

Холодное форсирование газотурбинных двигателей

В.Л. Письменный

Предложена концепция создания газотурбинных двигателей больших скоростей полета.

Рассмотрены перспективы развития авиационных двигателей различного назначения.

Начиная с 1993 года Российское космическое агентство проводит НИР “Орел”. Цель работы состоит в определении направления развития многоразовых космических систем. В свете этой НИР наиболее перспективным считается создание двухступенчатых АКС, в которых первая ступень — авиационная, способная разгонять корабль до $M=6$. По оценкам специалистов использование подобных систем позволит сократить расходы на космический полет в $5\div 10$ раз [1].

Параллельно космической тематике в настоящее время активно введутся работы по созданию сверхзвукового пассажирского самолета второго поколения и, что освещается меньше, работы по созданию гиперзвуковых ударных и разведывательных комплексов. Достаточно назвать такие программы как “МиГ-АКС”, “ХОТЛ”, “АВРОРА”. Успех этих и других дорогостоящих программ во многом зависит от решения проблемы силовой установки. Исследования показывают, что традиционные подходы не дают желаемого результата. Переход на криогенное топливо ведет к неадекватному росту объема летательного аппарата, его веса и сопротивления [2]. Переломить тенденцию можно, создав более экономичную силовую установку. Сегодня удельный импульс силовых установок на крейсерских скоростях не превышает 3000 с., а нужно порядка 5000 с. Эту задачу решает холодное форсирование.

Тягу (энергетику) двигателя, в принципе, можно увеличить двумя путями:

1. За счет увеличения количества теплоты, подводимой к единице массы рабочего тела, так называемое горячее форсирование.
2. За счет увеличения количества рабочего тела (при сохранении теплоподвода к единице массы) так называемое холодное форсирование.

До сих пор основным способом увеличения тяги являлось горячее форсирование. В связи с этим генеральным направлением в развитии двигателестроения являлось, как известно, повышение температуры газа перед турбиной. Однако в настоящее время резервы повышения температуры практически исчерпаны.

В связи с этим наиболее перспективным становится холодное форсирование. Принципиально, холодное форсирование отличается от горячего тем, что количество энергии, которое можно подвести к двигателю при холодном форсировании теоретически неограниченно, в то время как при горячем форсировании это количество ограничено теплотворной способностью топлива. К сожалению, холодное форсирование как способ повышения тяги ГТД до настоящего времени мало исследовано и это, по-видимому, явилось причиной недооценки возможностей ГТД как газодинамической схемы.

Существует большое количество работ [3, 4, 5, 6 и др.], в которых обосновывается необходимость отказа от применения ГТД при достижении скоростей полета более трех чисел Маха в пользу турбопрямоточных, прямоточных и ракетно-турбинных двигателей. Последнее обосновывается вырождением ГТД как газодинамической схемы.

Действительно, в турбореактивном двигателе (ТРД) при достижении определенных скоростей полета создается ситуация, когда производительность компрессора нельзя увеличить из-за недостаточной мощности турбины, а мощность турбины нельзя увеличить из-за недостаточной производительности компрессора. В результате тяга перестает расти. Однако причиной данного явления является не вырождение двигателя, как это обычно преподносится, а схемный кризис. Дело в том, что расходы газа через компрессор и турбину в ТРД практически равны, что делает турбину энергетически зависимой от компрессора и лишает ее возможности (при выходе на предельные подогревы) создавать избытки мощности. Выход из данной ситуации — изменение газодинамической связи между компрессором и турбиной: необходимо отказаться от принципа равенства расходов газа через компрессор и турбину в пользу последней. В этом случае у турбины появится необходимый избыток мощности, который позволит увеличить производительность компрессора и тягу двигателя в целом.

По существу, данный вывод является концепцией создания газотурбинных двигателей больших скоростей, а именно: ***газодинамическая схема скоростного ГТД должна быть такой, чтобы при увеличении скорости полета расход газа через турбину опережал расход газа через компрессор.***

В рамках данной концепции предложен ряд принципиально новых газодинамических схем.

Турбोजекекторный двигатель (ТРДЭ) [7]. Схема двигателя показана на рис.1. Двигатель состоит из двух контуров: внутреннего и наружного. Во внутреннем контуре воздух дополнительно сжимается и нагревается. Перед турбиной установлена камера смешения, где потоки смешиваются, после чего образовавшаяся смесь совершает работу в турбине и ускоряется в сопле.

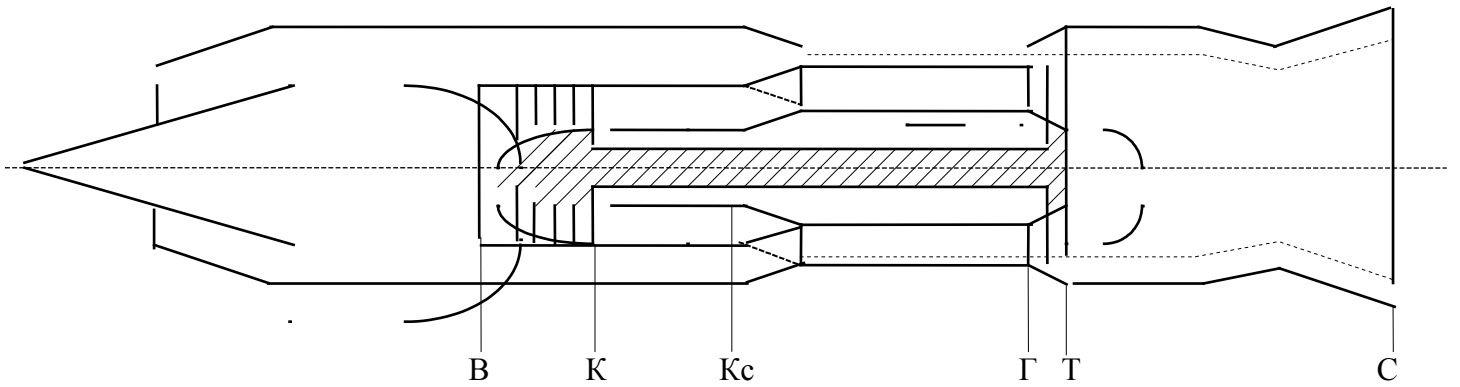


Рис.1. Схема ТРДЭ

Принципиально новым в схеме ТРДЭ является расположение камеры смешения, которая в отличие от обычных двухконтурных турбореактивных двигателей (ТРДД_{см}) расположена не за турбиной, а перед турбиной, благодаря чему энергетические потоки внутреннего и наружного контуров суммируются, что позволяет существенно повысить мощность турбины и, соответственно, производительность компрессора. С энергетической точки зрения это дает ГТД уникальные возможности. На рис.2 показана диаграмма энергетического баланса ТРДЭ (условные обозначения, принятые здесь и далее, соответствуют общепринятым в теории ВРД [8]). В отличие от обычных ТРД на диаграмме ТРДЭ появляется так называемый “энергетический коридор” — поток энергии, который дополнительно увеличивает тяговую мощность двигателя. Появление “энергетического коридора” стало возможным благодаря воздуху наружного контура, который за счет своей теплоемкости аккумулирует часть энергии внутреннего контура и, тем самым, обеспечивает ее прохождение через турбину.



Рис.2. Диаграмма энергетического баланса ТРДЭ

Последовательность преобразований тепловой энергии (цикл), осуществляемая в ТРДЭ, яв-

ляется принципиально новой для тепловых машин: в ТРДЭ реализуется так называемый цикл Брайтона с внешним преобразованием теплоты.

Новизна указанного цикла заключается в том, что часть тепловой энергии цикла передается во внешнее устройство, где частично преобразуется в работу, а затем возвращается обратно. В результате работа цикла увеличивается на величину работы внешнего устройства. В ТРДЭ таким внешним устройством является часть турбины, находящаяся в наружном контуре (рис.1, где условная граница между контурами двигателя показана пунктирной линией).

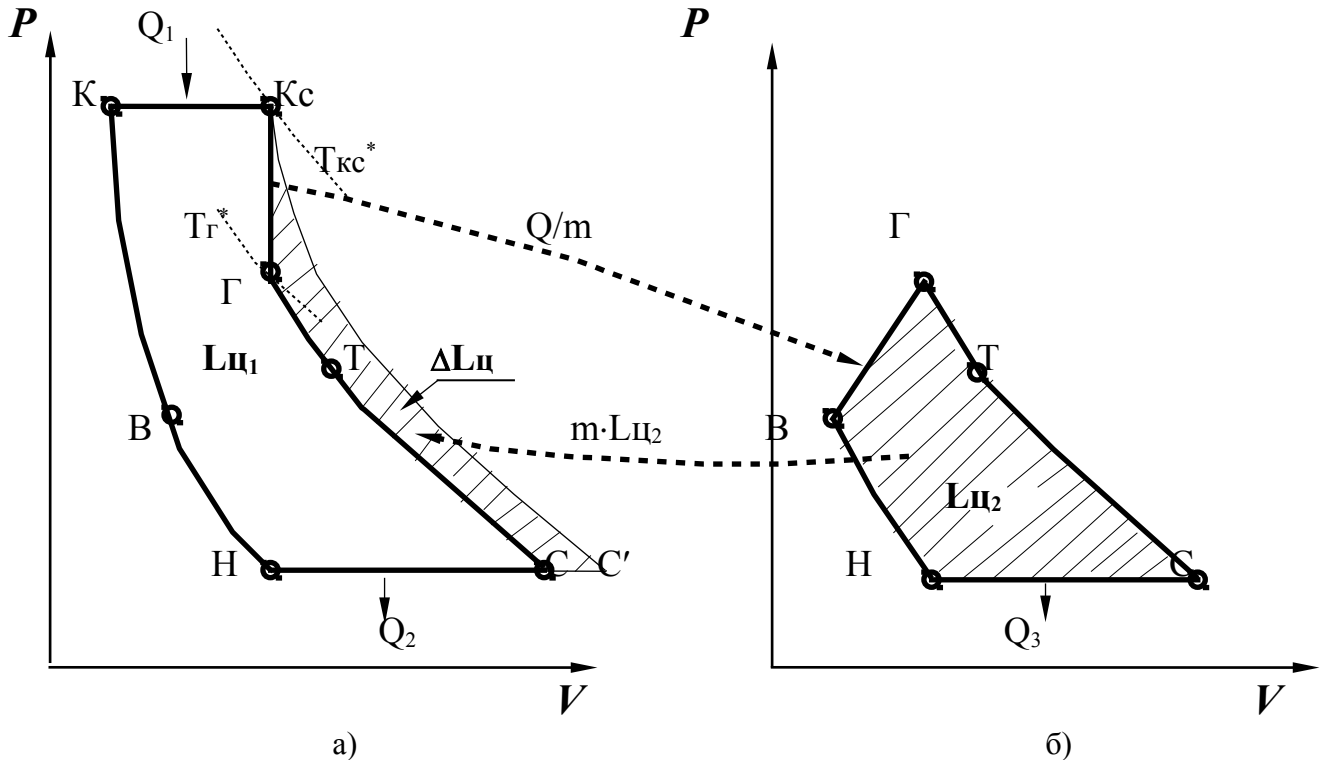


Рис.3. Термодинамический цикл ТРДЭ

Цикл ТРДЭ состоит из двух взаимосвязанных циклов: основного (рис.3,а) и вспомогательного (рис.3,б). Рабочим телом (носителем энергии топлива) является воздух внутреннего контура. Воздух наружного контура рабочим телом не является. Указанное деление цикла следует рассматривать как условное, необходимое для определения величины работы цикла ТРДЭ. В соответствии с принятым допущением вспомогательный цикл преобразует энергию основного цикла, то есть, по существу, является дополнительным круговым процессом, который реализуется между состояниями рабочего тела, обозначенными на рис.3,а точками Кс и С. Такой цикл будем называть **вложенным термодинамическим циклом**. Таким образом, общая работа цикла $L_{ц}$ будет равна сумме работ основного и вложенного циклов. В соответствии с законом сохранения энергии

$$G_1 \cdot L_{ц} = G_1 \cdot L_{ц1} + G_2 \cdot L_{ц2}$$

или
$$L_{ц} = L_{ц1} + m \cdot L_{ц2},$$

где $m = G_2/G_1$ - коэффициент эжекции (двухконтурности).

Для большей наглядности основной и вложенный циклы объединяются в один так называемый эквивалентный цикл. *Эквивалентный цикл — это цикл Брайтона, работа которого равна сумме работ основного и вложенного циклов ТРДЭ, а рабочим телом является воздух внутреннего контура.* Эквивалентный цикл показан на рис.4 (здесь: $L_{цТРД}$ - работа цикла ТРД, имеющего равные с циклом ТРДЭ π_{Σ} и $T_{Г^*}$; L' - дополнительная полезная работа цикла ТРДЭ; $L_{г}$ - потери работы цикла ТРДЭ на смешение газов). Видно, что работа цикла ТРДЭ включает в себя работу цикла ТРД и, соответственно, всегда больше последней. Что касается полезной работы цикла, расходуемой на изменение кинетической энергии истекающего из сопла газа, то здесь возможны варианты. Как следует из рис.4, дополнительная полезная работа L' определяется разницей работ циклов ТРДЭ и ТРД с одной стороны и потерями на смешение газов с другой стороны, т.е.

$$L' = (L_{ц} - L_{цТРД}) - L_{г} \quad (1)$$

Из (1) следует, что если прирост работы цикла за счет внешнего преобразования теплоты превышает потери, связанные с транспортировкой энергии из одного контура в другой, то цикл ТРДЭ является более эффективным, чем цикл ТРД, и наоборот.

Особенностью турбоэжекторных двигателей является то, что они имеют низконапорный компрессор ($\pi_{к0} = 3,8 \div 4,0$) [9], что делает цикл ТРДЭ при низком скоростном напоре малоэффективным. В связи с этим преимущества цикла ТРДЭ по отношению к циклу ТРД начинают проявляться только при до-

стижении определенных скоростей полета. На рис.5 показано изменение приведенной полезной работы циклов $Le_{пр} = Le / (c_p \cdot T_H)$ для ТРД и ТРДЭ. Расчет выполнен для двигателей, имеющих постоянные π_{τ} ($\pi_{\tau} = 2$ для ТРД; $\pi_{\tau} = 1,3$ для ТРДЭ) с использованием стандартной зависимости $\sigma_{вх}$ от числа M для входных устройств внешнего сжатия и $\bar{P}_c = 1,0$ для реактивных сопел. В качестве топлив в расчет закладывались: керосин, метан, водород и, соответственно, температуры газа

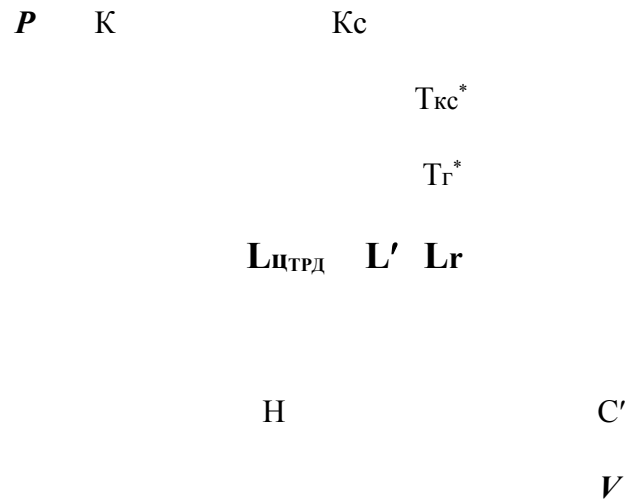


Рис.4. Эквивалентный цикл

перед турбиной: 1800 К, 1900 К, 2000 К. Расчет газового эжектора в системе ТРДЭ [10] выполнен на основе теории газовых эжекторов, разработанной в ЦИАМ Ю.Н. Васильевым [11].

Из рис.5 видно, что при числах M полета, больших двух, эффективность цикла ТРДЭ становится выше эффективности цикла ТРД и, соответственно, ТРДЭ как тепловая машина становится более эффективным, чем ТРД. При этом форсирование двигателей практически не влияет на полученный результат: при форсировании работа циклов сравниваемых двигателей пропорционально возрастает (при незначительном опережении работы цикла ТРДФ) и число Маха, при котором эффективность от ТРДФ переходит к ТРДЭФ, составляет порядка 2,5.

Таким образом, можно сделать вывод, что на скоростях полета более двух чисел Маха турбозажигательный двигатель становится эффективней турбореактивного, а цикл ТРДЭ эффективней цикла ТРД.

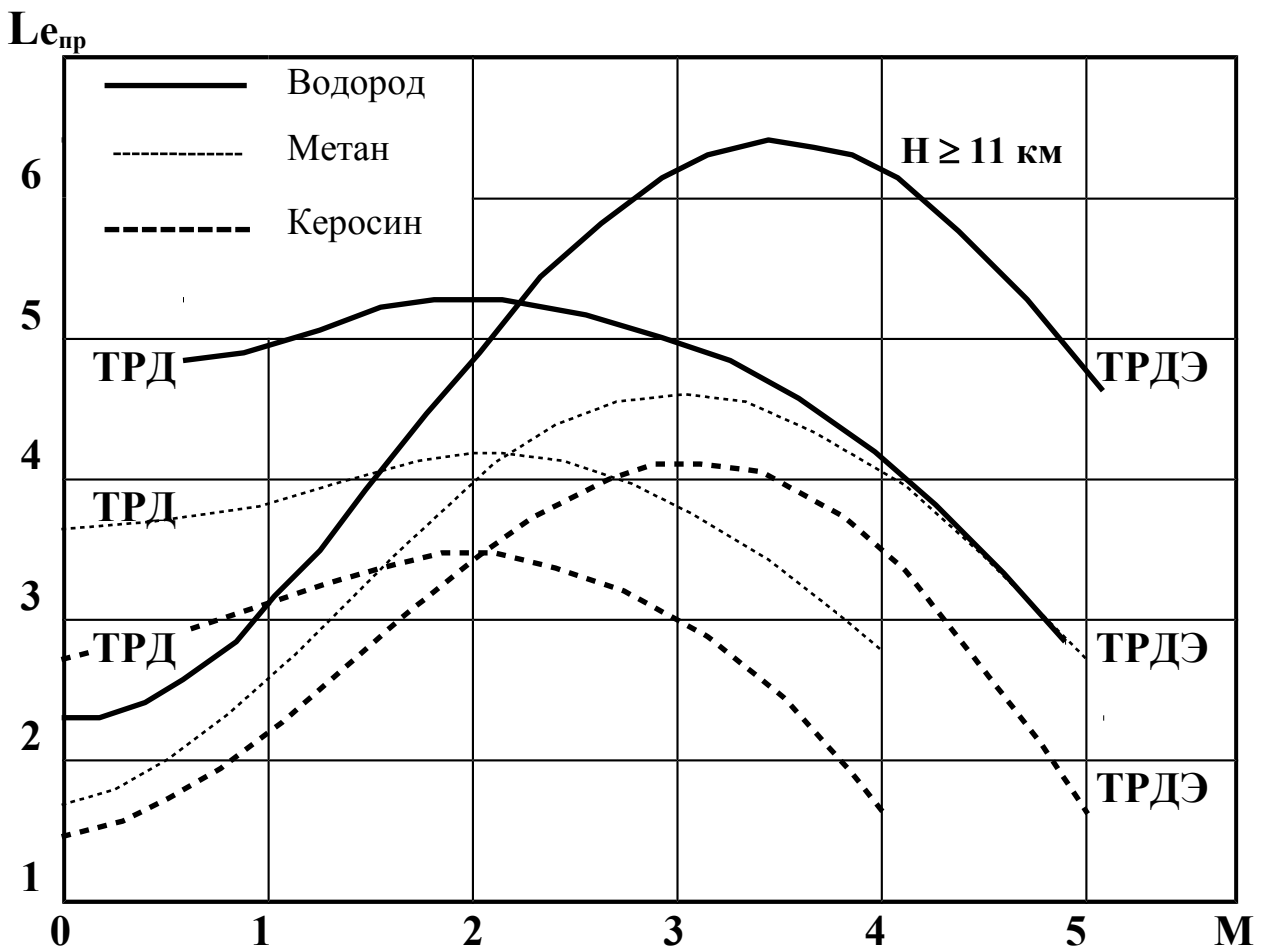
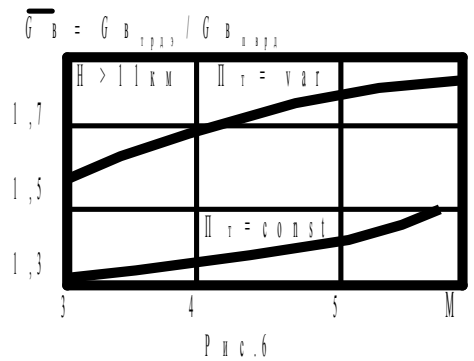


Рис.5. Зависимость приведенной полезной работы циклов ТРД и ТРДЭ от скорости полета

Поскольку ТРДЭ, как это следует из рис.5, эффективен на больших скоростях полета, то возникает необходимость сравнения ТРДЭ с прямоточным (ПВРД) и ракетно-турбинным (РТД) двигателями.



Для сравнения ТРДЭ и ПВРД выбрано два критерия: расход воздуха на единицу площади миделя и способность турбокомпрессора повышать давление.

На рис.6 показано изменение относительного расхода $\bar{G}_B = G_{B_{ТРДЭ}} / G_{B_{ПВРД}}$, рассчитанного для двигателей, имеющих одинаковый мидель и использующих водородное топливо. Расчет выполнен для двух законов регулирования ТРДЭ: $\pi_\tau = \text{const}$ и $\pi_\tau = \text{var}$ ($T_\tau^* = 2000 \text{ K}$). Видно, что расход воздуха, приходящийся на единицу площади миделя, в ТРДЭ существенно (на 30÷70%) выше, чем в ПВРД. Также видно, что с увеличением скорости полета темпы нарастания расхода воздуха у ТРДЭ выше, чем у ПВРД. Физически, данный факт объясняется тем, что основная часть воздуха в ТРДЭ движется по тракту двигателя при значительно более высоких, чем в ПВРД, давлениях и скоростях, а камера сгорания при заданном миделе не ограничивает общий расход воздуха.

На рис.7 показана зависимость степени повышения давления турбокомпрессором ТРДЭ от скорости полета для двигателей, использующих различные топлива. Видно, что в ТРДЭ турбокомпрессор повышает давление практически до предельных ($M > 5$) скоростей полета, что в сочетании с более высокими, чем у ПВРД, расходами воздуха делает ТРДЭ более эффективным, чем ПВРД. Физически, превосходство ТРДЭ над ПВРД объясняется тем, что давление в камере сгорания ТРДЭ как минимум в 1,5÷2 раза выше, чем в ПВРД, а это означает, что количество энергии, которое можно реализовать в ТРДЭ также выше. На скоростях $M > 6$ ПВРД и ТРДЭ вырождаются.

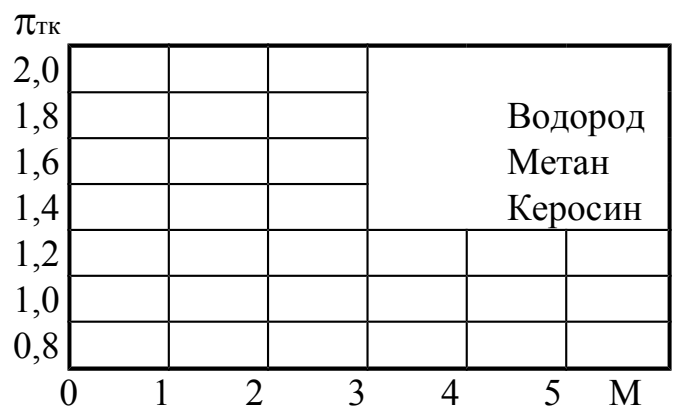


Рис.7. Зависимость степени повышения давления турбокомпрессором ТРДЭ от скорости полета

Одной из наиболее перспективных схем для использования на скоростях $M = 3,0 \div 6,0$, по

оценкам ЦИАМ [12], считается газодинамическая схема ракетно-турбинного двигателя. Концепция данного двигателя предложена Ф.А. Цандером в 1924 году. В основе концепции лежит использование высокой работоспособности водорода, что позволяет обеспечить привод турбины без использования воздуха.

Сравнительные данные по удельным импульсам ТРДЭ, РТД с пароводородной турбиной, ПВРД, а также ТРДФ при полете по типовой траектории гиперзвукового летательного аппарата представлены на рис.8. Характеристики ТРДЭ рассчитаны при $\pi_{к_0}=4,0$; $m_0=0,05$; $T_{Г_0}^*=2000$ К и законе регулирования $\pi_{Г}=1,31$, $T_{Г}^*=2000$ К. Характеристики РТД рассчитаны [2, стр.47] при $\pi_{к_0}=3,3$; $T_{к_0}^*=1000$ К и законе регулирования $\bar{n}=1$, $\alpha_{\Sigma}=1$. При том же α_{Σ} определены характеристики ПВРД. Характеристики ТРДФ рассчитаны при $\pi_{к_0}=6,0$; $T_{Г_0}^*=2000$ К и законе регулирования $\bar{n}=1$, $\alpha_{\Sigma}=1$. Во всех случаях принята стандартная зависимость $\sigma_{вх}$ от числа М полета для воздухозаборников внешнего сжатия и $\bar{P}_c=1,0$ для реактивных сопел.

Сравнение удельных импульсов тяги (рис.8) указывает на значительное превосходство ТРДЭ над РТД (на крейсерских скоростях полета удельные импульсы двигателей отличаются более чем в 1,5 раза). Причина столь значительной разницы объясняется просто: у ТРДЭ суммарные коэффициенты избытка воздуха, благодаря эффекту двухконтурности, составляют $2,5 \div 3$, в то время как у РТД, в соответствии с принципом его работы, не превышают 1,5 и, соответственно, одну и ту же тягу ТРДЭ получает за счет расхода воздуха, а РТД за счет скорости истечения, но первое, как известно, эффективнее.

Таким образом, если давать оценку эффективности в целом, то **турбोजеторный двигатель как газодинамическая схема, применительно к диапазону скоростей: $M=2,5 \div 6,0$, является наиболее эффективным среди известных ВРД.**

Определенные проблемы у ТРДЭ возникают на предельно малых и предельно больших скоростях полета, что для двигателей такого класса вполне естественно. На малых скоростях пробле-

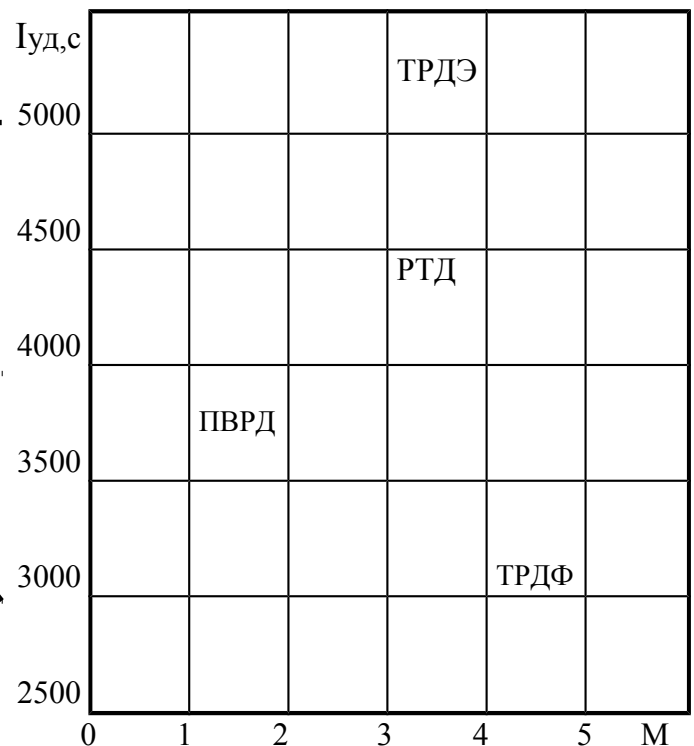


Рис.8. Сравнение ТРДЭ с РТД, ПВРД, ТРДФ по удельным импульсам по типовой траектории полета ($q_{\max} = 50$ кПа)

ма связана с ограничением по π_k , которое накладывает эжектор. В результате цикл двигателя оказывается неэффективным, а расходы топлива повышенными. На больших скоростях ($M > 6$) наступает энергетическое вырождение двигателя. Применение комбинированных схем позволяет частично решать эти проблемы.

Турбозежекторный двигатель с управляемым эжектором [7] (рис.9). Двигатель является комбинацией двух схем: ТРДЭ и ТРД. Схема двигателя показана на рис.9. Переключение двигателя с режима работы ТРД на режим работы ТРДЭ и обратно осуществляется с помощью заслонки звукового сопла (далее заслонки). На дозвуковых и малых сверхзвуковых скоростях полета ($M < 2,0 \div 2,5$) заслонка находится в верхнем положении, перекрывая доступ воздуха из входного устройства в камеру смешения (рис.9, верхний вид). Двигатель работает в режиме ТРД. На повышенных скоростях полета ($M > 2,0 \div 2,5$) заслонка устанавливается в промежуточное положение (рис.9, нижний вид), обеспечивая, тем самым, доступ воздуха из входного устройства в камеру смешения. Двигатель работает в режиме ТРДЭ. Особенности двигателя:

1. Степень повышения давления на взлете $\pi_{\Sigma} = 8 \dots 12$, что определяется условием совместной работы компрессора и эжектора в момент подключения.
2. Сопловые аппараты турбины — регулируемые (раскрываются в момент подключения эжектора).

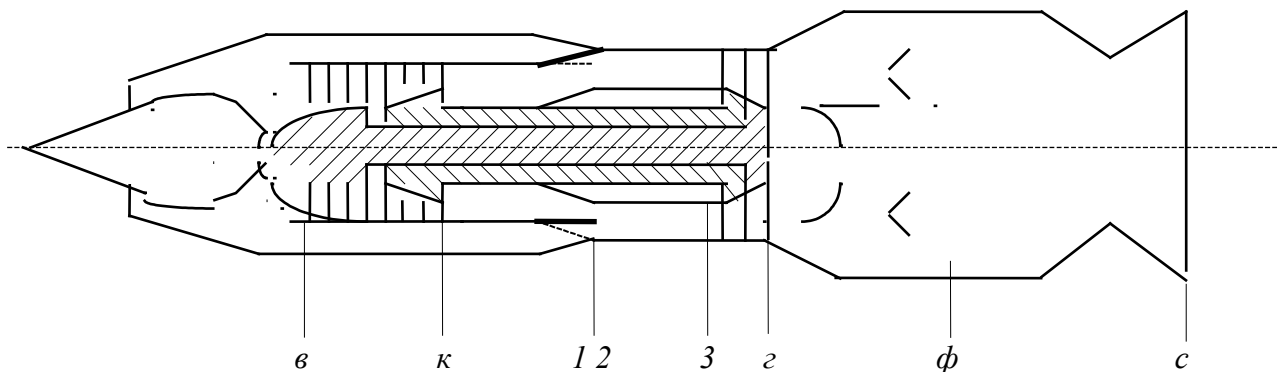
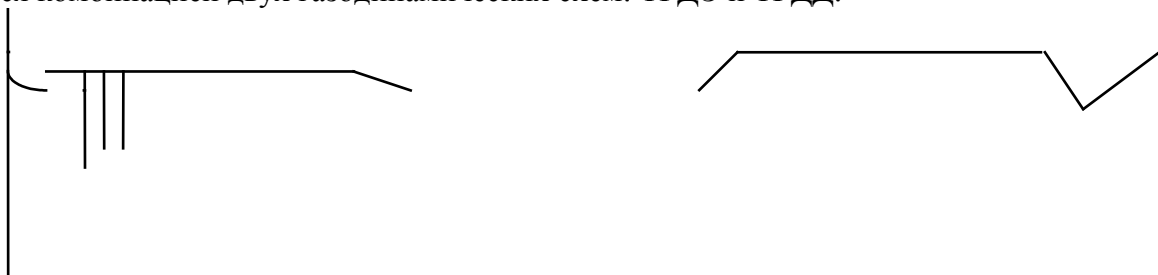


Рис.9. Схема ТРДЭ с управляемым эжектором

Выигрыш данной схемы по отношению к ТРДФ заключается в увеличении лобовой тяги, что дает возможность повысить скорость полета летательного аппарата до $M = 3,5 \dots 4,0$, имея при этом удовлетворительные взлетные характеристики [13]. Недостаток — сложность технической реализации и большие внутренние потери, связанные с регулированием турбины.

Турбозежекторный двигатель с вентиляторным наддувом [14]. Двигатель (рис.10) является комбинацией двух газодинамических схем: ТРДЭ и ТРДД.



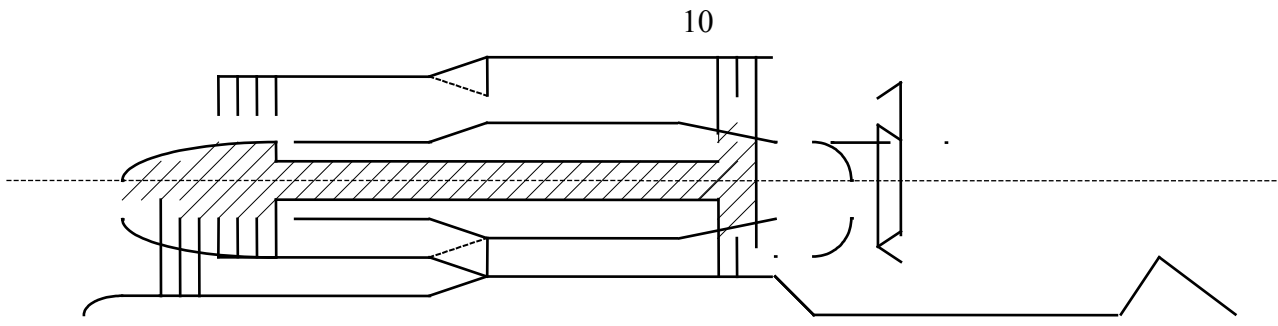


Рис.10. Схема ТРДЭ с вентиляторным наддувом

Вентилятор позволяет повысить давление в канале низкого давления газового эжектора, что весьма положительно сказывается на экономичности ТРДЭ в условиях малых скоростей полета. Удельный расход топлива понижается на 30÷40%, однако при этом крейсерская скорость полета также понижается до 2,5÷2,8 чисел Маха. Впервые схема ТРДЭ с вентиляторным наддувом была предложена академиком Б.С. Стечкиным в 1946 году. Правда, в схеме Стечкина отсутствовала форсажная камера и это, по-видимому, не позволило раскрыть преимуществ ТРДЭ перед ТРД. Дело в том, что оптимальными скоростями для ТРДЭ с вентиляторным наддувом являются числа Маха от двух до трех, достичь которых при использовании неохлаждаемой турбины можно только на форсаже.

Трехконтурный ТРДЭ. Существенное улучшение характеристик ТРДЭ, использующих углеводородное топливо, может быть достигнуто применением в двигателе третьего контура, так называемый трехконтурный турбозжекторный двигатель (ТРДЭТ). Схема ТРДЭТ показана на рис.11.

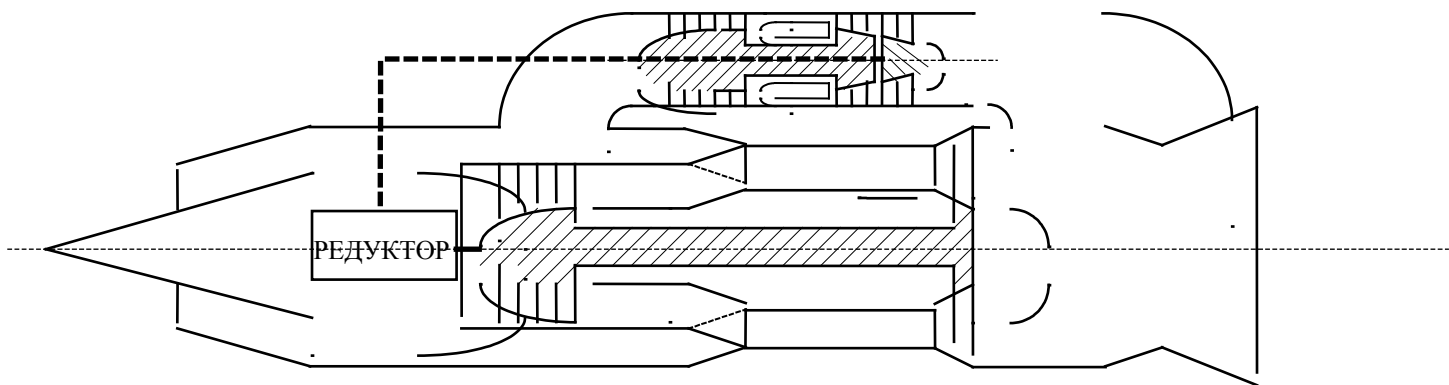


Рис.11. Схема ТРДЭТ

ТРДЭТ является комбинацией двух газодинамических схем: ТРДЭ и ТВаД. Турбовальный двигатель установлен параллельно турбозжекторному и выполняет роль третьего контура, который генерирует механическую работу и тепловую энергию. Механическая работа передается через редуктор на вал двигателя, а теплота через выходной патрубок в основной канал. Соотношение между этими видами энергии постоянно меняется: с увеличением скорости полета доля механиче-

ской работы уменьшается, а доля тепловой энергии увеличивается. Основным параметром, влияющим на этот процесс, является коэффициент трехконтурности. *Коэффициент трехконтурности* — это отношение расхода воздуха через третий контур к расходу воздуха через первый, т.е. через основной компрессор. На рис.12 и рис.13 показано влияние коэффициента трехконтурности t_0 на основные характеристики двигателя. Видно, что увеличение коэффициента t_0 первоначально положительно сказывается на характеристиках двигателя, а при достижении значений 0,3 и более тяговые и расходные характеристики на крейсерских скоростях полета начинают заметно ухудшаться. Таким образом, оптимальными коэффициентами трехконтурности являются $t_0 = 0,2 \div 0,3$.

Положительный эффект трехконтурного ТРДЭ связан со снижением перепада давлений на турбине в условиях старта, что позволяет иметь более высокие перепады давлений на сопле и, соответственно, лучшие удельные параметры. В полетных условиях снижение мощности основной турбины компенсируется дополнительной тепловой энергией, которую генерирует турбовальный двигатель. Однако при больших потерях мощности ($t_0 > 0,3$) компенсация становится недостаточной и параметры двигателя ухудшаются. Основной проблемой трехконтурного ТРДЭ является обеспечение теплового режима работы ТВаД на предельных скоростях полета ($M > 4$).

$$\bar{P}_F = P_F / P_{Ft=0}$$

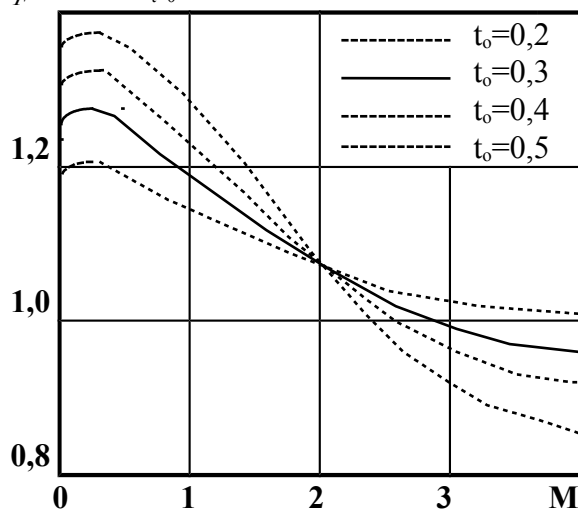


Рис.12

$$\bar{C}_{уд} = C_{уд} / C_{удt=0}$$

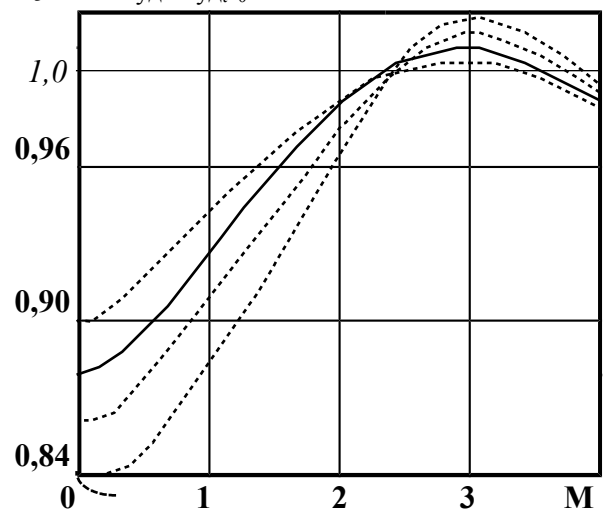
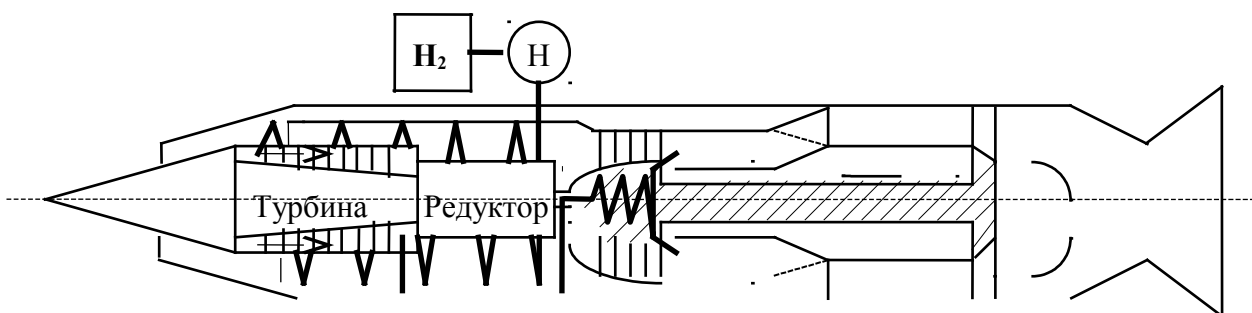


Рис.13

Ракетно-турбозжекторный двигатель (РТРДЭ). Схема двигателя показана на рис.14.



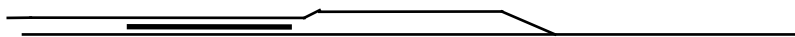


Рис.14. Схема РТРДЭ

Идея двигателя заключается в использовании высокого хладоресурса и высокой работоспособности криогенных топлив, в частности водорода. В этом двигателе установлена дополнительная пароводородная турбина, которая, по сути, выполняет роль турбовального двигателя в предыдущей схеме, но гораздо эффективней. Система теплообменников, установленных в канале двигателя на входе в компрессор, позволяет преобразовывать хладоресурс топлива в механическую работу и, тем самым, дополнительно повышать термодинамическую эффективность двигателя. Главной особенностью РТРДЭ является исключительно высокий КПД (на скоростях $M=6$ КПД двигателя достигает 70%, а удельный импульс тяги, соответственно, приближается к 6000 с.) Столь высокие показатели являются следствием газодинамического совершенства схемы (двигатель — двухконтурный), а также результатом использования дополнительной энергии — хладоресурса топлива.

Безусловно, теоретические возможности схемы не означают возможностей практической ее реализации. Сегодня эту схему можно рассматривать как предел возможностей ГТД, достичь которых можно, решив ряд достаточно сложных технологических задач, связанных с обеспечением теплового режима работы элементов двигателя.

Прямоточно-турбоэжекторный двигатель (ПТРДЭ) [15]. Схема двигателя показана на рис.15.

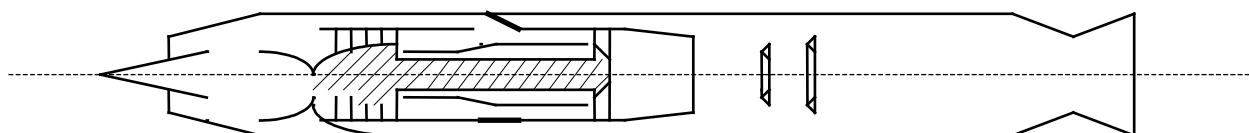


Рис.15. Схема ПТРДЭ

В отличие от РТРДЭ этот двигатель не имеет столь высоких показателей, но он и не имеет столь серьезных конструктивных и технологических проблем. Дело в том, что в настоящее время накоплен значительный опыт создания и доводки турбопрямоточных двигателей (ТПД) [6], который с успехом может быть использован при создании ПТРДЭ.

ПТРДЭ, как и любой турбопрямоточный двигатель тандемной схемы, работает в двух режимах: ГТД и ПВРД. Разница заключается в скоростях, на которых происходит переход с одного режима на другой: в обычных ТПД это происходит существенно раньше ($M = 3,0 \div 3,6$), чем в ПТРДЭ ($M = 4,0 \div 4,5$). Переход с одного режима на другой осуществляется за счет перекладки створок: на режиме ТРДЭ створки открыты (рис.15, верхний вид), на режиме ПВРД створки за-

крыты (рис.15, нижний вид). Наличие существенной разницы в скоростях, на которых происходит перекладка створок, позволяет ПТРДЭ экономить (по сравнению с ТПД) топливо на разгоне, что является преимуществом.

Для сравнения ПТРДЭ и ТПД на базе ТРД выполнен расчет скоростных характеристик указанных двигателей по типовой траектории полета ГЛА. В качестве исходных данных для расчета ПТРДЭ приняты: $\pi_{k_0}=4,0$; $m_0=0,05$; $T_{r_0}^*=1800$ К и закон регулирования $\pi_T = \text{var}$, $T_r^* = \text{const}$, $\alpha_{\text{ПВРД}} = 1,2$. Характеристики ТПД рассчитаны при $\pi_{k_0}=6,0$; $T_{r_0}^*=1800$ К и законе регулирования $T_r^* = \text{const}$, $\alpha_{\Sigma}=1,2$. В обоих случаях принята стандартная зависимость $\sigma_{\text{вх}}$ от числа M полета для воздухозаборников внешнего сжатия и $\bar{P}_c=1,0$ для реактивных сопел. Результаты расчета показаны на рис.16 и рис.17, где даны зависимости удельного импульса $I_{\text{уд}}$ и коэффициента удельной тяги C_p от скорости полета по типовой траектории полета ГЛА.

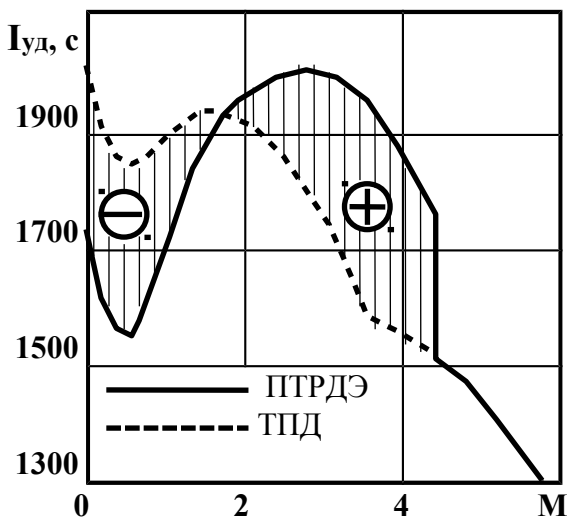


Рис.16

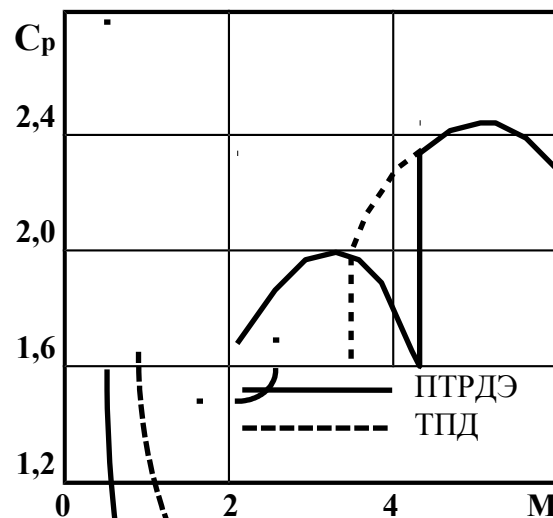


Рис.17

Видно, что на скоростях $M < 2$ ПТРДЭ проигрывает ТПД, а на скоростях $M > 2$ наоборот выигрывает у ТПД (на режиме ПВРД эффективность обоих двигателей одинакова). Безусловно, при наличии альтернативных вариантов, когда эффективность от одного двигателя переходит к другому, сделать окончательное заключение можно только после расчета их характеристик в системе конкретного летательного аппарата. Но в данном случае прослеживается определенная закономерность (см. рис.16), которая позволяет сделать достаточно объективное заключение, что ПТРДЭ как разгонщик, по-видимому, лучше, чем ТПД. Дело в том, что при разгоне летательного аппарата потребная тяга возрастает и, следовательно, разница в абсолютных расходах топлива сравниваемых двигателей на больших скоростях будет существенно большей, чем на малых, а раз

это так, то **ПТРДЭ в целом более экономичен, чем ТПД.**

Таким образом, суммируя сказанное, можно утверждать [16], что турбоэжекторные двигатели, по существу, образуют самостоятельный подкласс ГТД, который реально претендует на наиболее перспективную в ближайшем будущем нишу скоростей полета (рис.18).

Холодное форсирование как физическое явление может быть использовано и для решения вполне традиционных задач. Например, холодное форсирование

позволяет решить проблему полета на сверхзвуковых скоростях без применения обычного форсажа. Расчеты показывают, что при существующих температурах газа перед турбиной $1600 \div 1700$ К, используя холодное форсирование, можно летать до скоростей порядка 2,5 Маха.

Практически, эта задача решается за счет наддува турбокомпрессора [17]. Наддув как способ форсирования мощности широко используется в поршневых двигателях, где для этих целей, как известно, используют нагнетатели. В газотурбинных двигателях таким нагнетателем является переразмеренный компрессор, который имеет избыточную производительность, соответствующую величине потребного наддува.

Примером такого двигателя может служить **турбореактивный двигатель с эжекторным наддувом (ТРДн)** [18]. Схема двигателя показана на рис.19.

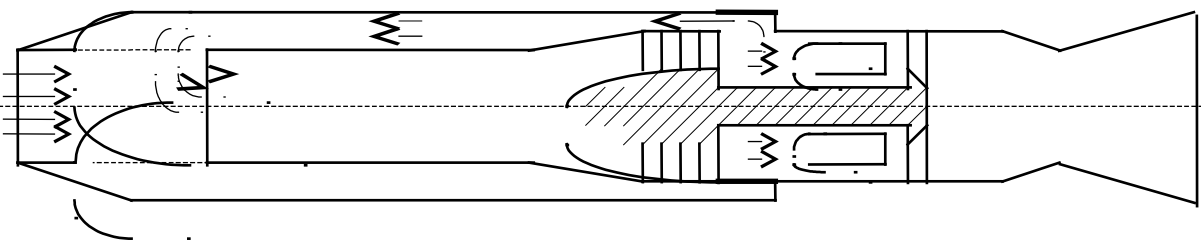


Рис.19. Схема ТРДн

Принципиально новым в газодинамической схеме ТРДн является регулируемый наддув турбокомпрессора, а именно:

- наддув компрессора на скоростях полета по числу Маха менее двух;
- наддув турбины на скоростях полета по числу Маха более двух.



Рис.18. Диапазон применения ВРД

В обоих случаях наддув осуществляется за счет использования переразмеренного для условий взлета компрессора. Переключение наддува с компрессора на турбину и обратно осуществляется при помощи ленты перепуска, которая установлена за компрессором. Наддув компрессора осуществляется при открытой ленте (рис.19, верхний вид), а наддув турбины при закрытой ленте (рис.19, нижний вид). При этом наддув компрессора и наддув турбины представляют собой единое целое и рассматриваются совместно (наддув компрессора — это, по существу, технический прием, позволяющий реализовать наддув турбины, т.е. холодное форсирование). Холодное форсирование наступает тогда, когда закрывается лента перепуска и весь воздух поступает в основную камеру сгорания, что приводит к увеличению подачи топлива и росту тяги.

На рис.20 и рис.21 показаны высотно-скоростные характеристики ТРДн (сплошные линии) и ТРДФ (пунктирные линии). Двигатели имеют одинаковую стартовую тягу, одинаковые степени повышения давления компрессоров ($\pi_{к_0}=6$), одинаковые температуры газа перед турбиной ($T_{г_0}^*=1600$ К). Коэффициент отбора воздуха у ТРДн составляет $\kappa_{отб}=0,2$ (лента закрывается при $M=2$); температура в форсажной камере у ТРДФ соответственно $T_{ф}^*=2000$ К. Видно, что на крейсерских скоростях полета ($M=2\div 2,5$) ТРДн выигрывает у ТРДФ как по лобовой тяге, так и по удельному расходу топлива. При этом выигрыш по удельному расходу топлива составляет более 30%, что, по существу, означает **выигрыш холодного форсирования у горячего** (форсажное топливо подается перед турбиной).

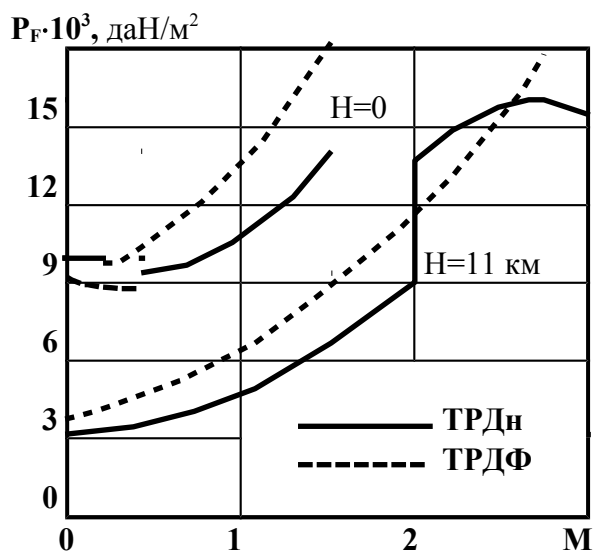


Рис.20

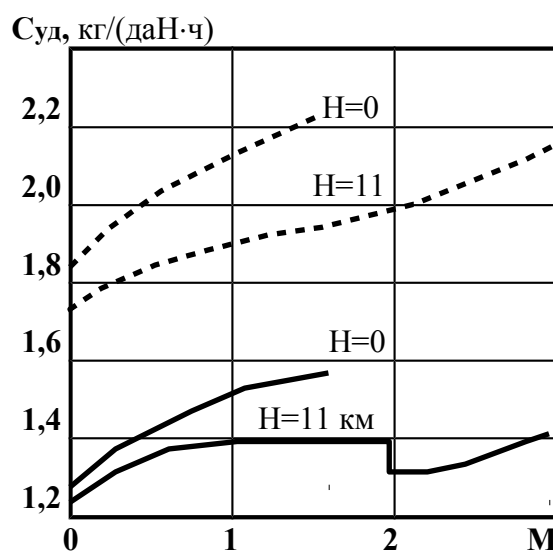


Рис.21

В связи с представленной на рис.21 характеристикой уместно напомнить, что при создании первого сверхзвукового лайнера Ту-144 одним из главных требований было обеспечить удельные расходы топлива на крейсерском режиме полета на уровне $1,35\div 1,45$ кг/(даН·ч). Многократные мо-

дификации двигателя НК-144 по достижению поставленной задачи так и не увенчались успехом [19]. Холодное форсирование, как это видно, решает поставленную задачу.

К проблемным вопросам схемы следует отнести необходимость регулирования соплового аппарата в момент перекладки ленты перепуска. У высокотемпературных двигателей ($T_{г^*} > 1700$ К) эта проблема, в принципе, может быть решена тепловым регулированием соплового аппарата. В этом случае увеличение расхода воздуха будет сопровождаться уменьшением температуры газа перед турбиной, что, как показывают расчеты, позволяет сохранить тягу двигателя при одновременном снижении удельного расхода топлива.

Традиционно, наиболее массовыми и дорогостоящими двигателями в современной авиации являются газотурбинные двигатели для многоцелевых маневренных ЛА военного назначения. Для России создание двигателей подобного класса — это не только вопрос сохранения военного паритета, но и вопрос получения дополнительных финансовых средств для развития отечественной авиации. Объем продаж авиационной техники военного назначения за рубежом за последние годы вырос до 4 млрд. долларов в год. Сохранить и расширить этот рынок можно только за счет жесткой конкурентной борьбы с иностранными фирмами-производителями авиационной техники, такими как “Дженерал Электрик”, “Пратт-Уитни”, “Турбо-Унион” и др. При этом главным критерием конкурентоспособности был и остается критерий “качество-стоимость”.

Основное требование к двигателю многоцелевого маневренного ЛА - многорежимность [20]. Двигатель, с одной стороны, должен обеспечивать большую тягу при разгоне и перехвате сверхзвуковых целей на больших высотах и при ведении воздушного боя на средних высотах в широком диапазоне скоростей полета, а с другой - обладать высокой экономичностью при полетах с дозвуковыми скоростями на больших высотах и у земли. Основой двигателя 21 века, по мнению большинства экспертов [21], должна стать газодинамическая схема ТРДДФ с малой степенью двухконтурности ($m_0 < 0,3$). Следует отметить, что данный вывод достаточно традиционен и является продолжением существующей концепции развития двигателей данного класса, основные характеристики которых (по данным зарубежных источников) приведены в табл. 1.

Таблица 1

Двигатель, фирма	R/R _ф даН	Суд/Суд _ф кг/(даН·ч)	γ/γ_f кг/даН	Пк _с	m/G _в кг/с	T _{г*} К	Применение на самолетах
F404-GE-400 “Дженерал Электрик”	<u>4710</u> 7120	<u>0,86</u> 1,9	<u>0,2</u> 0,14	25	<u>0,34</u> 65,5	1600	F/A-18
F404-GE-100 “Дженерал Электрик”	<u>4710</u> 7570	<u>0,85</u> 1,9	0,22 0,13	26	<u>0,34</u> 65,5	1610	F-20
F110 “Дженерал Электрик”	<u>7460</u> 12160	<u>0,68</u> 2,05	<u>0,23</u> 0,14	32	<u>0,87</u> 122	1645	F-15; F-16; F-14D

PW1128 “Прагг-Уитни”	$\frac{7560}{11260}$	$\frac{0,77}{1,93}$	$\frac{0,19}{0,12}$	27	$\frac{0,65}{110}$	1755	F-15; F-16
PW 1120 “Прагг-Уитни”	$\frac{5980}{9170}$	$\frac{0,8}{1,9}$	$\frac{0,22}{0,14}$	26,8	$\frac{0,15}{79,5}$	1648	F-104; F-4; “Лави”
M.88 “СНЕКМА”	$\frac{4680}{7360}$	$\frac{0,8}{1,9}$	$\frac{0,19}{0,12}$	24	$\frac{0,5}{67}$	1678	Истребители 90-х годов
RB.199 Мк.104 “Турбо-Унион”	$\frac{4300}{7690}$	$\frac{0,65}{2,44}$	$\frac{0,26}{0,14}$	25	$\frac{1,1}{74}$	1590	“Торнадо-2”
M.85 “Волво Флюгмотор”	$\frac{5490}{8440}$	$\frac{0,86}{1,78}$	$\frac{0,14}{0,1}$	23	$\frac{0,5}{70,7}$	1800	F-18

Как видно из табл.1 главной отличительной особенностью этих двигателей является наличие форсажных камер, а также дальнейшее повышение температуры газов перед турбиной (до $1700 \div 1750$ и более) при повышении $P_{к\Sigma}$ (до $26 \div 32$).

Стоимость двигателя, как известно, напрямую зависит от уровня параметров рабочего процесса. Так, например, в методе оценки стоимости перспективных ГТД, предложенным американцем Маурером [22], стоимость двигателя $C_{ГТД}$ определяется с помощью линейной статистической зависимости от температуры газа перед турбиной $T_{г}^*$, суммарного расхода воздуха $G_{в\Sigma}$ и переменной δ (символ Кронеккера), равной единице или нулю в зависимости от наличия или отсутствия форсажной камеры:

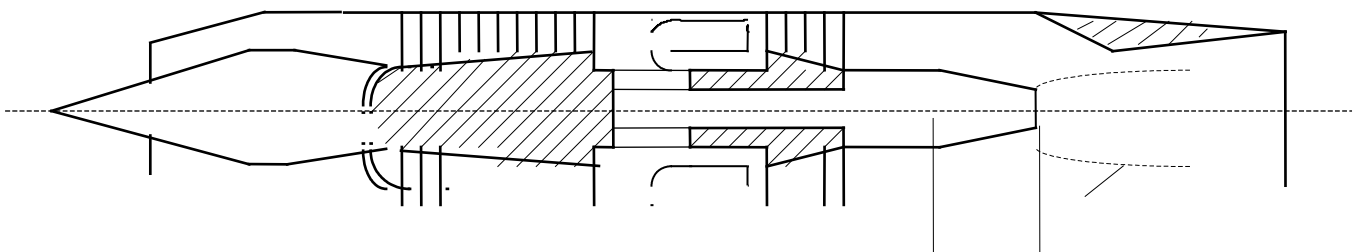
$$C_{ГТД} = a_0 + a_1 \cdot G_{в\Sigma} + a_2 \cdot T_{г}^* + a_3 \cdot \delta,$$

где a_0, a_1, a_2 и a_3 - статистические коэффициенты, зависящие от типа двигателя.

Таким образом, стоимость двигателя по Мауреру, существенно снижается если характеристики двигателя достигаются при более низких $T_{г}^*$ и без применения форсажных камер, чего нельзя сказать о перспективных разработках ГТД, основанных на традиционных подходах (табл.1).

Холодное форсирование позволяет решать технические задачи аналогичного уровня сложности но при более умеренных температурах газа перед турбиной и без применения традиционных форсажных камер сгорания и, соответственно, ожидаемая стоимость таких двигателей существенно ниже, а сами двигатели более конкурентоспособны.

Двухкамерный турбореактивный двигатель (ТРДК) [23]. Схема двигателя показана на рис.22.



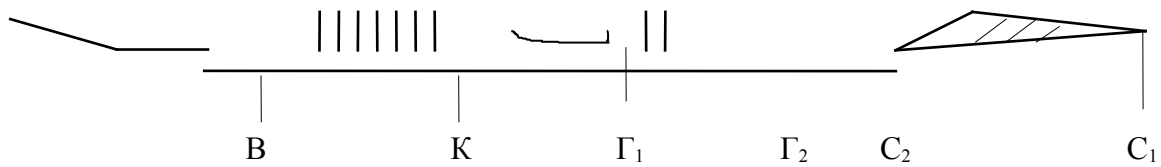


Рис.22. Схема ТРДК

В отличие от обычных ТРД, двигатель имеет две камеры сгорания - основную и дополнительную (рис.22, сечение Γ_2), которые установлены параллельно и имеют общий вход. Идея двигателя состоит в том, что камеры сгорания, работая совместно, могут перераспределять потоки воздуха между контурами, т.е. изменять степень двухконтурности двигателя и, соответственно, его характеристики [24].

При включении дополнительной камеры сопротивление внутреннего контура увеличивается и воздух перераспределяется в пользу наружного контура, что ведет к наддуву турбины, т.е. холодному форсированию. Данный эффект наглядно иллюстрируется на рис.23. Здесь цикл двигателя изображен в объемных координатах и соответствует тяговой мощности (за вычетом внутренних потерь). Тяговая мощность складывается из двух составляющих: мощности основного цикла (рис.23, заштрихованная область) и мощности дополнительного цикла (рис.23, незаштрихованная область). Видно, что при включении дополнительной камеры сгорания ($T_{\Gamma_2^*} > T_{\Gamma_1^*}$) мощности обоих циклов увеличиваются: объем основного цикла растет за счет увеличения расхода рабочего тела, т.е. холодного форсирования, а объем дополнительного цикла растет за счет увеличения температуры рабочего тела, т.е. горячего форсирования. Выключение дополнительной камеры приводит к перераспределению воздуха в пользу внутреннего контура (двухконтурность увеличивается и, соответственно, удельные расходы топлива уменьшаются).

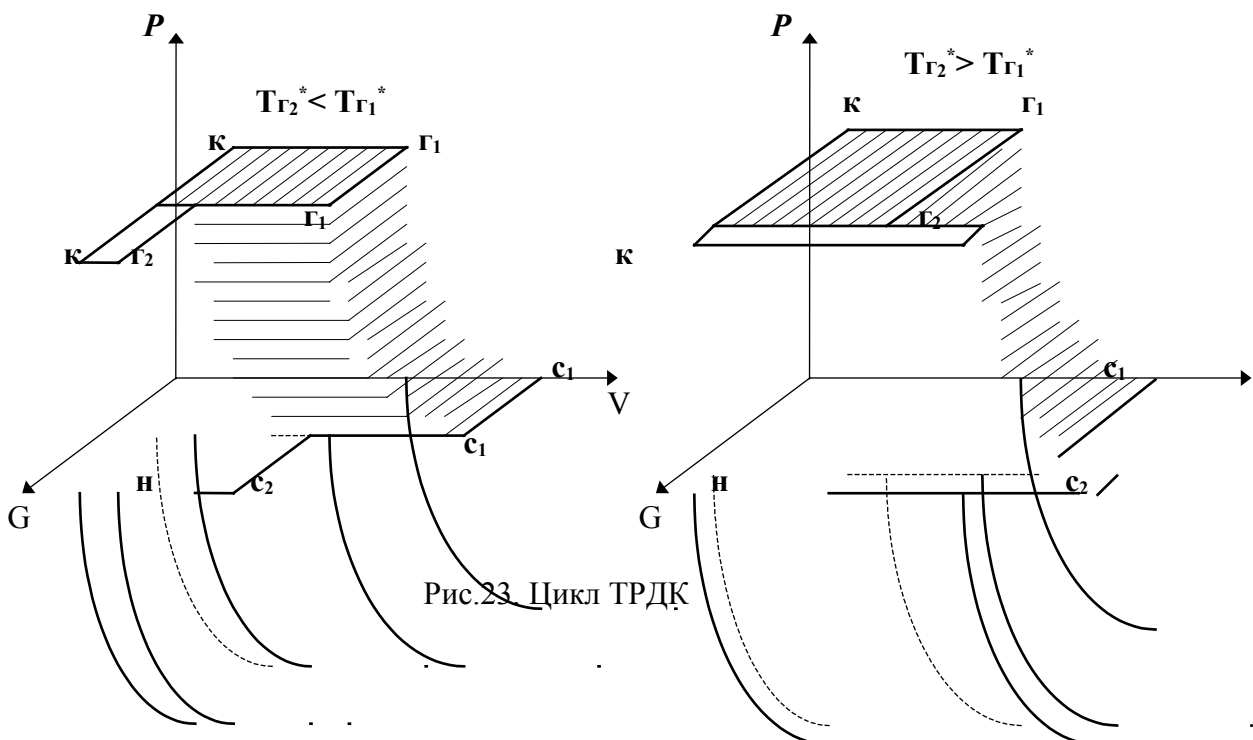


Рис.23. Цикл ТРДК

~~Следует отметить, что двухкамерные ТРД обладают~~
 достаточно уникальным для форсированных двигателей
 свойством: в ТРДК удельная тяга и удельный расход топ-
 лива изменяются практически пропорционально, в то вре-
 мя как в обычных ТРДФ (ТРДДФ) удельная тяга значи-
 тельно отстает от удельного расхода топлива. Это свойство

дает двухкамерному двигателю определенные преимуще-
 ства перед однокамерным. На рис.24 показаны диапазоны
 изменения удельных расходов топлива (от минимального
 до максимального) для ТРДК и ТРДДФ по скорости полета ($H=5$ км). Видно, что диапазон изме-
 нения удельных расходов топлива у ТРДК (заштрихованная область) существенно уже, чем у
 ТРДДФ, что для многорежимного двигателя является преимуществом. Расчеты [25] показывают,
 что если количество форсированных режимов превышает 10% от общей наработки, то двухкамер-
 ный двигатель в системе летательного аппарата становится более экономичным, чем форсирован-
 ный двухконтурный. Таким образом, ТРДК следует рассматривать как серьезного конкурента
 ТРДДФ в классе многорежимных двигателей военного назначения. Теоретически, ТРДК проще,
 легче и экономичнее ТРДДФ [25]. Вопросы теории двухкамерных ТРДК изложены в работах [26,
 27, 28, 29].

Сегодня холодное форсирование как способ повышения мощности ГТД реализовано и дает
 ощутимые положительные результаты. Например, в ГТД, предназначенных для вертолетов, ис-
 пользуется переразмеренный турбокомпрессор, имеющий запас по производительности компрес-
 сора. На больших высотах, где воздуха недостаточно для поддержания двигателем необходимой
 для полета вертолета мощности, указанный запас реализуется и высотность вертолета повышается
 [30, стр.288].

Заключение. Холодное форсирование как физическое явление и как способ повышения
 тяги (мощности) газотурбинных двигателей обладает достаточными энергетическими резервами,
 чтобы определять перспективу развития авиационного двигателестроения и авиации в целом на
 ближайшие десятилетия.

Список литературы:

1. Ланшин А.И. Проектные исследования комбинированных силовых установок для гиперзву-
 ковых летательных аппаратов аэрокосмического назначения. //Вестник Академии космонавти-
 ки.
 - 1998, № 2. - с.114÷130.

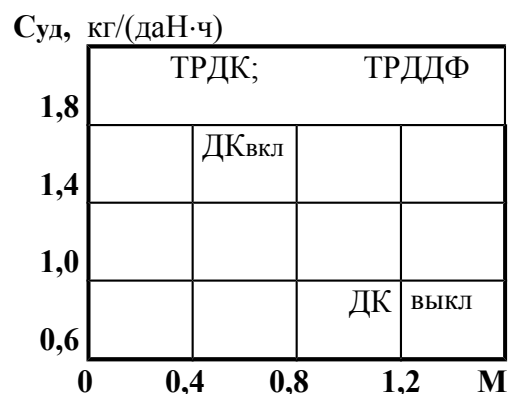


Рис.24. Скоростная характеристика

2. Нечаев Ю.Н. Силовые установки гиперзвуковых и воздушно-космических летательных аппаратов. - М.:Академия космонавтики, 1996. - 213 с.
1. Курзинер Р.И. Реактивные двигатели для больших сверхзвуковых скоростей полета. - М.:Машиностроение, 1989. - 264 с.
1. Цховребов М.М. Об оптимальных числах М перехода комбинированного двигателя на прямо-точный режим работы. - Труды ЦИАМ, 1972, №542. - 11 с.
1. Дуpletов Н.П., Ланшин А.И., Цховребов М.М. и др. Формирование облика СУ с различными схемами двигателей для ГЛА. /Тех.. отчет. - ЦИАМ, 1994.
1. Tskhovrebov M.M., Palkin V.A. Combined Engines for hypersonic flight. ICAS-92-3.4.3. 18-th ICASS Congress, 21-25 sept. 1992, Beijing PRC.
1. Турбоэжекторный двигатель. Пат. № 2190772, РФ. - МПК7 F02 C 3/34. /Письменный В.Л. - № 99108376/06, заявлено 13.04.1999. - Оpubл. 10.10.2002, Бюл. № 28.
8. Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей./ Под ред. С.М. Шляхтенко. - М.:Машиностроение, 1987. - 568 с.
9. Письменный В.Л. Турбоэжекторный двигатель.// Электронный журнал “Труды МАИ”, № 11. - <http://www.mai.ru> (11.04.2003).
10. Письменный В.Л. Математическая модель звукового газового эжектора с цилиндрической камерой смешения в системе турбоэжекторного двигателя.// Электронный журнал “Труды МАИ”, №12. - <http://www.mai.ru> (2.07.2003).
11. Васильев Ю.Н. Теория сверхзвукового эжектора с цилиндрической камерой смешения.// Сб. “Лопаточные машины и струйные аппараты” - М.:Машиностроение, 1967. - вып.2. - с. 171-235.
12. Lanshin A.I., Dulepov N.P. Rational Schemes and Performances of the ATR-Engines. SAE Technical Paper Series, 1990.
13. Письменный В.Л. Основы теории расчета турбоэжекторных двигателей./ ГЛИЦ им. В.П. Чкалова. - Деп. 18.01.2000, № В/4195. - 43 с./ Сб. реф. сер.В, вып.50. - М.:ЦВНИМО РФ.
14. Воздушно-реактивный двигатель. Свидетельство на полезную модель № 22311, РФ. - МПК7 F 02 К 3/02. /Письменный В.Л. - № 2000101384/20, заявлено 17.01.2000. - Оpubл. 20.03.2002, Бюл. № 8.
15. Турбопрямоточный двигатель. Патент на полезную модель № 30865, РФ. - МПК7 F 02 C 3/00. /Письменный В.Л. - № 2002127370/20, заявлено 14.10.2002. - Оpubл. 10.07.2003, Бюл. № 19.
16. Письменный В.Л. Турбоэжекторные двигатели.// XXVII академические чтения по космонавтике.:Тез. докл. - М.:Война и мир, 2003. - с.261.
17. Способ форсирования газотурбинного двигателя. Пат. № 2193099, РФ. - МПК7 F 02 К 3/10. /Письменный В.Л. - № 2001100281/06, заявлено 04.01.2001. - Оpubл. 20.11.2002, Бюл. № 32.
18. Турбореактивный двигатель с эжекторным наддувом. Пат. № 2201518, РФ. - МПК7 F 02 К 3/02. /Письменный В.Л. - № 2001107308/06, заявлено 19.03.2001. - Оpubл. 27.03.2003, Бюл. № 9.
19. Бюшгенс Г.С., Бедржинский Е.Л. ЦАГИ - центр авиационной науки. - М.:Наука, 1993. - 272 с.
20. Колодочкин В.П. Воздушно-реактивные двигатели сверхзвуковых многорежимных самолетов. - М.:Машиностроение, 1975. - 132 с.
21. Engins for future combat aircraft. //Interavia Aerospace Review. - 1982, № 10. - p.1050÷1052.

22. Brennan T.J., Finizie L.T. Gas turbine engine cost estimating. - AIAA Paper, № 76-752.
 23. Двухкамерный турбореактивный двигатель (варианты). Пат. № 2187009, РФ. - МПК7 F 02 К 3/04. /Письменный В.Л. - № 2000104340/06, заявлено 21.02.2000. - Оpubл. 10.08.2002, Бюл. № 22.
 24. Способ регулирования турбореактивного двигателя. Пат. № 2196912, РФ. - МПК7 F 02 К 3/02. /Письменный В.Л. - № 2001129911/06, заявлено 05.11.2001. - Оpubл. 20.01.2003, Бюл. №2.
 25. Письменный В.Л. К вопросу оценки эффективности турбореактивных двигателей. //Вестник МАИ. - 2003, т.9, ч.2.
 26. Письменный В.Л. Теория двухкамерных турбореактивных двигателей./ ГЛИЦ им. В.П. Чкалова. - Деп. 03.04.2001, № В/4616. - 110 с. /Сб. реф. сер.В, вып.55. - М: ЦВНИМО РФ.
 27. Письменный В.Л. Исследование термодинамического цикла двухкамерного турбореактивного двигателя. //Электронный журнал "Труды МАИ", № 6. - <http://www.mai.ru> (27.11.2001).
 28. Письменный В.Л. Исследование термодинамического цикла форсированного двухкамерного турбореактивного двигателя. //Электронный журнал "Труды МАИ", № 8. - <http://www.mai.ru> (22.05.2002).
 29. Письменный В.Л. Исследование влияния параметров рабочего процесса на удельные параметры двухкамерного турбореактивного двигателя. //Электронный журнал "Труды МАИ", № 10. - <http://www.mai.ru> (23.01.2003).
 30. Нечаев Ю.Н., Федоров Р.М. Теория авиационных газотурбинных двигателей. Ч.2. - М.:Машиностроение, 1978. - 336 с.
-

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРЕ

Письменный Владимир Леонидович, доцент кафедры испытаний авиационной техники филиала "Взлет" Московского авиационного института (государственного технического университета), к.т.н.