

Аэрокосмический научный журнал

Сетевое научное издание
МГТУ им. Н.Э. Баумана
<http://aerospjournal.ru>

Ссылка на статью:

// Аэрокосмический научный журнал.
МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн. 2016.
№ 04. С. 13–21.

DOI: [10.7463/aersp.0416.0846689](https://doi.org/10.7463/aersp.0416.0846689)

Представлена в редакцию: 12.06.2016

Исправлена: 26.06.2016

© МГТУ им. Н.Э. Баумана

УДК 629.7.036.34

Методика выбора оптимальной степени повышения давления в вентиляторе по эффективным параметрам силовой установки

Кондрашов И. И.^{1,*}, Полев А. С.²

*kondrashov_bmstu@gmail.com

¹МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Россия

²Центральный институт авиационного моторостроения
имени П.И. Баранова, Москва, Россия

В представленной работе проведено определение оптимальной степени двухконтурности и степени повышения давления в вентиляторе двухконтурного турбореактивного двигателя. Было проиллюстрировано изменение эффективного удельного расхода топлива с учетом внешнего сопротивления мотогондолы двигателя. Полученные данные могут использоваться для приблизительной оценки параметров перспективных двигателей со сверхвысокими степенями двухконтурности, ориентированных на использование в силовых установках среднемагистрального самолета при заданных условиях полета.

Ключевые слова: степень двухконтурности, ТРДД, удельный расход топлива, коэффициент сопротивления мотогондолы

Введение

Анализ и прогноз мирового рынка авиационной промышленности по данным [1] показывает, что в настоящее время идет положительная тенденция объема продаж гражданских самолетов (рис. 1).

К двигателям современных гражданских самолетов предъявляются все более сложные комплексы требований, однако одним из основных остается требование к их экономичности. Двухконтурные турбореактивные двигатели (ТРДД) для дозвуковых самолетов, имеющие степени двухконтурности m (отношение массового расхода воздуха через внешний контур к массовому расходу воздуха через внутренний контур) более 8...10, принято называть ТРДД со сверхвысокими степенями двухконтурности. Схема такого ТРДД представлена на рис. 2.

Главное отличие таких двигателей состоит в наличии редуктора. Редуктор позволяет устранить несоответствие в окружных скоростях вентилятора и турбины вентилятора. Увеличение отношения частоты вращения вентилятора к частоте вращения турбины за

счет редуктора позволяет увеличить окружную скорость турбины вентилятора и работу, создаваемую ее ступенями, тем самым уменьшая число ступеней турбины вентилятора, при этом сохраняя ее малые диаметральные размеры.

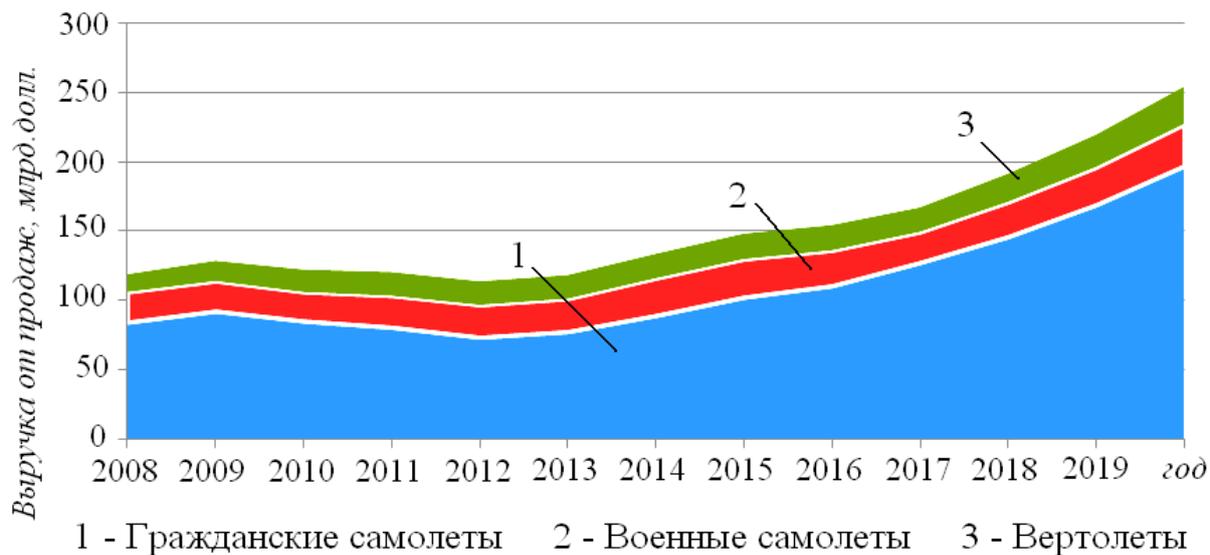


Рис. 1. Перспективная динамика мирового рынка авиатехники и структура доходов от продаж

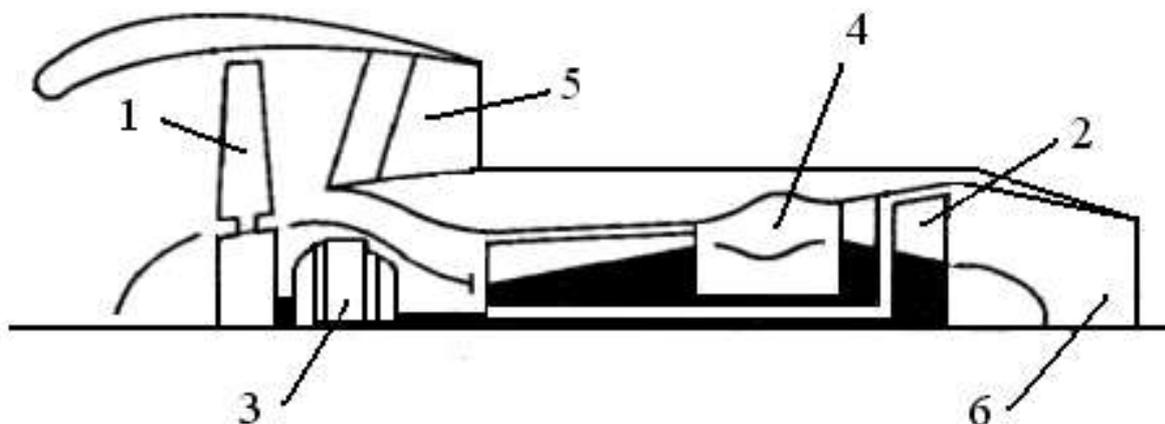


Рис. 2. Схема ТРДД. 1 – одноступенчатый вентилятор; 2 – турбина вентилятора; 3 – редуктор; 4 – газогенератор; 5 – сопло наружного контура; 6 – сопло внутреннего контура

Даже с учетом массы редуктора в этом случае достигается сокращение общей массы двигателя и его габаритной длины [2]. В некоторых схемах были также применены вентиляторы с поворотными лопатками рабочих колес (ВПЛ). Применение вентилятора с поворотными лопатками рабочих колес, имеющего малые расчетные окружные скорости лопаток, позволяет снизить уровень шума от ВПЛ и обеспечить высокий КПД вентилятора в широком диапазоне режимов двигателя, что имеет важное значение для улучшения скоростных и дроссельных характеристик таких ТРДД [3].

Учет внешнего сопротивления двигателя

Задача определения оптимальных параметров ТРДД с учетом всех действующих факторов является многопараметрической. Основными подлежащими оптимизации параметрами являются: температура газа T_2 , суммарная степень повышения давления в компрессоре $\pi_{\kappa\Sigma}$, степень двухконтурности m , степень повышения давления в вентиляторе π_6 . Увеличение степени двухконтурности с одновременным повышением параметров рабочего процесса ТРДД (температуры газа перед турбиной T_2 и суммарной степени повышения давления компрессора $\pi_{\kappa\Sigma}$) позволяют в условиях дозвукового крейсерского полета самолета обеспечить снижение удельного расхода топлива $C_{y\partial}$ [2]. При этом повышение значений T_2 и $\pi_{\kappa\Sigma}$ определяется уровнем технического совершенства. Стоит отметить, что есть и другие методы достижения экономичности двигателя, например, использование новых конструктивно-схемных решений [4] и [5], позволяющих кроме того улучшить экологические характеристики [6].

Чрезвычайно важное значение имеет правильный учет внешнего сопротивления силовой установки ТРДД дозвуковых самолетов с отдельными контурами, имеющих высокие степени двухконтурности. Значительную долю внешнего сопротивления самолета дает мотогондола, размеры которой зависят от диаметра вентилятора. Повышение степени двухконтурности двигателя уменьшает удельный расход топлива, но вызывает рост аэродинамического сопротивления. При заданной тяге увеличение степени двухконтурности приводит к снижению удельной тяги и к увеличению диаметра вентилятора. По этой причине необходимо определить оптимальные параметры двигателя, при которых значение эффективного удельного расхода топлива является минимальным.

Для оценки эффективного удельного расхода топлива, учитывающего аэродинамическое сопротивление мотогондолы, использовался коэффициент сопротивления мотогондолы C_X , который определяется в виде суммы коэффициента сопротивления обечайки вентилятора $C_{X.об.вент}$ и коэффициента сопротивления газогенератора $C_{X.гг}$:

$$C_X = C_{X.об.вент} + C_{X.гг}.$$

Зависимости $C_{X.об.вент}$ и $C_{X.гг}$ от степени двухконтурности m аппроксимированы по излагаемой в ЦИАМ методике следующим образом:

$$C_{X.об.вент} = -3.6667 \cdot 10^{-7} \cdot m^3 + 3.3429 \cdot 10^{-5} \cdot m^2 - 1.2744 \cdot 10^{-3} \cdot m + 3.5606 \cdot 10^{-2};$$

$$C_{X.гг} = -3.4667 \cdot 10^{-7} \cdot m^3 + 2.8571 \cdot 10^{-5} \cdot m^2 - 0.1879 \cdot 10^{-3} \cdot m + 2.0005 \cdot 10^{-2}.$$

Принято, что отношение диаметра миделя мотогондолы к диаметру вентилятора D_6 равно 1.25, что характерно для относительно «тонких» мотогондол современных ТРДД с высокой степенью двухконтурности. Таким образом, площадь миделя мотогондолы рассчитывается по формуле:

$$F_{мид} = \frac{\pi \cdot (1.25 \cdot D_6)^2}{4}.$$

Эффективная тяга $R_{эф}$ равна:

$$R_{эф} = R - C_X \cdot \frac{\rho \cdot V_{II}^2}{2} \cdot F_{мид},$$

где R – тяга, кгс; ρ – плотность, кг/м³; V_{II}^2 – скорость полета, м/с .

Эффективный удельный расход топлива:

$$C_{Rэф} = \frac{G_m}{R_{эф}},$$

где G_m – расход топлива, кг/с.

Изменение коэффициентов сопротивления в зависимости от степени двухконтурности m представлено на рис. 3.

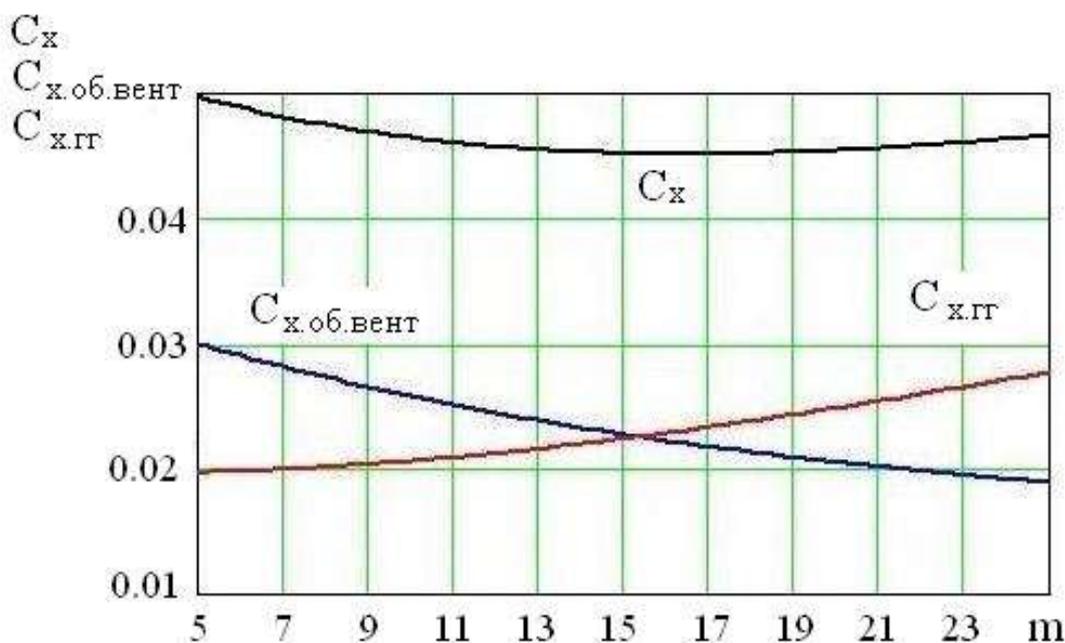


Рис. 3. Изменение коэффициента сопротивления мотогондолы C_X , обечайки вентилятора $C_{X.об.вент}$ и газогенератора $C_{X.гг}$

Исследование

В данной работе будет рассматриваться двухконтурный турбореактивный двигатель, ориентированный на использование в силовой установке среднемагистрального самолета в классе 180 мест (одного из наиболее востребованных рынком вне зависимости от вариантов дальнейшего развития структуры сети и темпов роста авиаперевозок), совершающего перевозки протяженностью до 5000 км.

В рамках исследования проведена оптимизация степени двухконтурности m и степени повышения давления в вентиляторе π_v при заданных T_2 и $\pi_{к\Sigma}$. В качестве критерия оптимизации выбран эффективный удельный расход топлива $C_{Rэф}$. Расчет производился по методике, изложенной в [7] и [8]. Принятые для расчета основные параметры и показатели совершенства узлов ТРДД приведены в табл. 1. Полученные с помощью системы MathCAD результаты расчета представлены на рис. 4.

Таблица 1

Тяга двигателя R , кгс	1575
Температура в камере сгорания T_g , К	1615
Суммарная степень повышения давления в компрессоре π_{Σ}	56
Степень повышения давления в компрессоре высокого давления $\pi_{\text{КВД}}$	22
КПД компрессора низкого давления $\eta_{\text{КНД}}$	0.9
КПД компрессора высокого давления $\eta_{\text{КВД}}$	0.85
КПД вентилятора во втором контуре $\eta_{\text{ВП}}$	0.93
Коэффициент полноты сгорания топлива $\eta_{\text{КС}}$	0.995
КПД турбины высокого давления $\eta_{\text{ТВД}}$	0.92
КПД турбины низкого давления $\eta_{\text{ТНД}}$	0.93
КПД редуктора η_p	0.99
Механический КПД вала высокого давления $\eta_{\text{мех.вд}}$	0.99
Коэффициент сохранения полного давления на входе в двигатель $\sigma_{\text{вх}}$	0.997
Коэффициент сохранения полного давления второго контура σ_{II}	0.99
Коэффициент сохранения полного давления в патрубке КНД-КВД $\sigma_{\text{КНД-КВД}}$	0.99
Коэффициент сохранения полного давления в камере сгорания $\sigma_{\text{КС}}$	0.95
Коэффициент сохранения полного давления в патрубке ТВД-ТНД $\sigma_{\text{ТВД-ТНД}}$	0.99
Коэффициент сохранения полного давления в затурбинном диффузоре $\sigma_{\text{ТД}}$	0.99
Коэффициент скорости сопла φ_c	0.995
Доля воздуха на охлаждение и утечки $\delta_{\text{охл}}$	0.19

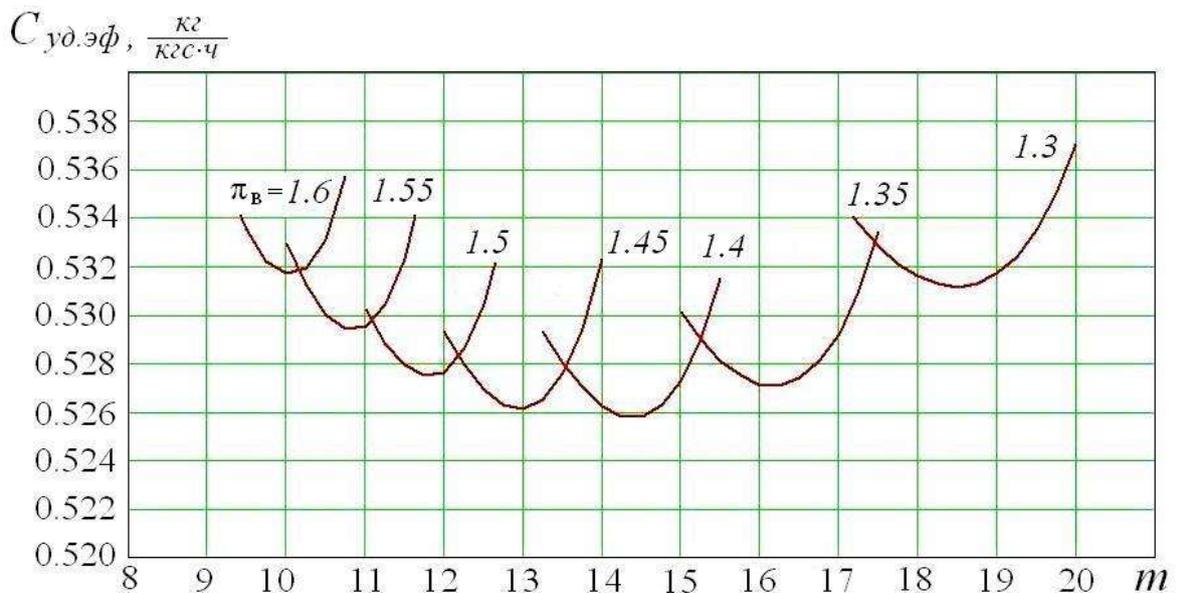


Рис. 4. Зависимость $C_{R\text{эф}}$ от степени двухконтурности m при различных значениях $\pi_{\text{в}}$.

Выводы

Результаты расчета (см. рис. 4) показывают, что при изменении степени двухконтурности и степени повышения давления в вентиляторе существует минимум по эффективному удельному расходу топлива $C_{Rэф}$. Таким образом, согласно выбранному критерию оптимизации были найдены оптимальные значения параметров (см. табл. 2).

Таблица 2

$m_{отп}=14.25$	$\pi_{в,отп}=1.4$	$C_{Rэф,мин}=0.5258 \frac{\text{кг}}{\text{кгс}\cdot\text{ч}}$
-----------------	-------------------	--

Стоит отметить, что при оптимизации параметров по эффективному удельному расходу топлива не учитываются такие факторы, как масса двигателя, потребный запас топлива и др. Учет этих параметров приводит к уменьшению оптимальной степени двухконтурности и, соответственно, увеличению степени повышения давления в вентиляторе.

Список литературы

1. Колпаков С.К., Сухарев А.А. Проблемы и перспективы развития отечественной авиационной промышленности. МАЦ: веб-сайт. Режим доступа: <http://www.iacenter.ru/publication-files/132/111.pdf> (дата обращения 19.02.2016).
2. Нечаев Ю.Н., Федоров Р.М., Котовский В.Н., Полев А.С. Теория авиационных двигателей / под ред. Нечаева Ю.Н. Ч2. М.: Изд-во ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2006. 448 с.
3. Шульгин В.А., Гайсинский С.Я. Двухконтурные турбореактивные двигатели малолетных самолетов. М.: Машиностроение, 1984. 168 с.
4. Эрохи Ю.А., Каленский С.М., Полев А.С., Дрыгин А.С. Предварительное исследование характеристик гибридных турбореактивных двухконтурных двигателей различных схем для ближне- и среднемагистральных самолетов // Наука и образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн. 2012. № 3. С. 1-17. Режим доступа: <http://technomag.edu.ru/doc/381537.html> (дата обращения 19.02.2016).
5. Эрохи Ю.А., Каленский С.М., Полев А.С., Дрыгин А.С., Рябов П.А. Сравнительный анализ параметров и характеристик различных схем силовой установки с дополнительным выносным винтовентилятором // Наука и образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн. 2012. № 12. С. 541-556. DOI: [10.7463/1212.0511469](https://doi.org/10.7463/1212.0511469)
6. Бурцев С.А., Самойлов М.Ю., Симаков М.В. Анализ экологических аспектов применения перспективных схем силовых установок ближне- и среднемагистральных самолетов // Безопасность в техносфере. 2015. Т. 4, № 2. С. 67-72. DOI: [10.12737/11335](https://doi.org/10.12737/11335)
7. Теория двухконтурных турбореактивных двигателей. Под ред. д-ра техн. наук, проф. Шляхтенко С.М., д-ра техн. наук, проф. Сосунова В.А. М.: Машиностроение, 1979. 432 с.

8. Михальцев В.Е., Моляков В.Д. Расчет параметров цикла при проектировании газотурбинных двигателей и комбинированных установок / под ред. Суровцева И.Г. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2014. 58 с.

Technique for Selecting Optimum Fan Compression Ratio based on the Effective Power Plant Parameters

I.I. Kondrashov^{1,*}, A.S. Polev²

*kondrashov.bmstu@gmail.com

¹Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russia

²Baranov Central Institute of Aviation Motor Development,
Moscow, Russia

Keywords: bypass ratio, turbofan, specific fuel consumption, nacelle drag coefficient

Nowadays, civilian aircrafts occupy the major share of global aviation industry market. As to medium and long - haul aircrafts, turbofans with separate exhaust streams are widely used. Here, fuel efficiency is the main criterion of this engine. The paper presents the research results of the mutual influence of fan pressure ratio and bypass ratio on the effective specific fuel consumption. Shows the increasing bypass ratio to be a rational step for reducing the fuel consumption. Also considers the basic features of engines with a high bypass ratio. Among the other working process parameters, fan pressure ratio and bypass ratio are the most relevant for consideration as they are the most structural variables at a given level of technical excellence. The paper presents the dependence of the nacelle drag coefficient on the engine bypass ratio. For computation were adopted the projected parameters of prospective turbofans to be used in the power plant of the 180-seat medium-haul aircraft. Computation of the engine cycle was performed in Mathcad using these data, with fan pressure ratio and bypass ratio being varied. The combustion chamber gas temperature, the overall pressure ratio and engine thrust remained constant. Pressure loss coefficients, the efficiency of the engine components and the amount of air taken for cooling also remained constant. The optimal parameters corresponding to the minimum effective specific fuel consumption were found as the result of computation. The paper gives recommendations for adjusting optimal parameters, depending on the considered external factors, such as weight of engine and required fuel reserve. The obtained data can be used to estimate parameters of future turbofan engines with high bypass ratio.

References

1. Kolpakov S.K., Sukharev A.A. *Problemy i perspektivy razvitiya otechestvennoy aviatsionnoy promyshlennosti* [Problems and prospects of development of the domestic

- aviation industry]. MAC: website. Available at: <http://www.iacenter.ru/publication-files/132/111.pdf>, accessed 20.04.2016. (in Russian).
2. Nechaev Yu.N., Fedorov R.M., Kotovskij V.N., Polev A.S. *Teoriya aviacionnih dvigatelei* [Aviation engines theory]. Moscow, VVIA n.a. N.E. Zhukovsky Publ., 2006. 448 p. (in Russian).
 3. Shulgin V.A., Gaysinsky S.Y. *Dvuhkonturnie turboreaktivnie dvigateli maloshumnih samoletov* [Turbofan engines for low-noise aircraft]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1984. 168 p. (in Russian).
 4. Ezrohi Y.A., Kalensky S.M., Polev A.S., Drygin A.S. Preliminary research of characteristics of various implementations of hybrid turbofan engines for short- and medium-haul aircrafts. *Nauka i obrazovanie MGTU im. N.E. Baumana = Science and Education of the Bauman MSTU*, 2012, no. 3. Available at: <http://technomag.edu.ru/doc/381537.html> (accessed 20.04.2016). (in Russian).
 5. Ezrohi Y.A., Kalensky S.M., Polev A.S., Drygin A.S., Ryabov P.A. Comparative analysis of parameters and characteristics of different power plant schemes with an additional remote propfan. *Nauka i obrazovanie MGTU im. N.E. Baumana = Science and Education of the Bauman MSTU*, 2012, no. 12, pp. 541-556. (in Russian) DOI: [10.7463/1212.0511469](https://doi.org/10.7463/1212.0511469)
 6. Burtsev S.A., Samoilov M.U., Simakov M.V. Ecological Aspects of Implementing Prospective Propulsion Schemes of Short and Medium Haul Aircrafts. *Bezopasnost' v tekhnosphere = Safety in Technosphere*, 2015. vol. 4, no. 2, pp. 67-72. (in Russian). DOI: [10.12737/11335](https://doi.org/10.12737/11335)
 7. Shlyakhtenko S.M., Sosunova V.A. *Teoriya dvuhkonturnih turboreaktivnih dvigatelei* [Turbojet engines theory]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1979. 432 p. (in Russian).
 8. Mikhaltsov V.E., Molyakov V.D., Surovtsev I.G. *Raschet parametrov cikla pri proektirovanii gazoturbinnih dvigatelei i kombinirovannih ustanovok* [Cycle parameters calculation in the design of gas turbine engines and combined plants]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2014. 58 p. (in Russian).