

УДК 629.7.036

Способы форсирования газотурбинного двигателя

В.Л. Письменный

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Methods in forcing a gas turbine engine

V.L. Pismennyi

Moscow Aviation Institute (National Research University)

Рассмотрены традиционные и новые способы форсирования тяги (мощности) газотурбинного двигателя. Вследствие достижения физических ограничений двигателей (стехиометрических, турбовентиляторных и др.) традиционные способы, основанные на повышении температуры газа перед и за турбиной и на увеличении габаритных размеров, уходят в прошлое. Основным методом форсирования газотурбинного двигателя станет использование смешанных термодинамических циклов: внешнего и внутренних. Внешний цикл — это цикл, имеющий энергообмен с внешними источниками энергии. Внутренний цикл — это цикл, имеющий энергообмен только с внешним циклом. Метод внутренних термодинамических циклов реализуется двумя способами: гиперфорсажем и наддувом турбины. Гиперфорсаж — это форсирование тяги газотурбинного двигателя на сверх- и гиперзвуковых скоростях полета подачи жидкости (воды) на вход в двигатель. Физическая сущность гиперфорсажа заключается в том, что жидкость (вода), подаваемая на вход двигателя при сверх- и гиперзвуковых скоростях полета, становится вторым рабочим телом, которое наравне с воздухом участвует во всех термодинамических процессах, происходящих в двигателе, формирует дополнительный (внутренний) термодинамический цикл. Наддув турбины — повышение расхода газа через турбину посредством газового эжектора. Наддув турбины, как и гиперфорсаж, формирует дополнительный (внутренний) термодинамический цикл, создает принципиально новую газодинамическую связь между элементами конструкции — турбоэжекторный двигатель. Форсированный вариант такого двигателя является пределом газодинамического совершенства газотурбинного двигателя. Двигатель позволяет развивать скорость полета до семи чисел Маха при общем коэффициенте полезного действия ~55 %. Новые способы форсирования газотурбинного двигателя в сочетании с новыми способами повышения температуры газа перед турбиной открывают путь к созданию сверх- и гиперзвуковой авиации, построению авиационно-космических систем, способных доставить на околоземную орбиту спутники массой до 15 т.

EDN: ОМНСТР, <https://elibrary/omhctr>

Ключевые слова: газотурбинный двигатель, стехиометрический двигатель, гиперзвуковая авиация, гиперфорсаж, наддув турбины, турбоэжекторный двигатель, способы форсирования ГТД

The paper considers traditional and new methods in boosting the gas turbine engine thrust (power). The engines (stoichiometric, turbofan, etc.) reached their physical limitations; therefore, traditional methods based on increasing the gas temperature in front and behind the turbine and increasing the overall dimensions are becoming outdated. Introducing the external and internal mixed thermodynamic cycles could become the main method in boosting a gas turbine engine. The first approach has energy exchange with the external energy sources; the second - only with the external cycle. The method of internal thermody-

dynamic cycles could be realized by hyperboost and the engine turbine turbocharge. Hyperboost is boosting the gas turbine engine thrust at the super- and hypersonic flight velocities by supplying liquid (water) to its inlet. The hyperboost physical essence signifies that the liquid (water) fed to the engine inlet at the super- and hypersonic flight velocities becomes the second working fluid. It participates equally with the first substance, i.e. air, in all the thermodynamic processes in the engine forming an additional (internal) thermodynamic cycle. Turbine boost is an increase in the gas flow consumption through it by means of the gas ejector. Turbine boost, like the hyperboost, is forming an additional (internal) thermodynamic cycle and creates a fundamentally new gas-dynamic connection between the design elements, i.e. a turboejector engine. The forced version of such an engine is limiting gas-dynamic perfection of a gas-turbine engine. The engine makes it possible to reach a flight speed corresponding to the $M \approx 7$ Mach number with the overall efficiency of $\approx 55\%$. New methods in boosting a gas turbine engine in combination with the existing and new methods for increasing the gas temperature in front of the turbine are opening ways to creation of the super- and hypersonic aviation and construction of the aerospace systems capable of delivering satellites weighing up to 15 tons to the near-earth orbits.

EDN: OMHCTR, <https://elibrary/omhctr>

Keywords: gas turbine engine, stoichiometric engine, hypersonic aviation, hyperboost, turbine boost, turbojet engine, methods of boosting a gas turbine engine

Вопросы повышения тяги (мощности) газотурбинных двигателей (ГТД) являются актуальными по определению [1].

Цель работы — формирование системного подхода к решению проблемы повышения тяги (мощности) ГТД.

Схема ГТД прямой реакции — форсированного турбореактивного двигателя (ТРДФ) — приведена на рис. 1. Здесь и на последующих рисунках буквами обозначены характерные сечения.

Тяга R (эффективная мощность N_e) ГТД зависит от расхода воздуха через него G_b и удельной тяги $R_{уд}$ (удельной мощности $N_{e\ уд}$) следующим образом [2]:

$$R = G_b R_{уд}; \quad N_e = G_b N_{e\ уд}.$$

Здесь

$$R_{уд} \sim \sqrt{L_{ц}}; \quad N_{e\ уд} \sim \sqrt{L_{ц}},$$

где $L_{ц}$ — работа цикла ГТД.

В соответствии с указанным свойством существуют два метода форсирования тяги (мощности) ГТД: повышение расхода воздуха и работы цикла.

Повышение расхода воздуха через ГТД — наиболее доступный (востребованный) метод форсирования тяги (мощности) ГТД, который не требует каких-либо принципиальных изменений в его газодинамической схеме [2]. Расход воздуха через ГТД определяется как

$$G_b = 0,04q(\lambda_b) \frac{\sigma_{вх} p_n^* F_{вх}}{\sqrt{T_n^*}}, \quad \text{кг/с}, \quad (1)$$

где $q(\lambda_b)$ — плотность тока на входе в компрессор; $\sigma_{вх}$ — коэффициент восстановления давления во входном устройстве; p_n^* и T_n^* — давление и температура торможения наружного потока; $F_{вх}$ — площадь входа в компрессор.

Согласно формуле (1), расход воздуха можно повысить тремя способами: увеличить площадь входа в компрессор; повысить плотность тока на входе в компрессор; изменить давление и температуру торможения наружного потока.

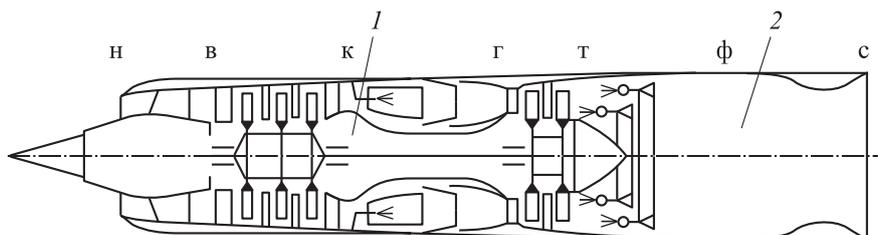


Рис. 1. Схема ТРДФ:
1 — турбокомпрессор; 2 — форсажная КС

Первый способ сопряжен с увеличением габаритных размеров (аэродинамического сопротивления) и массы ГТД. Поэтому его, как правило, используют при форсировании тяги (мощности) дозвуковых ГТД (PW 4084, Trent 1000, GE 9X, ПС-90А, ПД-14П и др.). Так, двигатель GE 9X имеет расход воздуха 1380 кг/с при взлетной тяге 513 кН.

Второй способ применяют при $q(\lambda_v) < 0,9$, например, в турбовальных двигателях (ТВаД), устанавливаемых на вертолеты. В этих двигателях плотность тока $q(\lambda_v)$ уменьшают искусственным путем (ограничителем мощности ТВаД), чтобы затем за счет ее повышения компенсировать снижение мощности двигателя при подъеме вертолета на высоту.

Третий способ реализуется естественным путем (при изменении условий полета). С изменением высоты и скорости полета тяга (мощность) ГТД существенно меняется [2].

Более универсальным, позволяющим качественно влиять на характеристики двигателя, является второй метод форсирования ГТД, основанный на повышении работы цикла. Существуют традиционные способы его реализации — впрыскивание жидкости в газоздушный тракт ГТД, подача топлива в основную и форсажную КС (повышение температуры газа), а также новые — гиперфорсаж и наддув турбины ГТД. Сочетание традиционных и новых способов форсирования тяги ГТД создает новую газодинамическую связь — форсированный турбоэжекторный двигатель (ТРДЭФ) [3], которая фактически является пределом газодинамических возможностей ГТД как энергетической системы.

Форсирование ГТД впрыскиванием жидкости. Такой вид форсирования применяют для восстановления мощности турбовинтового двигателя (ТВД) и ТВаД в жаркую погоду или при низком давлении воздуха с целью сокращения дистанции пробег на взлете.

Форсирование впрыскиванием жидкости (воды) можно реализовать двумя способами: подачей жидкости в камеру сгорания (КС) на некотором удалении от турбины и подачей жидкости на вход в компрессор [2].

В этом случае испарение и нагрев жидкости происходят за счет сжигания дополнительного количества топлива в основной КС. В результате впрыскивания жидкости увеличиваются такие параметры газа, как теплоемкость (вслед-

ствие изменения состава газа), расход (из-за расхода воды) и давление перед турбиной (за счет роста сопротивления со стороны соплового аппарата). Все это ведет к повышению мощности турбины и, соответственно, мощности компрессора и ТВД в целом, которое проявляется через увеличение загрузки винта. При этом количество впрыскиваемой жидкости (степень форсирования двигателя) ограничено запасом устойчивости компрессора.

С точки зрения расхода топлива первый способ является крайне неэкономичным. Например, чтобы компенсировать падение мощности ТВД при росте температуры наружного воздуха от 15 до 40 °С, необходимо повысить удельный расход топлива в 3–5 раз, что связано с затратами энергии на испарение жидкости.

Второй способ — более экономичный вследствие снижения температуры воздуха в компрессоре (за счет испарения жидкости), что уменьшает потребную работу на его привод [2].

Повышение температуры газа перед турбиной ГТД. В ГТД реализован термодинамический цикл Брайтона, приведенный на рис. 2. Здесь и на последующих рисунках термодинамический цикл показан в координатах «давление газа p — удельный объем газа v ».

Максимальная работа цикла Брайтона [2] определяется как

$$L_{\text{цmax}} = c_p T_n \frac{1}{\eta_c} (\sqrt{\bar{m} \Delta \eta_c \eta_p} - 1)^2, \text{ Дж/кг}, \quad (2)$$

где c_p — теплоемкость воздуха; T_n — температура наружного газа; η_c и η_p — коэффициент полезного действия (КПД) в процессах сжатия и расширения; \bar{m} — коэффициент, учитывающий различие физических свойств воздуха и газа; Δ — величина подогрева газа, $\Delta = T_{\Gamma}^*/T_n$ (T_{Γ}^* — температура газа перед турбиной) [2].

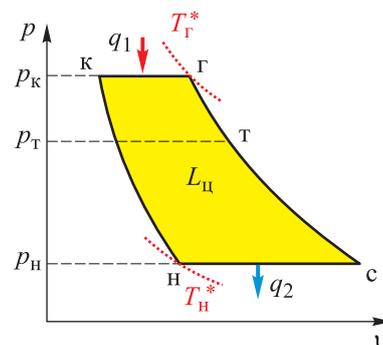


Рис. 2. Термодинамический цикл Брайтона

Из формулы (2) следует, что максимальная работа цикла Брайтона зависит только от величины подогрева газа Δ (остальные параметры меняются незначительно). Это свойство цикла определяет генеральную стратегию развития ГТД как неуклонное повышение температуры газа перед турбиной [1], что на практике проявляется в смене поколений двигателей: у ГТД первых поколений $T_r^* \sim 1000$ К, у ГТД последнего (пятого) $T_r^* \sim 2000$ К.

Исходя из стратегии развития ГТД и принимая во внимание наличие новых способов повышения температуры газа перед турбиной [4, 5], с большой вероятностью можно предположить, что следующим (шестым) поколением ГТД станут стехиометрические ГТД [6], у которых $T_r^* > 2300$ К.

Форсаж ГТД — сжигание топлива за турбиной турбореактивного двигателя (ТРД) (см. рис. 1) с целью получения дополнительной тяги.

Термодинамический цикл ТРДФ приведен на рис. 3. В цикле появляется второй горизонтальный участок, на котором подводится теплота $q_{1\phi}$.

Очевидно, что при одних и тех же ограничениях температуры газа перед турбиной T_r^* работа форсированного цикла ТРД будет больше, чем у нефорсированного на величину ΔL_{ϕ} . Степень увеличения работы цикла ТРДФ $L_{ц,\phi}$ к таковой нефорсированного ТРД $L_{ц}$ оценивается отношением температур в форсажной КС T_{ϕ}^* и за турбиной T_r^* : $L_{ц,\phi}/L_{ц} \approx T_{\phi}^*/T_r^*$ [2]. Отсюда следует, что применение форсажа существенно (почти в 2 раза) увеличивает работу цикла ТРДФ. При этом тяга двигателя возрастает пропорционально $\sqrt{T_{\phi}^*/T_r^*}$, что при существующих температурах T_{ϕ}^* и T_r^* соответствует степени форсирования тяги двигателя $\bar{R}_{\phi} = 1,3...1,4$.

Топливная эффективность ТРДФ при использовании форсажа снижается [2] что связа-

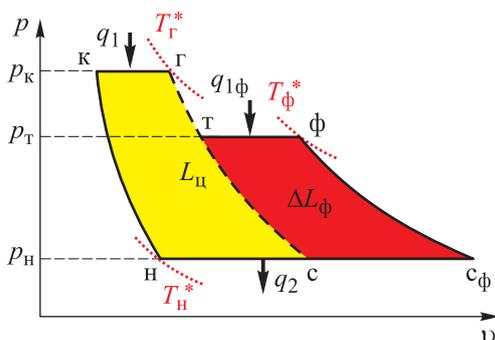


Рис. 3. Термодинамический цикл ТРДФ

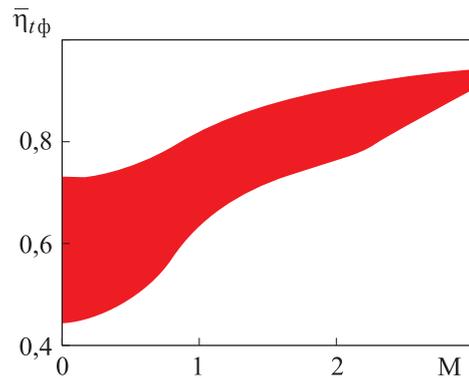


Рис. 4. Зависимость относительного термического КПД ТРДФ $\bar{\eta}_{t\phi}$ от числа Маха М

но с более низким (по отношению к основной КС) давлением, при котором подводится теплота $q_{1\phi}$ (см. рис. 3). По мере роста скорости полета указанное различие нивелируется, и топливная эффективность ТРДФ приближается к таковой нефорсированного ТРД.

Зависимость относительного термического КПД ТРДФ $\bar{\eta}_{t\phi}$ от числа Маха летательного аппарата (ЛА) приведена на рис. 4. Относительный термический КПД ТРДФ $\bar{\eta}_{t\phi} = \eta_{t\phi}/\eta_t$, где $\eta_{t\phi}$ и η_t — термические КПД ТРДФ и ТРД.

Видно, что топливная эффективность ТРДФ при числе Маха $M > 2,5$ приближается к топливной эффективности ТРД ($\bar{\eta}_{t\phi} \Rightarrow 1,0$). В то же время при дозвуковых и умеренных сверхзвуковых скоростях полета эта разница становится весьма существенной (КПД различаются более чем в 2 раза).

Исходя из этого (см. рис. 4), несложно предсказать, что в перспективе форсаж как способ форсирования ГТД на дозвуковых и умеренных сверхзвуковых скоростях полета использоваться не будет (это уже заметно по двигателям пятого поколения, которые, как правило, не применяют форсаж при умеренных сверхзвуковых скоростях полета).

Гиперфорсаж ГТД — форсирование тяги ГТД на сверх- и гиперзвуковых скоростях полета подачей жидкости (воды) на его вход [3, 5].

При числе Маха $M > 3,0...3,5$ температура торможения наружного воздуха T_n^* становится выше критической для жидкостей (воды, топлива, жидкого кислорода и др.), что делает невозможным их существование при попадании (подаче) на вход в двигатель.

Переход жидкостей в газообразное состояние сопровождается следующими физическими явлениями: падает температура (растет плотность) воздуха на входе в двигатель, соответ-

ственно, повышается расход воздуха через ГТД; увеличивается расход топлива (как следствие роста расхода воздуха); возрастает расход газа (вследствие повышения расходов воздуха, топлива и жидкостей; растет теплоподвод (количество теплоты, подводимое к единице массы газа) из-за увеличения теплоемкости газа и повышения перепада температур в КС (снижается температура газа на входе в КС)).

Как следствие перечисленных физических явлений, тяговые и расходные характеристики ГТД улучшаются: первые — благодаря увеличению подводимой к двигателю энергии (топлива); вторые — за счет повышения коэффициента расхода воздуха (отношения действительного расхода воздуха к теоретически возможному).

Схема гиперфорсированного ТРД [5] приведена на рис. 5.

Гиперфорсированный ТРД состоит из входного устройства 1, турбокомпрессора 3, водяного коллектора 2 с форсунками, направленными по потоку воздуха, смесителя 4, через который проходит канал, соединяющий воздушную полость за компрессором с каналами охлаждения лопаток турбины, и выходного устройства 5.

В отличие от обычного ТРД (см. рис. 1) гиперфорсированный ТРД имеет смешанный термодинамический цикл, состоящий из внешнего и внутреннего циклов [7]. Первый имеет энергообмен с внешними источниками энергии, второй — только с внешним циклом.

Физическая сущность гиперфорсажа как способ форсирования ГТД заключается в том, что жидкость (вода), подаваемая на вход в ГТД на сверх- и гиперзвуковых скоростях полета, становится вторым рабочим телом, которое наравне с первым (воздухом) участвует во всех термодинамических процессах, происходящих в ГТД, — формирует дополнительный (внутренний) термодинамический цикл.

Внутренний цикл имеет следующие достоинства [7]: при тех же физических ограничени-

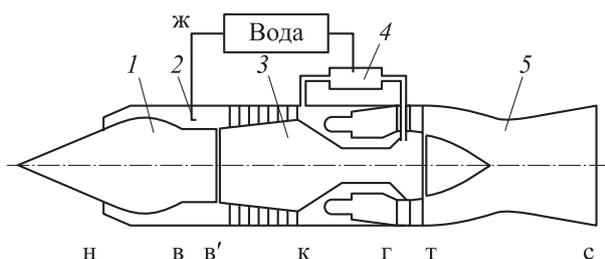


Рис. 5. Схема гиперфорсированного ТРД

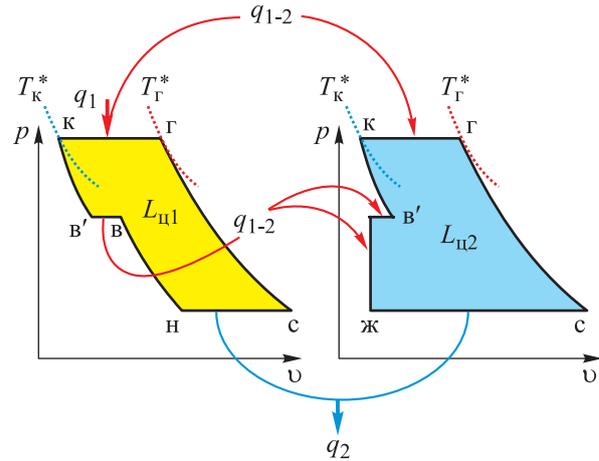


Рис. 6. Термодинамический цикл гиперфорсированного ТРД

ях он позволяет увеличить работу термодинамического цикла тепловой машины; его КПД в составе тепловой машины равен единице, поэтому, чем больше в цикле тепловой машины внутренних циклов, тем в большей степени теплота преобразуется в работу, и тем выше КПД тепловой машины.

Термодинамический цикл гиперфорсированного ТРД показан на рис. 6.

Цикл состоит из внешнего цикла $L_{ц1}$ (цикла Брайтона с отводом теплоты при сжатии) и внутреннего $L_{ц2}$. К внешнему циклу подводится теплота q_1 , отводится — q_2 . Вследствие передачи теплоты q_{1-2} из внешнего цикла во внутренний (при тех же температурных ограничениях) количество теплоты q_1 увеличивается.

Работа смешанного цикла тепловой машины определяется эквивалентной работой внешнего цикла (условного цикла тепловой машины, приведенного к рабочему телу внешнего цикла [7]),

$$L_{ц, экв} = L_{ц1} + \bar{g}L_{ц2},$$

где \bar{g} — относительный расход воды, $\bar{g} = G_{вод} / G_{в}$ ($G_{вод}$ — расход воды)

Наряду с повышением эквивалентной работы внешнего цикла, гиперфорсаж увеличивает расход воздуха через ГТД, что создает дополнительный эффект форсирования (первый метод форсирования тяги ГТД). Степень повышения расхода воздуха определяется соотношением

$$\bar{G}_в = \sqrt{T_{в}^* / T_{в'}^*},$$

где $T_{в}^*$ и $T_{в'}^*$ — температуры торможения воздуха перед и за водяным коллектором (см. рис. 5).

Применение гиперфорсажа позволяет повысить число Маха до четырех и более [5]. При этом потребный расход воды находится в пределах 2 % расхода воздуха.

Гиперфорсаж решает две принципиально важные задачи:

- останавливает рост температуры воздуха на входе в КС при росте скорости полета ЛА, тем самым локализуя такое физическое явление, как энергетическое вырождение ТРД, когда температура воздуха на входе в КС вследствие кинетического нагрева приближается к температуре газа на выходе из КС;

- обеспечивает защиту лопаток от перегрева путем охлаждения воздуха при числе Маха $M > 3,0$, когда температура воздуха на входе в компрессор достигает 1000 К и более, т. е. является своеобразным способом охлаждения лопаток компрессора при сверх- и гиперзвуковых скоростях полета.

Наддув турбины ГТД. Принципиальным недостатком ТРД, который не позволяет ему достичь гиперзвуковой скорости полета, является снижение производительности компрессора (уменьшение приведенного расхода воздуха). При росте скорости полета воздух на входе в двигатель нагревается, и для его сжатия требуется повышенная мощность турбины, которой нет у ТРД при числах Маха более четырех.

Мощность турбины определяется тремя параметрами: температурой газа перед ней, перепадом давлений в турбине и расходом газа через нее. В газодинамической схеме ТРД можно влиять только на первые два параметра, третий является несвободным, так как зависит от расхода воздуха через компрессор. При числе Маха $M > 4,0$ технические возможности повышения температуры газа перед турбиной и перепада давлений в ней достигают своих физических возможностей, и ТРД как газодинамическая схема вырождается. В этом случае единственным способом форсирования мощности турбины остается ее наддув [3, 8].

В авиадвигателестроении подобная ситуация уже встречалась. В конце тридцатых годов прошлого столетия появилась проблема повышения высотности поршневых двигателей. Уровень их рабочих параметров также достиг предельных значений. Проблема была решена путем создания специальных компрессоров, которые нагнетали дополнительный воздух в цилиндры и тем самым повышали расход рабо-

чего тела и, соответственно, мощность двигателя. Этот способ форсирования, предложенный академиком Б. Стечкиным, получил название «наддув цилиндров поршневого двигателя» [9]. В результате высотность таких двигателей увеличилась до 10 км и более.

По сути, то же самое предложено сделать в ТРД [10]: используя специальный компрессор — газовый эжектор [11, 12], наполнить турбину воздухом второго контура.

Таким образом, наддув турбины ТРД — это повышение расхода газа через турбину посредством газового эжектора.

Схема турбокомпрессора с наддувом турбины воздухом второго контура приведена на рис. 7.

Воздух высокого давления из компрессора 1 поступает в КС 3, откуда через внутренние сопла эжектора 4 [11] продукты сгорания (горячий газ) истекают в камеру смешения 5. Туда же из наружного канала 2 через внешние сопла эжектора поступает воздух низкого давления.

В камере смешения расход газа за счет эжекции воздуха увеличивается (коэффициент эжекции $m = 0,20 \dots 0,25$), что при условии сохранения температуры и перепада давлений газа в турбине 6 дает прирост ее мощности на 20...25 %.

Наддув турбины как способ форсирования ТРД использован в турбоэжекторном двигателе (ТРДЭ), схема которого приведена на рис. 8, а.

ТРДЭ состоит из входного устройства, турбокомпрессора (см. рис. 7) и выходного устройства. На входе в компрессор установлен водяной коллектор, а на входе во внешний (второй) контур турбокомпрессора — механическая заслонка (обозначенная пунктирной линией).

До скоростей полета $\sim 3M$ внешний контур перекрыт заслонкой (см. рис. 8, а), ТРДЭ работает в режиме стехиометрического ТРД (температура газа перед турбиной 2300...2400 К). Для охлаждения лопаток использовано воздушно-жидкостное охлаждение [4]. При числе Маха

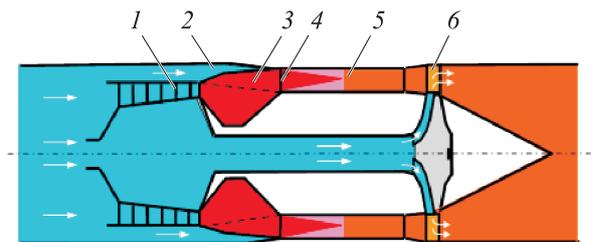


Рис. 7. Схема турбокомпрессора с наддувом турбины воздухом второго контура

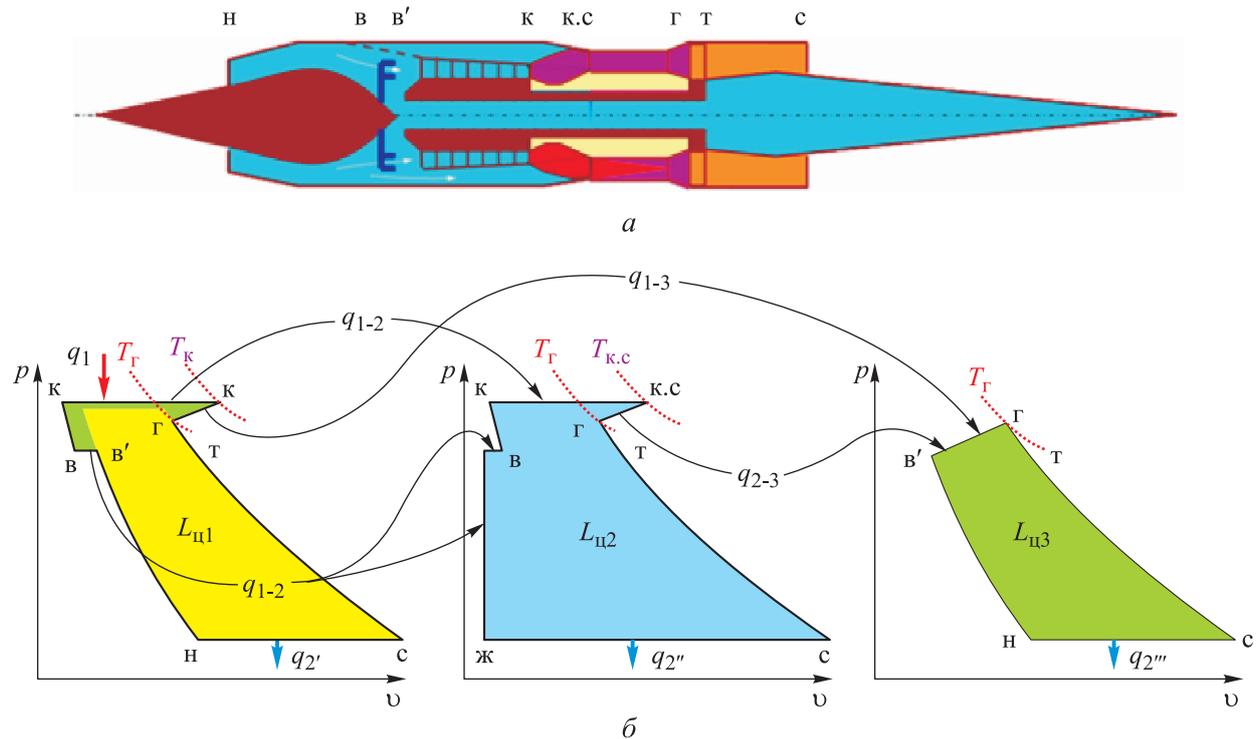


Рис. 8. Схема (а) и смешанный цикл (б) ТРДЭ

$M > 3,0$ заслонка открывается, после чего воздух поступает во внешний контур и затем — в газовый эжектор, где происходит смешение газов внутреннего и внешнего контуров. Образовавшаяся смесь поступает в турбину, а затем — в выходное устройство.

Смешанный цикл ТРДЭ показан на рис. 8, б. Он состоит из одного внешнего $L_{ц1}$ и двух внутренних $L_{ц2}$, $L_{ц3}$ циклов. Во внешнем цикле рабочим телом является воздух, проходящий через внутренний контур, во внутренних — вода, поступающая во внутренний контур, и воздух, проходящий через внешний контур.

К внешнему циклу подводится теплота q_1 , которая частично передается внутренним циклом q_{1-2} и q_{1-3} . Между внутренними циклами происходит теплообмен q_{2-3} , благодаря чему энергетическая емкость тепловой машины (количество подведенной теплоты q_1) при тех же температурных ограничениях увеличивается. Подведенная теплота q_1 (за вычетом теплоты $q_2 = q_2' + q_2'' + q_2'''$, которая отводится в атмосферу) преобразуется в работу циклов: $L_{ц1}$, $L_{ц2}$, $L_{ц3}$.

Работа смешанного цикла ТРДЭ определяется эквивалентной работой внешнего цикла [7]

$$L_{ц.эkv} = L_{ц1} + \bar{g}L_{ц2} + mL_{ц3}.$$

Степень увеличения эквивалентной работы внешнего цикла ТРДЭ относительно таковой

стехиометрического ТРД ($T_r^* \sim 2400$ К) можно оценить отношением максимальных работ указанных циклов

$$\frac{L_{ц.эkv}}{L_{цТРД}} \approx \left(\frac{\sqrt{m\Delta_{КC}\eta_c\eta_p} - 1}{\sqrt{m\Delta\eta_c\eta_p} - 1} \right)^2,$$

где $\Delta_{КC}$ — величина подогрева газа в КС ТРДЭ, $\Delta_{КC} = T_{КC}^*/T_H$ ($T_{КC}^*$ — температура газа в КС) [2].

Наддув турбины (см. рис. 8, а) при условии сохранения температуры газа перед турбиной $T_r^* \sim 2400$ К сопровождается скачкообразным повышением температуры газа в КС $T_{КC}^* \sim 2700$ К, что на практике означает увеличение эквивалентной работы внешнего цикла примерно на 20 %.

Наддув турбины позволяет ТРДЭ достичь гиперзвуковой скорости полета ($M \approx 5,0$). При этом общий КПД двигателя составляет примерно 50 %, что на 5 % больше, чем у прямого воздушно-реактивного двигателя (ПВРД). Это обусловлено тем, что ТРДЭ имеет турбокомпрессор, который позволяет ему при равных скоростях полета иметь более высокую суммарную степень повышения давления воздуха в компрессоре π_{Σ} , чем в ПВРД.

Форсированный турбоэжекторный двигатель [3] — стехиометрический ТРД, в котором использованы все доступные способы форси-

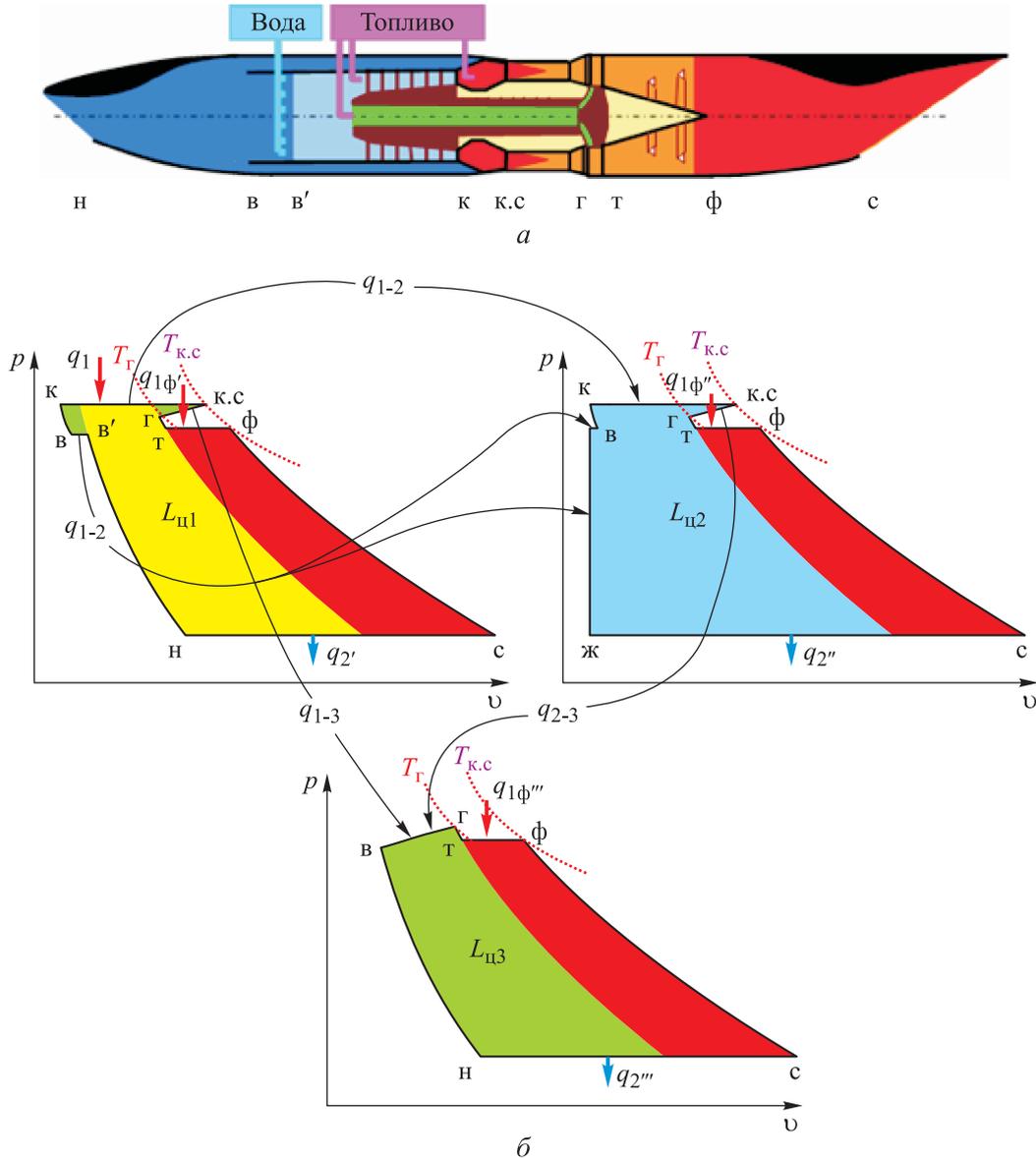


Рис. 9. Схема (а) и термодинамический цикл (б) ТРДЭФ

рования ГТД: наддув турбины, форсаж и гиперфорсаж (рис. 9).

ТРДЭФ, в отличие от ТРДЭ, имеет форсажную КС (рис. 9, а). Термодинамический цикл ТРДЭФ показан на рис. 9, б. Степень увеличения эквивалентной работы внешнего цикла ТРДЭФ $L_{ц\text{ТРДЭФ}}$ относительно таковой ТРДЭ $L_{ц\text{ТРДЭ}}$ (по аналогии с ТРДФ) оценивается отношением температур в форсажной КС и за турбиной двигателя

$$\frac{L_{ц\text{ТРДЭФ}}}{L_{ц\text{ТРДЭ}}} \approx \frac{T_{\phi}^*}{T_{\Gamma}^*}.$$

Температура в форсажной КС ТРДЭФ ограничена диссоциацией продуктов сгорания $T_{\phi}^* = 2700 \dots 2800$ К. Если полагать, что температура

газа за турбиной мало отличается от таковой перед турбиной ($T_{\Gamma}^* \sim 2400$ К), то эквивалентная работа внешнего цикла ТРДЭ при использовании форсажа увеличивается примерно на 20 %.

Если сравнить ТРДЭФ со стехиометрическим ТРД (см. рис. 5), то увеличение эквивалентной работы цикла составит более 40 %. Такое значительное увеличение работы цикла ТРДЭФ создает избыточную тяговую мощность по отношению к стехиометрическому ТРД, что ведет к росту скорости полета ЛА (увеличению расхода воздуха) и еще большему повышению тяговой мощности до тех пор, пока не будет достигнут паритет между тягой двигателя и сопротивлением ЛА ($M \sim 7,0$). Расчетные параметры ТРДЭФ приведены ниже.

Расчетные параметры ТРДЭФ

Тяга двигателя, кН, в режиме работы:	
максимальном	200,0
экономичном	9,0
малого газа	Менее 1,5
Удельный расход топлива, кг/Н·ч, в режиме работы:	
максимальном	0,200
экономичном	0,145
малого газа	Более 0,240
Температура газа перед турбиной, К, в режиме работы:	
максимальном	2300...2400
экономичном	1200
малого газа	Менее 800
Температура газа в форсажной КС, К . . .	2700...2800
Расход воздуха, кг/с	186
Степень повышения давления в компрессоре	3,5
Габаритные размеры газогенератора, м:	
диаметр	1,9
длина	4,5
Удельная масса газогенератора, кг/Н . . .	Менее 0,015
Максимальное число Маха	7,0

Газодинамическая схема ТРДЭФ — фактически предел газодинамического совершенства ГТД: ТРДЭФ имеет лучшие разгонные характеристики среди известных воздушно-реактивных двигателей [13], его тяга в 1,5 раза больше, чем у аналогичного ПВРД [14], общий КПД более 55 % [3].

При числе Маха $M > 6,0$ появляются системные проблемы в ТРДЭФ: растут потери давления газа во входном устройстве, усиливается аэродинамический нагрев, резко повышается потребный расход воды [3], что делает полет при числе Маха $M > 7,0$ практически невозможным (двигатель вырождается). Отчасти эти проблемы решаются переходом ТРДЭФ на водородное топливо [14, 15], но это, по-видимому, перспективы не ближайшего будущего [16].

На сегодняшний день многие воспринимают ТРДЭ как фантастический проект, который может стать вполне реальным, если появиться стехиометрический ТРД [6] — задача, которую следует решить.

Таким образом, новые способы форсирования ГТД [3, 5, 6] и повышения температуры газа перед турбиной [4, 5] фактически расширяют границы возможного [6, 13, 17–19], что открывает новые перспективы.

Как показывает исторический опыт [9, 17], чтобы успешно развиваться, необходимо иметь сверхзадачу. Разработка ТРДЭ — сверхзадача,

решая которую Российская Федерация создаст гиперзвуковую авиацию, перейдет к промышленному освоению космоса, обеспечит безопасность страны на длительную перспективу.

Достижение обозначенных целей потребует выполнения непростых технических решений: сначала необходимо создать стехиометрический ТРД [6], затем — гиперфорсированный ТРД [5], ТРДЭ [10] и ТРДЭФ [3]. Этот процесс уже необратим (основополагающие патенты [3–5, 10–12], основы теории ТРДЭ [8, 13, 19, 20] опубликованы), а значит, не следует затягивать с реализацией проекта — конкуренцию с США, Китаем и другими странами в области стратегических технологий никто не отменял. Требуется решение Правительства РФ.

Выводы

1. Традиционные способы форсирования ГТД — повышение температуры газа перед турбиной и за ней, увеличение габаритных размеров ГТД — уходят в прошлое вследствие достижения физических пределов по этим параметрам.

2. Основным методом форсирования ГТД станет использование смешанных термодинамических циклов (метод внутренних термодинамических циклов), состоящих из внешнего и внутреннего (внутренних) циклов [7]. Внешний цикл имеет энергообмен с внешними источниками энергии, внутренний — только с внешним циклом. Метод реализуется двумя способами: гиперфорсажем и наддувом турбины.

3. Гиперфорсаж — форсирование тяги ГТД при сверх- и гиперзвуковых скоростях полета подачей воды на вход в двигатель. Физическая сущность гиперфорсажа заключается в том, что вода, подаваемая на вход в двигатель при сверх- и гиперзвуковых скоростях полета, становится вторым рабочим телом, которое наравне с первым (воздухом) участвует во всех термодинамических процессах, происходящих в ГТД, — формирует дополнительный (внутренний) термодинамический цикл. Гиперфорсаж локализует такое физическое явление, как энергетическое вырождение ГТД, сохраняет работоспособность компрессора при сверх- и гиперзвуковых скоростях полета.

4. Наддув турбины — повышение расхода газа через турбину посредством газового эжектора. Наддув, как и гиперфорсаж, формирует дополнительный (внутренний) термодинамический цикл, создает новую газодинамическую

связь между элементами ГТД — ТРДЭ [10] лета до семи чисел Маха при общем (ТРДЭФ [3] (позволяет развивать скорость по- КПД $\approx 55\%$).

Литература

- [1] Скибин В.А., Солонин В.И., Палкин В.А. Работы ведущих авиадвигателестроительных компаний в обеспечение создания перспективных авиационных двигателей (аналитический обзор). Москва, Изд-во ЦИАМ, 2010. 673 с.
- [2] Сосунов В.А., Чепкин В.М., ред. *Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок*. Москва, Изд-во МАИ, 2003. 688 с.
- [3] Письменный В.Л. *Турбоэжекторный двигатель и способ его регулирования*. Патент РФ 2645373. Заявл. 17.05.2017, опубл. 21.02.2018.
- [4] Письменный В.Л. *Способ охлаждения турбинных лопаток*. Патент РФ 2409745. Заявл. 27.07.2009, опубл. 20.01.2011.
- [5] Письменный В.Л. *Способ форсирования турбореактивного двигателя*. Патент РФ 2616137. Заявл. 06.06.2016, опубл. 12.04.2017.
- [6] Письменный В.Л. Концепция построения стехиометрического турбореактивного двигателя. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2023, № 9, с. 116–126, doi: <http://dx.doi.org/10.18698/0536-1044-2023-9-116-126>
- [7] Письменный В.Л. Внутренние термодинамические циклы. *Конверсия в машиностроении*, 2006, № 3, с. 5–10.
- [8] Письменный В.Л. Вопросы теории турбоэжекторных двигателей. *Конверсия в машиностроении*, 2006, № 4, с. 8–15.
- [9] Образцов И.Ф., ред. *Развитие авиационной науки и техники в СССР*. Москва, Наука, 1980. 496 с.
- [10] Письменный В.Л. *Турбоэжекторный двигатель*. Патент РФ 2190772. Заявл. 13.04.1999, опубл. 10.10.2002.
- [11] Письменный В.Л. *Сотовый смеситель*. Патент РФ 2467791. Заявл. 02.09.2011, опубл. 27.11.2012.
- [12] Письменный В.Л. *Газовый эжектор*. Патент РФ 2650913. Заявл. 19.06.2017, опубл. 18.04.2018.
- [13] Письменный В.Л. Турбоэжекторные двигатели — газотурбинные двигатели нового типа. *Полет*, 2011, № 7, с. 52–60.
- [14] Письменный В.Л. *Турбоэжекторный двигатель на криогенном топливе*. Патент РФ 29752. Заявл. 26.12.2002, опубл. 27.05.2003.
- [15] Письменный В.Л. *Газотурбинный двигатель с турбохолодильной установкой на входе*. Патент РФ 2239080. Заявл. 20.01.2003, опубл. 27.10.2004.
- [16] Кириллов Н.Г. Проблемы перехода автомобильного транспорта на водородное топливо. *Газовая промышленность*, 2007, № 2, с. 68–72.
- [17] Письменный В.Л. Проблемы и перспективы развития авиационных двигателей. *Вестник академии военных наук*, 2014, № 3, с. 131–136.
- [18] Письменный В.Л. Гиперзвуковой космический старт. *Сб. тез. XLV Академических чтений по космонавтике*. Т. 3. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2021, с. 355–357.
- [19] Письменный В.Л. Основы теории расчета турбоэжекторных двигателей. Чкаловский, ГЛИЦ им. Чкалова, 2000. 43 с.
- [20] Письменный В.Л. Формирование конструктивно-газодинамического облика гиперзвукового турбоэжекторного двигателя. *Полет*, 2011, № 1, с. 59–64.

References

- [1] Skibin V.A., Solonin V.I., Palkin V.A. *Raboty vedushchikh aviadvigatelistroitelnykh kompaniy v obespechenie sozdaniya perspektivnykh aviatsionnykh dvigateley (analiticheskiy obzor)* [Works of leading aircraft engine building companies in support of development of advanced aircraft engines (analytical review)]. Moscow, Izd-vo TsIAM Publ., 2010. 673 p. (In Russ.).
- [2] Sosunov V.A., Chepkin V.M., eds. *Teoriya, raschet i proektirovanie aviatsionnykh dvigateley i energeticheskikh ustanovok* [Theory, calculation and design of aircraft engines and power plants]. Moscow, Izd-vo MAI Publ., 2003. 688 p. (In Russ.).

- [3] Pismennyy V.L. *Turboezhektornyy dvigatel i sposob ego regulirovaniya* [Turbo-jet engine and control method thereof]. Patent RU 2645373. Appl. 17.05.2017, publ. 21.02.2018. (In Russ.).
- [4] Pismennyy V.L. *Sposob okhlazhdeniya turbinnnykh lopatok* [Method of cooling gas turbine engine vanes]. Patent RU 2409745. Appl. 27.07.2009, publ. 20.01.2011. (In Russ.).
- [5] Pismennyy V.L. *Sposob forsirovaniya turboreaktivnogo dvigatelya* [Method for forcing a turboboreactive engine]. Patent RU 2616137. Appl. 06.06.2016, publ. 12.04.2017. (In Russ.).
- [6] Pismennyy V.L. The concept of constructing a stoichiometric turbojet engine. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Mashinostroenie* [BMSTU Journal of Mechanical Engineering], 2023, no. 9, pp. 116–126, doi: <http://dx.doi.org/10.18698/0536-1044-2023-9-116-126> (in Russ.).
- [7] Pismennyy V.L. Internal thermodynamic cycles. *Konversiya v mashinostroenii* [Conversion in Machine Building of Russia], 2006, no. 3, pp. 5–10. (In Russ.).
- [8] Pismennyy V.L. Theory problems of turbo-ejection engines. *Konversiya v mashinostroenii* [Conversion in Machine Building of Russia], 2006, no. 4, pp. 8–15. (In Russ.).
- [9] Obratsov I.F., ed. *Razvitie aviatsionnoy nauki i tekhniki v SSSR* [Development of aviation science and technology in the USSR]. Moscow, Nauka Publ., 1980. 496 p. (In Russ.).
- [10] Pismennyy V.L. *Turboezhektornyy dvigatel* [Turbo-ejector engine]. Patent RU 2190772. Appl. 13.04.1999, publ. 10.10.2002. (In Russ.).
- [11] Pismennyy V.L. *Sotovyy smesitel* [Cellular mixer]. Patent RU 2467791. Appl. 02.09.2011, publ. 27.11.2012. (In Russ.).
- [12] Pismennyy V.L. *Gazovyy ezhektor* [Gas ejector]. Patent RU 2650913. Appl. 19.06.2017, publ. 18.04.2018. (In Russ.).
- [13] Pismennyy V.L. Turboejection engines: new generation gas turbine engines. *Polet* [Flight], 2011, no. 7, pp. 52–60. (In Russ.).
- [14] Pismennyy V.L. *Turboezhektornyy dvigatel na kriogennom toplive* [Cryogenic fuel turbojet engine]. Patent RU 29752. Appl. 26.12.2002, publ. 27.05.2003. (In Russ.).
- [15] Pismennyy V.L. *Gazoturbinnyy dvigatel s turbokholodilnoy ustanovkoy na vkhode* [Gas-turbine engine with turbocooler at inlet]. Patent RU 2239080. Appl. 20.01.2003, publ. 27.10.2004. (In Russ.).
- [16] Kirillov N.G. Problems of transition of road transport to hydrogen fuel. *Gazovaya promyshlennost* [Gas Industry Journal], 2007, no. 2, pp. 68–72. (In Russ.).
- [17] Pismennyy V.L. The aircraft engines: problems and development outlook. *Vestnik akademii voennykh nauk*, 2014, no. 3, pp. 131–136. (In Russ.).
- [18] Pismennyy V.L. [Hypersonic space start]. *Sb. tez. XLV Akademicheskikh chteniy po kosmonavtike*. T. 3 [Proc. XLV Academic Readings on Cosmonautics. Vol. 3]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2021, pp. 355–357. (In Russ.).
- [19] Pismennyy V.L. *Osnovy teorii rascheta turboezhektornykh dvigateley* [Fundamentals of turbo-ejector engine design theory]. Chkalovskiy, GLITs im. Chkalova Publ., 2000. 43 p. (In Russ.).
- [20] Pismennyy V.L. Setting design and gas-dynamic specifications for hypersonic turbo-ejection engine. *Polet* [Flight], 2011, no. 1, pp. 59–64. (In Russ.).

Статья поступила в редакцию 25.12.2023

Информация об авторе

ПИСЬМЕННЫЙ Владимир Леонидович — кандидат технических наук, доцент кафедры испытаний авиационной техники. Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет) (125993, Москва, Российская Федерация, Волоколамское шоссе, д. 4, e-mail: vladimir@tecserv.info).

Information about the author

PISMENNYI Vladimir Leonidovich — Candidate of Science (Eng.), Associate Professor, Aircraft Testing Department. Moscow Aviation Institute (National Research University) (125993, Moscow, Russian Federation, Volokolamskoye Shosse, Bldg. 4, e-mail: vladimir@tecserv.info).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Письменный В.Л. Способы форсирования газотурбинного двигателя. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2024, № 9, с. 120–130.

Please cite this article in English as:

Pismennyy V.L. Methods in forcing a gas turbine engine. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2024, no. 9, pp. 120–130.