

Авиационная и ракетно-космическая техника

УДК 629.7.036

doi: 10.18698/0536-1044-2019-6-50-59

Двухконтурный турбореактивный двигатель

В.Л. Письменный

Филиал «Взлет» ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» в г. Ахтубинске

Bypass Turbojet Engines

V.L. Pismennyi

Akhtubinsk Branch Vzlet Federal State Budgetary Educational Institution of Higher Education — Moscow Aviation Institute (National Research University)

Дозвуковые двухконтурные турбореактивные двигатели пятого поколения достигли своего технического совершенства, их общий коэффициент полезного действия составляет 35...38 %. Дальнейшие работы в этом направлении без изменения термодинамического цикла двигателя являются бесперспективными. Предложен способ повышения термодинамической эффективности циклов тепловых машин, основанный на использовании так называемых внутренних термодинамических циклов (циклов Письменного). Внутренние циклы обладают замечательными свойствами: они увеличивают полезную работу и коэффициенты полезного действия (термический и эффективный) тепловой машины, а также снимают температурные ограничения. Разработана газодинамическая схема двухконтурного турбореактивного двигателя, где реализован внутренний термодинамический цикл. Во втором контуре двигателя установлены два теплообменника (циркуляционный и теплообменник-регенератор), первый из которых позволяет повысить температуру газа перед турбиной до 2300 К и более, второй — понизить температуру отработавших газов до температуры, соизмеримой с температурой воздуха за вентилятором. Общий КПД двигателя в крейсерском режиме полета (при высоте полета 11 км и числе Маха 0,8) в зависимости от тяги двигателя приближается к 45...55 %. Ожидаемая экономия топлива по отношению к двухконтурным турбореактивным двигателям пятого поколения (Trent 1000, GP7270, PW4460 и др.) составит более 20 %. Суммарный экономический эффект для авиакомпаний при переходе на новый принцип построения авиадвигателей может превысить 10 млрд долл. США в год.

Ключевые слова: двухконтурный турбореактивный двигатель, теплообменник, удельный расход топлива, тепловая машина, внутренний термодинамический цикл, цикл Письменного

Subsonic bypass turbojet engines of the fifth generation have reached technical maturity, with overall efficiency of 35–38%. Without changing the thermodynamic cycle of the engine, any further work in this direction is futile. The researcher proposes a method of increasing the thermodynamic effectiveness of heat engines based on the so called internal thermodynamic cycles (Pismennyi cycles). The internal cycles possess remarkable characteristics: they increase the effective work output and the heat engine efficiency (thermal and effective); furthermore, they remove temperature restrictions. A gas dynamic design of a

bypass turbojet engine is developed based on the internal thermodynamic cycle. Two heat exchangers (circulating and regenerating) are installed in the bypass duct, the first of which can increase the gas temperature before the fan to 2300 K and higher, while the second one can cool the exhaust temperature down to the level comparable to the air temperature behind the fan. Depending on the thrust, general efficiency of the engine in cruise mode ($H = 11$ km, $M = 0.8$) can reach 45–55 %. Compared to bypass turbojet engines of the fifth generation (Trent 1000, GP7270, PW4460, etc.), fuel savings with the new design are estimated to be more than 20 %. With the adoption of the proposed jet engine design the total economic impact for airlines can exceed \$10 billion annually.

Keywords: bypass turbojet engine, heat exchanger, specific fuel consumption, heat engine, internal thermodynamic cycle, Pismennyi cycle

В 1941 г. инженер А.М. Люлька, позднее ставший генеральным конструктором и академиком, получил авторское свидетельство [1] на газодинамическую схему двухконтурного турбореактивного двигателя (ТРДД, рис. 1).

В ТРДД предложено распределять энергию топлива на большую массу газа, что при той же тяге двигателя позволило уменьшить расход топлива. Сущность данного предложения состоит в том, что тяга двигателя R в заданных условиях полета (при скорости полета $v_{\text{п}} = \text{const}$) зависит от расхода газа $G_{\text{г}}$ и скорости его истечения из сопла $w_{\text{с}}$, а именно $R \approx G_{\text{г}} (w_{\text{с}} - v_{\text{п}})$. При этом важно, в какой зависимости находятся эти величины.

Как известно, скорость истечения газа из сопла связана с температурой газа перед соплом $T_{\text{с}}^*$ соотношением $w_{\text{с}} \sim \sqrt{T_{\text{с}}^*}$, соответственно, $T_{\text{с}}^* \sim w_{\text{с}}^2$. В связи с этим при повышении расхода газа и снижении скорости его истечения из сопла температура $T_{\text{с}}^*$ уменьшается быстрее, чем увеличивается расход $G_{\text{г}}$. Следовательно, и общее количество используемой энергии (энтальпии) $i^* = c_p T_{\text{с}}^* G_{\text{г}}$ (c_p — удельная теплоемкость газа), необходимое для получения той же тяги R , будет снижаться, что фактически означает повышение эффективности использования энергии топлива воздушно-реактивным двигателем (ВРД).

Принцип перераспределения энергии топлива на большую массу рабочего тела лег в основу самого эффективного на сегодняшний день способа повышения газодинамической эффективности воздушно-реактивного двигателя (ВРД) — ТРДД [2].

Значения общих коэффициентов полезного действия (КПД) η_0 ТРДД четвертого–пятого поколений в крейсерском режиме полета (при высоте полета летательного аппарата (ЛА) $H = 11$ км и числе Маха $M = 0,8$) и их стартовые тяги R_0 приведены на рис. 2, где видно, что $\eta_0 \rightarrow 0,4$. Фактически, это тот предел газодинамической эффективности, к которому стремится ТРДД А.М. Люльки (см. рис. 1).

Этот вывод следует из общих положений теории ВРД, в соответствии с которыми ВРД выполняют функции как тепловой машины, так и движителя. В первом случае ВРД характеризуется эффективным КПД η_e , во втором — полетным КПД $\eta_{\text{п}}$, а в целом — общим КПД $\eta_0 = \eta_e \eta_{\text{п}}$ [2].

Академик Б.А. Стечкин получил соотношение, позволяющее определять полетный КПД ТРДД,

$$\eta_{\text{п}} = \frac{2}{1 + w_{\text{с}}/v_{\text{п}}}.$$

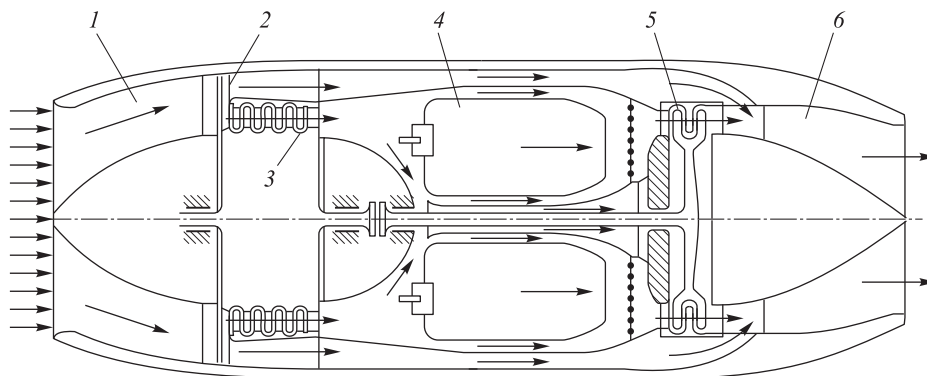


Рис. 1. Газодинамическая схема ТРДД А.М. Люльки:

1 — диффузор; 2 — вентилятор; 3 — компрессор; 4 — камера сгорания; 5 — турбина; 6 — сопло

Если полагать, что удельная тяга $R_{уд} = w_c - v_{п}$ [2], то

$$\eta_{п} = \frac{1}{1 + R_{уд}/2v_{п}}$$

или

$$\eta_{п} = \frac{1}{1 + R/(2G_{в}v_{п})},$$

где $G_{в}$ — расход воздуха.

Принимая во внимание, что расход воздуха через двигатель для заданных условий полета ($H = \text{const}$, $v_{п} = \text{const}$) определяется как $G_{в} \approx Cd^2$, получаем

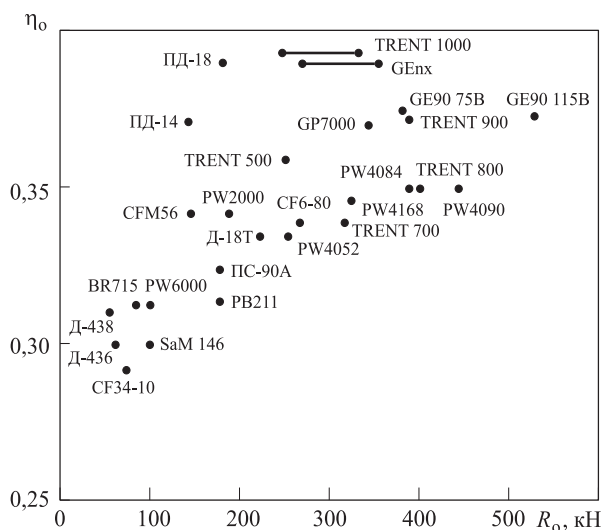


Рис. 2. Значения общих КПД η_0 ТРДД четвертого–пятого поколений при высоте полета ЛА $H = 11$ км и числе Маха $M = 0,8$ и их стартовые тяги R_0

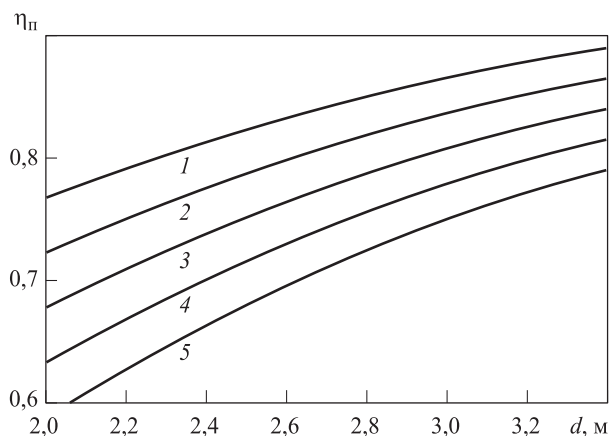


Рис. 3. Зависимость полетного КПД ТРДД $\eta_{п}$ от диаметра его вентилятора d в крейсерском режиме полета при тяге: $R = 30$ (1), 40 (2), 50 (3), 60 (4) и 70 (5) кН



Рис. 4. Двигатель НК-93, установленный на летающей лаборатории Ил-76ЛЛ

$$\eta_{п} \approx \frac{1}{1 + R/(Cd^2)}. \tag{1}$$

Здесь d — диаметр вентилятора;

$$C = 1,256 \cdot Mq(\lambda_{в})\sigma_{вх}p_n^* \left(1 - \bar{d}_{вт}^2\right),$$

где $q(\lambda_{в})$ — плотность тока на входе в вентилятор; p_n^* — давление торможения наружного потока; $\sigma_{вх}$ — коэффициент восстановления давления во входном устройстве; $\bar{d}_{вт}$ — относительный диаметр втулки вентилятора.

Из соотношения (1) следует, что если известны (заданы) условия полета и тяга двигателя, то полетный КПД ТРДД определяется диаметром его вентилятора: чем больше d , тем выше $\eta_{п}$.

Для дозвуковых ТРДД крейсерскими условиями полета являются высота $H = 11$ км и число Маха $M = 0,8$ [2]. Потребный диапазон тяг в крейсерском режиме полета для ТРДД составляет $30 \dots 70$ кН. Таким образом, значение полетного КПД ТРДД фактически предопределено ЛА. При этом полетный КПД ТРДД имеет физический предел, так как диаметр вентилятора не может быть сколь угодно большим ($d < 3,0 \dots 3,5$ м).

На рис. 3 показаны значения полетных КПД ТРДД, полученные по формуле (1) при плотности тока на входе в вентилятор $q(\lambda_{в}) = 0,85$, коэффициенте восстановления давления во входном устройстве $\sigma_{вх} = 0,98$ и относительном диаметре втулки вентилятора $\bar{d}_{вт} = 0,4$, в крейсерском режиме полета для различных R и d .

Диаметры вентиляторов ТРДД пятого поколения (ТРЕНТ 1000, GE90, НК-93 и др.) фактически приблизились к своим предельным значениям (рис. 4), из чего следует, что повысить газодинамическую эффективность современ-

ных ТРДД можно только путем увеличения их эффективного КПД.

Цель работы — повышение эффективного (общего) КПД дозвуковых ТРДД и, как следствие, их топливной эффективности по отношению к двигателям пятого поколения (TRENT 1000, GE90-115B и др.).

В ТРДД использован термодинамический цикл Брайтона, термический КПД которого определяется как $\eta_t = 1 - 1/\pi_\Sigma^{k_r-1/k_r}$, где π_Σ — суммарная степень повышения давления в цикле; k_r — показатель адиабаты. Эффективный КПД цикла Брайтона в составе ТРДД η_e меньше термического КПД как минимум на 20 % [2]. Отсюда $\eta_e < 0,8 - 0,8/\pi_\Sigma^{k_r-1/k_r}$. Если же принять во внимание, что максимальное значение суммарной степени повышения давления в цикле в дозвуковых ТРДД $\pi_\Sigma < 45$ [3], то $\eta_e < 0,5$, и, соответственно, $\eta_o < 0,37 \dots 0,42$ ($d \sim 3$ м).

Как показывают исследования [2, 3], увеличение эффективного КПД цикла Брайтона в составе ТРДД путем повышения π_Σ более 45 является проблематичной задачей. Это связано с тем, что при наличии ограничений по температуре газа перед турбиной ($T_T^* = 1600 \dots 1900$ К) и при выполнении соотношения $\pi_\Sigma > 45$ происходит возрастание доли внутренних потерь в цикле Брайтона и, как следствие, снижение его эффективного КПД [2], а также увеличение нагрузки на конструкцию двигателя.

Таким образом, двигатели, выполненные по схеме, приведенной на рис. 1, фактически достигли своего технического совершенства и как тепловая машина, и как движитель, и дальнейшие работы по повышению их газодинамической эффективности без изменения термодинамического цикла ТРДД являются бесперспективными.

Предлагаемый способ повышения термодинамической эффективности циклов тепловых машин основан на использовании так называемых внутренних термодинамических циклов (циклов Письменного) [4]. Внутренний цикл — это цикл, имеющий энергообмен с внешним циклом. Внешний цикл — это цикл, имеющий энергообмен с внешней средой. Отсутствие во внутреннем цикле энергообмена с внешней средой по определению означает отсутствие внешних потерь, а следовательно, *термический КПД этого цикла в составе тепловой машины равен единице* (вся теплота, а это разница между полученной и возвращенной внешнему цик-

лу теплотой, преобразуется в работу). Внутренние циклы обладают замечательными свойствами: они увеличивают полезную работу и КПД (термический и эффективный) тепловой машины, а также снимают температурные ограничения [5–14].

Способ, предложенный в работе [4], является частным выражением метода круговых термодинамических процессов С. Карно, в связи с чем, получил авторское название «Метод внутренних термодинамических циклов».

Метод внутренних термодинамических циклов весьма эффективен применительно к ВРД [15–20], в том числе к ТРДД [19, 20]. Все эти двигатели [15–20] характеризуются очень высоким эффективным КПД ($\eta_e > 60$ %).

Предлагаемый дозвуковой ТРДД [19] (рис. 5) состоит из входного устройства 1, вентилятора 2, внутреннего и внешнего контуров.

Внутренний контур включает в свой состав компрессоры 3, камеру сгорания 6, турбины 7 и выходные патрубки 10, состоящие из диффузорных каналов и одновременно являющиеся внутренними каналами теплообменника-регенератора 8. Внутренние каналы последнего пересекают внешний контур, соединяя внутренний контур с атмосферой.

Внешний контур представляет собой кольцевой канал, заканчивающийся сужающимся соплом 9. Внутри этого контура последовательно расположены циркуляционный теплообменник (ЦТ) 11 [21] и теплообменник-регенератор. Внутренние каналы ЦТ с одной стороны через смеситель 5 соединены с воздушной полостью за компрессорами, а с другой — со смесителем через центробежный нагнетатель 4 и воздушными каналами системы охлаждения турбин.

Принципы работы предлагаемого двигателя и ТРДД с отдельными контурами [2] различаются лишь функционированием системы охлаждения турбин и выходного устройства.

Система охлаждения турбин работает следующим образом. Горячий воздух, отбираемый за компрессором двигателя, подается в смеситель и далее в ЦТ. Охлажденный в этом теплообменнике воздух проходит в систему охлаждения турбин и центробежный нагнетатель, который направляет его в смеситель, где охлажденный воздух смешивается с горячим, входящим из двигателя.

В результате смешения температура горячего воздуха уменьшается. Образовавшаяся смесь

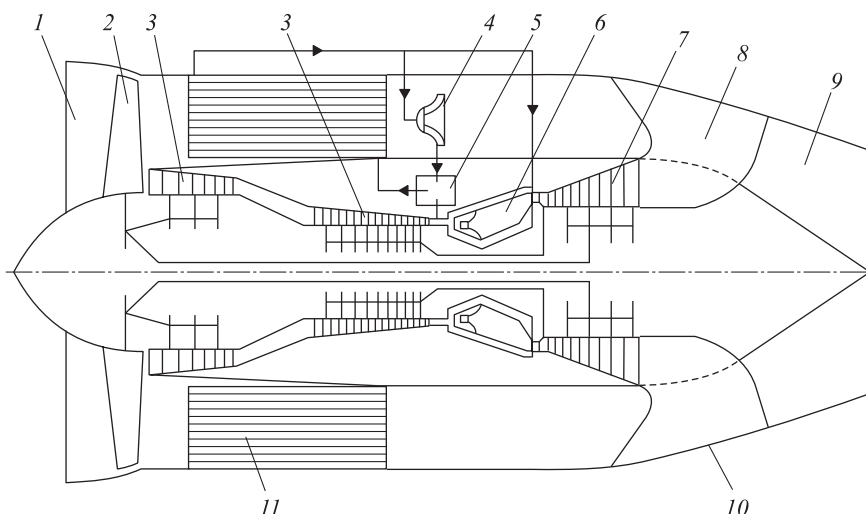


Рис. 5. Схема ТРДД Письменного:

1 — входное устройство; 2 — вентилятор; 3 — компрессор; 4 — нагнетатель; 5 — смеситель; 6 — камера сгорания; 7 — турбина; 8 — теплообменник-регенератор; 9 — сопло; 10 — выходной патрубок; 11 — циркуляционный теплообменник

поступает в ЦТ, и цикл повторяется. Температура воздуха будет снижаться до тех пор, пока не будет достигнут тепловой баланс между теплом, поступающим в смеситель от двигателя, и теплом, отводимым через ЦТ во второй контур.

Отличительной особенностью ЦТ является способность охладить воздух, отбираемый от компрессора ТРДД, практически до температуры, при которой этот воздух поступает в компрессор [22].

На рис. 6 приведена зависимость температуры воздуха на выходе из ЦТ T_x^* (см. рис. 5) от коэффициента интенсивности охлаждения воз-

духа ϑ , представляющего собой изменение температуры горячего воздуха в ЦТ по отношению к разности температур горячего и холодного воздуха на входе в ЦТ [21], и от коэффициента циркуляции δ_c (доли воздуха, возвращаемой в ЦТ нагнетателем) при температурах воздуха на входе в компрессор $T_{в.к}^* = 300$ К и на выходе из него $T_k^* = 900$ К.

Эффект охлаждения достигается разницей расходов воздуха — проходящего через теплообменник и циркулирующего в нем. Искусственный (вследствие циркуляции) рост расхода воздуха, участвующего в теплообмене, позволяет пропорционально этому увеличению повышать количество теплоты, передаваемой из внутреннего контура во внешний, что является ноу-хау ТРДД Письменного [19].

Известные теплообменники, устанавливаемые во втором контуре ТРДД, охлаждающие воздух высокого давления для охлаждения турбины [2], этим эффектом не обладают. В обычных теплообменниках коэффициент циркуляции δ_c равен нулю, соответственно, степень охлаждения воздуха определяется только коэффициентом интенсивности охлаждения ϑ , чего явно недостаточно (см. рис. 6). Температура газа перед турбинами современных ТРДД не превышает 1900 К.

Благодаря сочетанию высокой эффективности охлаждения воздуха в ЦТ с современными технологиями (монокристаллическими лопатками, конвективно-пленочным охлаждением, керамическими сопловыми аппаратами

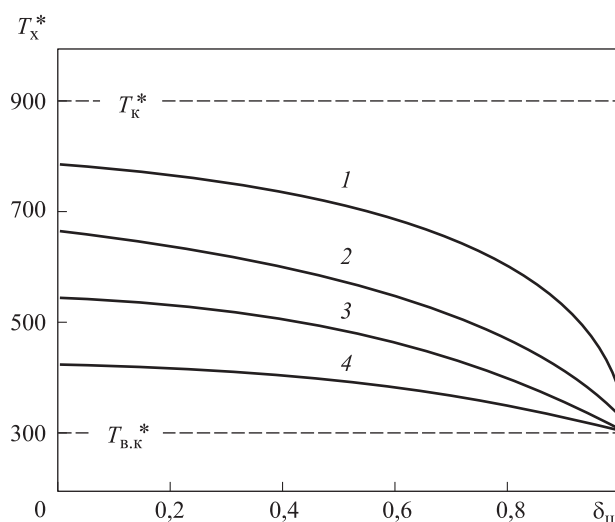


Рис. 6. Зависимость температуры на выходе из ЦТ T_x^* от коэффициента циркуляции δ_c при коэффициенте интенсивности охлаждения воздуха $\vartheta = 0,2$ (1), 0,4 (2), 0,6 (3) и 0,8 (4)

и др. [3]), температура газа перед турбиной ТРДД при достаточно умеренном (что весьма важно) отборе воздуха от компрессора (в пределах 15 %) может быть повышена до 2300 К и более [22]. В результате этого работа цикла Брайтона (при тех же степенях повышения давления) увеличивается и, как следствие, доля внутренних потерь в работе цикла Брайтона снижается, что означает рост η_e .

В теплообменнике-регенераторе (см. рис. 5), являющимся составной частью выходного устройства, осуществляется регенерация теплоты отработавших газов, которая увеличивает общую работу цикла двигателя путем прибавления к работе цикла Брайтона работы появившегося внутреннего цикла, что еще больше повышает η_e .

Работа выходного устройства осуществляется следующим образом. В турбинах происходит перепад давлений, превышающий располагаемый (определяемый отношением давления газа перед турбиной к атмосферному). В результате скорость газа за турбинами увеличивается, а статическое давление становится меньше атмосферного. В выходных патрубках газ тормозится до скорости, при которой его статическое давление повышается до атмосферного, после чего он истекает в атмосферу.

Выходные патрубки, являющиеся внутренними каналами теплообменника-регенератора, обдуваются воздухом внешнего контура, где температура меньше, чем у отработавших газов. Между газом и воздухом устанавливается тепловой поток, вследствие чего температура отработавших газов падает, т. е. приближается к температуре воздуха за вентилятором, которая, в свою очередь, повышается. Уменьшение температуры газов снижает затраты энергии на их

сжатие. Как уже указывалось, рост температуры воздуха увеличивает скорость его истечения из сопла пропорционально корню квадратному из температуры T_c^* .

Термодинамический цикл ТРДД Письменного в координатах «Давление p — удельный объем v » показан на рис. 7, где обозначены следующие процессы: н-в — сжатие воздуха во входном устройстве и вентиляторе; в-к — сжатие воздуха в компрессорах; к-г — процесс подвода тепла в камере сгорания; г-т.к — расширение газа в турбинах привода компрессоров; т.к-т — расширение газа в турбине привода вентилятора; т-с — сжатие газа в каналах выходного патрубка; в-в' — подвод теплоты из внутреннего контура во внешний (через теплообменники); в' - с' — расширение газа в сопле внешнего контура (с подводом теплоты); с'-н и с' - н — отвод теплоты в атмосферу.

Цикл ТРДД Письменного состоит из двух энергетически связанных циклов: внешнего $L_{ц1}$ и внутреннего $L_{ц2}$. К внешнему циклу подводится теплота q_1 (процесс к-г), одна часть которой преобразуется в работу $L_{ц1}$, а другая q_{1-2} передается внутреннему циклу, где происходит ее преобразование в работу $L_{ц2}$. Оставшаяся теплота q_2 рассеивается в атмосфере. Благодаря наличию внутреннего цикла количество отводимой из внешнего цикла теплоты q_2 уменьшается на значение работы внутреннего цикла.

Сжатие газа в каналах выходного патрубка осуществляется с отводом тепла во внешний контур: температура газа приближается к температуре воздуха за вентилятором T_v^* (точка с). Работа $L_{ц1}$ (площадь фигуры нкгтс) увеличивается на размер затененной области (см. рис. 7).

В результате передачи теплоты из внутреннего контура во внешний появляется дополнительная

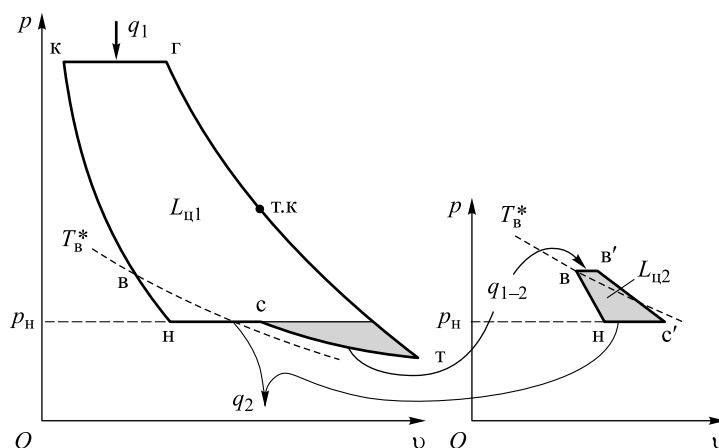


Рис. 7. Термодинамический цикл ТРДД Письменного

работа $L_{ц2}$ (площадь фигуры $nв'с'$), которая в ТРДД, показанном на рис. 1, отсутствует. Таким образом, при том же количестве подведенной теплоты q_1 (процесс $k-\gamma$) полезная работа цикла ТРДД увеличивается, что очевидно.

Работа цикла ТРДД (см. рис. 7) определяется выражением $L_{ц} = L_{ц1} + mL_{ц2}$, где m — степень двухконтурности ТРДД.

Эффективный КПД ТРДД вычисляется как отношение работы цикла ТРДД к подведенной в цикле теплоте

$$\eta_e = \frac{(L_{ц1} + mL_{ц2})}{q_1}. \quad (2)$$

Из формулы (2) следует, что по сравнению с прототипом (см. рис. 1) у предлагаемого ТРДД (см. рис. 5) при тех же параметрах рабочего процесса (степени повышения давления воздуха в двигателе и температуры газа перед турбиной) эффективный КПД увеличивается тем значительнее, чем выше степень двухконтурности m и больше работа внутреннего цикла $L_{ц2}$, зависящая от m , которая фактически является функцией температуры газа перед турбиной.

Степень двухконтурности m тем больше, чем выше температура газа перед турбиной (т. е., чем больше работа привода вентилятора). Температура газа перед турбиной тем выше, чем больше при прочих равных условиях коэффициент циркуляции воздуха в ЦТ [22]. Коэффициент циркуляции в ЦТ тем выше, чем эффективнее теплообмен в теплообменнике-регенераторе, который тем эффективнее, чем выше степень двухконтурности m .

Теплообменник-регенератор утилизирует тепловые потери, связанные с ростом температуры газа $T_{г}^*$, что позволяет без дополнительных внешних потерь увеличивать (благодаря возрастанию коэффициента циркуляции $\delta_{ц}$) температуру $T_{г}^*$, а следовательно, и степень двухконтурности m до тех пор, пока не будет достигнуто предельное значение температуры $T_{г}^*$.

Совместная работа ЦТ и теплообменника-регенератора повышает эффективность применения каждого из них (так называемый интегральный эффект), в результате чего по сравнению с прототипом (см. рис. 1) у дозвукового ТРДД (см. рис. 5) эффективный КПД максимально возрастает.

Если допустить, что при каких-то достаточно больших значениях m (температурах газа $T_{г}^*$) приведенная работа внутреннего цикла $mL_{ц2}$ (формула 2) становится соизмеримой с

потерями работы внешнего цикла $L_{ц1}$, то цикл ТРДД (см. рис. 7) может быть заменен эквивалентным циклом Брайтона (с той же степенью повышения давления), в котором отсутствуют внутренние потери. В этом случае эффективный КПД цикла ТРДД (см. рис. 7) будет равен термическому КПД эквивалентного цикла Брайтона, т. е. $\eta_e = 1 - 1/\pi_{\Sigma}^{k_{\gamma}-1/k_{\gamma}}$, где $k_{\gamma} \approx 1,33$.

Соответственно, ожидаемый (максимально возможный) общий КПД дозвукового ТРДД (см. рис. 5) будет равен произведению термического КПД эквивалентного цикла Брайтона и максимально возможного полетного КПД дозвукового ТРДД:

$$\eta_{o \max} = \left(1 - \frac{1}{\pi_{\Sigma}^{k_{\gamma}-1/k_{\gamma}}}\right) \left(\frac{1}{1 + R/Cd^2}\right). \quad (3)$$

На рис. 8 показаны максимально возможные значения общих КПД дозвукового ТРДД в крейсерском режиме полета, полученные с использованием соотношения (3) при следующих расчетных параметрах: $\pi_{\Sigma} = 45$, $q(\lambda_{в}) = 0,85$, $\sigma_{вх} = 0,98$, $\bar{d}_{вх} = 0,4$.

Видно, что в диапазоне крейсерских тяг $R_{кр} = 30 \dots 70$ кН (при $d = 3$ м) максимально возможный общий КПД дозвукового ТРДД составляет $0,46 \dots 0,58$. Это соответствует удельному расходу топлива в крейсерском режиме полета $C_{уд.кр} = 0,035 \dots 0,045$ кг/(Н·ч), что на $20 \dots 25$ % меньше, чем у дозвуковых ТРДД четвертого-пятого поколений [3].

Единственный вопрос, который остается открытым, это значение степени двухконтурности m (температуры газа перед турбиной $T_{г}^*$), при которой будет достигнут максимально возможный общий КПД дозвукового ТРДД (см. рис. 8). Ответ на этот вопрос зависит от конструктивных решений и технологий (КПД элементов, коэффициентов, определяющих интенсивность передачи теплоты в теплообменниках и лопатках и др.), которые будут использованы (разработаны) при создании нового двигателя.

Во всяком случае, согласно второму закону термодинамики, следует стремиться к достижению предельно возможных значений температуры $T_{г}^*$ (2300 К и более), а значит, и степени двухконтурности m . При этом повышение m будет происходить путем уменьшения диаметра компрессора (вследствие роста $T_{г}^*$) при максимально возможном для ЛА диаметре вентилятора (см. рис. 4). С учетом того, что сопло дозвуковое, степень повышения давления в вен-

тиляторе $\pi_b \approx 2$ (в зависимости от степени двухконтурности ТРДД).

Удельная масса двигателя при форсировании температуры газа перед турбиной путем использования двух теплообменников, если и изменится, то незначительно (в пределах 10 %). Увеличение массы двигателя вследствие применения новых элементов (теплообменников и центробежного нагнетателя) будет скомпенсировано уменьшением массы турбокомпрессора. Во всяком случае, если рассматривать ЛА в целом, то ожидаемое снижение массы топлива (более 20 %) приведет к уменьшению массы ЛА, причем весьма значительному в зависимости от его класса.

Снижение стоимости авиационных перевозок является весьма актуальной проблемой. Доля затрат на авиатопливо в общих расходах авиакомпаний приближается к 30 %. При этом стоимость тонны авиационного керосина уже превысила 600 долл. США и продолжает расти. Уменьшение расхода топлива на указанные 20...25 % эквивалентно сокращению общих расходов авиакомпаний на 5...7 %, что составляет более 10 млрд долл. США в год. Данное обстоятельство делает разработку и создание предлагаемого ТРДД актуальной и, по-видимому, неизбежной задачей.

Основными техническими показателями, на которые следует ориентироваться при разработке дозвукового ТРДД (см. рис. 5), если такое решение будет принято, являются диаметр вентилятора $d > 3$ м; температура газа перед турбиной $T_T^* > 2300$ К; суммарная степень повышения давления воздуха в двигателе 40...50. Для достижения этих показателей понадобятся новые технологии и материалы [3], включая керамику, но другого пути нет.

Выводы

1. ТРДД А.М. Люльки [1] достиг своего технического совершенства и как тепловая машина, и как движитель. Дальнейшее развитие идеи

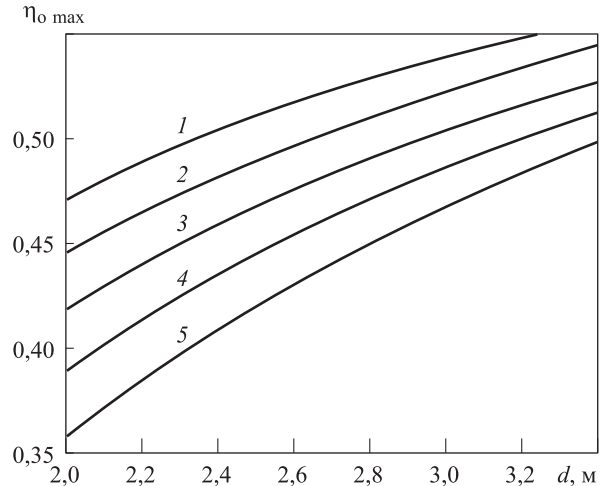


Рис. 8. Зависимость максимально возможного общего КПД $\eta_{o \max}$ дозвукового ТРДД от диаметра его вентилятора d при крейсерской тяге $R_{кр} = 30$ (1), 40 (2), 50 (3), 60 (4) и 70 (5) кН

ТРДД сопряжено с использованием метода внутренних термодинамических циклов [4] в качестве инструмента повышения эффективно-го КПД ТРДД (тепловой машины).

2. Предложен способ охлаждения ТРДД [22], позволяющий повысить температуру газа перед турбиной двигателя до 2300 К и более.

3. Разработан способ утилизации энергии отработавших газов ТРДД [20], позволяющий понизить их температуру до температуры, соизмеримой с таковой для воздуха за вентилятором.

4. Предложена газодинамическая схема ТРДД [19], в которой реализован внутренний термодинамический цикл [4]. Ожидаемое повышение топливной эффективности в условиях крейсерского полета ($H = 11$ км, $M = 0,8$) по отношению к двигателям пятого поколения (TRENT 1000, GE90-115В и др.) составляет более 20 %.

5. Суммарный экономический эффект для авиакомпаний при переходе на новый принцип построения авиадвигателей [19–22] может составить более 10 млрд долл. в год.

Литература

- [1] Люлька А.М. *Двухконтурный турбореактивный двигатель*. А. с. 117179 СССР, 1958. 2 с.
- [2] Бакулев В.И., Голубев В.А., Крылов Б.А., Марчуков Е.Ю., Нечаев Ю.Н., Онищик И.И., Сосунов В.А., Чепкин В.М. *Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок*. Москва, Изд-во МАИ, 2003. 688 с.
- [3] Скибин В.А., ред. *Работы ведущих авиадвигателестроительных компаний в обеспечении создания перспективных авиационных двигателей (аналитический обзор)*. Москва, Изд-во ЦИАМ, 2010. 673 с.

- [4] Письменный В.Л. Внутренние термодинамические циклы. *Конверсия в машиностроении*, 2006, № 3, с. 5–10.
- [5] Письменный В.Л. *Тепловая машина*. Пат. РФ № 2269668. 2006, бюл. № 4, 9 с.
- [6] Письменный В.Л. *Парогазотурбинная установка*. Пат. РФ № 2272916. 2006, бюл. № 9, 8 с.
- [7] Письменный В.Л. *Способ форсирования газотурбинных установок*. Пат. РФ № 2284418. 2006, бюл. № 27, 6 с.
- [8] Письменный В.Л. *Парогазовая установка*. Пат. РФ 2520762. 2014, бюл. № 18, 12 с.
- [9] Письменный В.Л. *Парогазотурбинная установка*. Пат. РФ 2523087. 2014, бюл. № 20, 8 с.
- [10] Письменный В.Л. *Стехиометрическая парогазовая установка*. Пат. РФ 2666701. 2018, бюл. № 26, 9 с.
- [11] Письменный В.Л. *Стехиометрическая парогазотурбинная установка*. Пат. РФ 2671264. 2018, бюл. № 31, 8 с.
- [12] Письменный В.Л. *Энергоустановка*. Пат. РФ № 2673948. 2018, бюл. № 34, 10 с.
- [13] Письменный В.Л. *Способ форсирования газотурбинной установки*. Пат. РФ № 2674089. 2018, бюл. № 34, 7 с.
- [14] Письменный В.Л. *Газотурбинная установка*. Пат. РФ № 2675167. 2018, бюл. № 35, 7 с.
- [15] Письменный В.Л. *Паротурбинный двигатель*. Пат. РФ № 2285131. 2006, бюл. № 28, 7 с.
- [16] Письменный В.Л. *Способ форсирования турбореактивного двигателя*. Пат. РФ № 2616137. 2017, бюл. № 11, 10 с.
- [17] Письменный В.Л. *Турбोजеторный двигатель и способ его регулирования*. Пат. РФ № 2645373. 2018, бюл. № 6, 16 с.
- [18] Письменный В.Л. *Прямоточный воздушно-реактивный двигатель*. Пат. РФ № 2647919. 2018, бюл. № 9, 6 с.
- [19] Письменный В.Л. *Двухконтурный турбореактивный двигатель*. Пат. РФ № 2661427. 2018, бюл. № 20, 8 с.
- [20] Письменный В.Л. *Двухконтурный турбореактивный двигатель*. Пат. РФ № 2669420. 2018, бюл. № 29, 5 с.
- [21] Письменный В.Л. *Теплообменник*. Пат. РФ № 2607916. 2017, бюл. № 2, 8 с.
- [22] Письменный В.Л. *Способ охлаждения двухконтурного турбореактивного двигателя*. Пат. РФ № 2617026. 2017, бюл. № 11, 8 с.

References

- [1] Lyul'ka A.M. *Dvukhkонтурnyy turboreaktivnyy dvigatel'* [Turbojet engine]. Avt. svidetel'stvo SSSR no. 117179, 1958.
- [2] Bakulev V.I., Golubev V.A., Krylov B.A., Marchukov E.Yu., Nechaev Yu.N., Onishchik I.I., Sosunov V.A., Chepkin V.M. *Teoriya, raschet i proektirovanie aviatsionnykh dvigateley i ehnergeticheskikh ustanovok* [Theory, calculation and design of aircraft engines and power plants]. Moscow, MAI publ., 2003. 688 p.
- [3] *Raboty vedushchikh aviadvigatelestroitel'nykh kompaniy v obespechenie sozdaniya perspektivnykh aviatsionnykh dvigateley (analiticheskiy obzor)* [The work of the leading aircraft engine companies in ensuring the creation of promising aircraft engines (analytical review)]. Ed. Skibin V.A. Moscow, TSIAM publ., 2010. 673 p.
- [4] Pis'mennyy V.L. Internal thermodynamic cycles. *Konversiya v mashinostroyenii*, 2006, no. 3, pp. 5–10 (in Russ.).
- [5] Pis'mennyy V.L. *Teplovaya mashina* [Heat engine]. Patent RF no. 2269668, 2006. 9 p.
- [6] Pis'mennyy V.L. *Parogazoturbinnaya ustanovka* [Steam gas turbine unit]. Patent RF no. 2272916, 2006. 8 p.
- [7] Pis'mennyy V.L. *Sposob forsirovaniya gazoturbinnnykh ustanovok* [The method of forcing gas turbines]. Patent RF no. 2284418, 2006. 6 p.
- [8] Pis'mennyy V.L. *Parogazovaya ustanovka* [Steam and gas installation]. Patent RF no. 2520762, 2014. 12 p.

- [9] Pis'mennyy V.L. *Parogazoturbinnaya ustanovka* [Steam gas turbine unit]. Patent RF no. 2523087, 2014. 8 p.
- [10] Pis'mennyy V.L. *Stekhiometricheskaya parogazovaya ustanovka* [Stoichiometric steam and gas installation]. Patent RF no. 2666701, 2018. 9 p.
- [11] Pis'mennyy V.L. *Stekhiometricheskaya parogazoturbinnaya ustanovka* [Stoichiometric steam and gas turbine plant]. Patent RF no. 2671264, 2018. 8 p.
- [12] Pis'mennyy V.L. *Ehnergostanovka* [Power plant]. Patent RF no. 2673948, 2018. 10 p.
- [13] Pis'mennyy V.L. *Sposob forsirovaniya gazoturbinnoy ustanovki* [Method of forcing a gas turbine installation]. Patent RF no. 2674089, 2018. 7 p.
- [14] Pis'mennyy V.L. *Gazoturbinnaya ustanovka* [Gas turbine plant]. Patent RF no. 2675167, 2018. 7 p.
- [15] Pis'mennyy V.L. *Paroturbinnyy dvigatel'* [Steam turbine engine]. Patent RF no. 2285131, 2006. 7 p.
- [16] Pis'mennyy V.L. *Sposob forsirovaniya turboreaktivnogo dvigatelya* [Method of boosting a turbojet engine]. Patent RF no. 2616137, 2017. 10 p.
- [17] Pis'mennyy V.L. *Turboehzhektornyy dvigatel' i sposob ego regulirovaniya* [Turbo-ejector engine and method of its regulation]. Patent RF no. 2645373, 2018. 16 p.
- [18] Pis'mennyy V.L. *Pryamotochnyy vozdušno-reaktivnyy dvigatel'* [Ramjet engine]. Patent RF no. 2647919, 2018. 6 p.
- [19] Pis'mennyy V.L. *Dvukhkонтурный turboreaktivnyy dvigatel'* [Turbojet engine]. Patent RF no. 2661427, 2018. 8 p.
- [20] Pis'mennyy V.L. *Dvukhkонтурный turboreaktivnyy dvigatel'* [Turbojet engine]. Patent RF no. 2669420, 2018. 5 p.
- [21] Pis'mennyy V.L. *Teploobmennik* [Heat exchanger]. Patent RF no. 2607916, 2017. 8 p.
- [22] Pis'mennyy V.L. *Sposob okhlazhdeniya dvukhkонтурного turboreaktivnogo dvigatelya* [Cooling method of a double-circuit turbojet engine]. Patent RF no. 2617026, 2017. 8 p.

Статья поступила в редакцию 04.02.2019

Информация об авторе

ПИСЬМЕННЫЙ Владимир Леонидович — кандидат технических наук, доцент кафедры испытаний авиационной техники. Филиал «Взлет» ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» в г. Ахтубинске (416501, Ахтубинск, Астраханская область, Российская Федерация, Добролюбова ул., д. 5, e-mail: vladimir@tecserv.info).

Information about the author

PISMENNYI Vladimir Leonidovich — Candidate of Science (Eng.), Associate Professor, Aircraft Testing Department. Akhtubinsk Branch Vzlet. Federal State Budgetary Educational Institution of Higher Education — Moscow Aviation Institute (National Research University) (146501, Akhtubinsk, Astrakhan region, Russian Federation, Dobrolyubov St., Bldg. 5, e-mail: vladimir@tecserv.info).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Письменный В.Л. Двухконтурный турбореактивный двигатель. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2019, № 6, с. 50–59, doi: 10.18698/0536-1044-2019-6-50-59

Please cite this article in English as:

Pismennyi V.L. Bypass Turbojet Engines. *Proceedings of Higher Educational Institutions. Machine Building*, 2019, no. 6, pp. 50–59, doi: 10.18698/0536-1044-2019-6-50-59