характеризует как термодинамическое совершенство двигателя, так и совершенство движителя. При заданном расходе воздуха через основной контур G_{B1} однозначно определяется тяга двигателя P .

Удельная тяга двигателя зависит от ряда факторов. Проанализируем частный случай, когда $c_C = c_{CII}$ и $v_C = 1$.

Так как,

$$\eta_{rII} = \frac{\left(\frac{c_C^2 - V_{\Pi}^2}{2}\right)(1+m)}{L_e},$$

то

$$c_C = \sqrt{\frac{2 \cdot L_e \cdot \eta_{rII}}{1+m} + V_{\Pi}^2}.$$

На основании последней формулы определим $P_{уд}$:

$$P_{уд} = c_C - V_{\Pi} = \sqrt{\frac{2 \cdot L_e \cdot \eta_{rII}}{1+m} + V_{\Pi}^2} - V_{\Pi}.$$

Следовательно,

$$P_{удGI} = \left(\sqrt{\frac{2 \cdot L_e \cdot \eta_{rII}}{1+m} + V_{\Pi}^2} - V_{\Pi} \right) (1+m).$$

В случае ТРД ($m=0$, $\eta_{rII}=1$):

$$P_{уд} = \sqrt{2 \cdot L_e + V_{\Pi}^2} - V_{\Pi}.$$

Удельная тяга ТРД $P_{уд}$ при заданной скорости полета V_{Π} однозначно определяется работой цикла L_e .

Удельные тяги $P_{уд}$ и $P_{удGI}$ ТРДД и ТВД при заданной скорости V_{Π} и принятом условии $c_C = c_{CII}$ зависят, кроме того, от степени двухконтурности m и коэффициента η_{rII} .