

УДК 621.452.3:621.48.01:681.518.54

ВЛИЯНИЕ ФОРМЫ ПРОТОЧНОЙ ЧАСТИ КОМПРЕССОРОВ НА ГЕОМЕТРИЮ МЕРИДИОНАЛЬНОГО СЕЧЕНИЯ ТРДД

Ю. А. РЖАВИН¹, С. А. ГУСАРОВ², П. А. ГРЕБЕНЬКОВ³

¹ rgavin@gmail.ru, ² gus@mai.ru, ³ grebenkovpavel@mail.ru

^{1,2} ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (Национально исследовательский университет)» (МАИ (НИУ))
³ «Опытно-конструкторское бюро им. А. Льюльки»
филиал ПАО «ОДК-Уфимское моторостроительное производственное объединение»

Поступила в редакцию 31.10.2019

Аннотация. Рассматриваются вопросы формирования и согласования проточной части турбореактивного двухконтурного двигателя (ТРДД) на начальной стадии проектирования. Выявлено влияние изменения формы проточной части КВД и КНД на облик ТРДД. Результаты расчетного исследования показали, что изменение формы проточной части КВД слабо влияет на общий облик проточной части турбомашин в ТРДД. Изменение же формы проточной части КНД более существенно влияет на подобный облик. Предложенный алгоритм согласования параметров турбомашин при различных формах проточной части дает адекватный результат и может использоваться для решения инженерных задач.

Ключевые слова: проточная часть; форма КНД; форма КВД; форма ТВД; форма ТНД; согласование параметров; соотношение диаметров.

ВВЕДЕНИЕ

Формирование турбокомпрессорной части ТРДД является первой стадией, на которой должны быть оценены такие показатели, как частоты вращения, тип проточной части компрессоров и турбин, их согласование и соотношение диаметров, а также другие параметры, дающие представление о схеме двигателя. Рассмотрению этого вопроса посвящен целый ряд работ [1–6].

Двухконтурный турбореактивный двигатель обладает свойством независимой доводки или конструктивного изменения как турбовентилятора, так и газогенератора. Последнего особенно, так как он является наиболее нагруженным узлом двигателя. Вследствие этого иногда возникает необходимость в смене формы той или иной проточной части узлов, что определяется или технологичностью, или нагруженностью ступеней, или массо-габаритными параметрами. В любом случае выбор формы про-

точной части турбомашин в ТРДД является оптимизационной задачей, где критериями могут быть как задачи термогазодинамики, так и проблемы технологичности конструктивных решений [4].

Каждая из возможных четырех основных форм проточной части турбомашин определяется основными диаметрами ($D_k = \text{const}$, $D_{вт} = \text{const}$, $D_{ср} = \text{const}$ и комбинированная) и обладают определенными известными достоинствами и недостатками [5].

Для оценки влияния различных форм проточной части компрессора низкого давления (КНД) и турбины низкого давления (ТНД), компрессора высокого давления (КВД) и турбины высокого давления (ТВД) на геометрию меридионального сечения ТРДД был разработан алгоритм и программный комплекс для решения задачи согласования параметров КНД и ТНД, а также КВД и ТВД в системе двухконтурного двигателя [2].

Исходные параметры к расчету согласования оставались неизменными для всех исследуемых вариантов проточной части, и их основные значения представлены в табл. 1.

Исходной формой проточной части для расчетного исследования была взята схема известного двигателя, в котором КНД имеет форму с $D_{cp}=\text{const}$, КВД – с $D_k=\text{const}$, ТВД и ТНД имеют одноступенчатые турбины с $D_{cp}=\text{const}$.

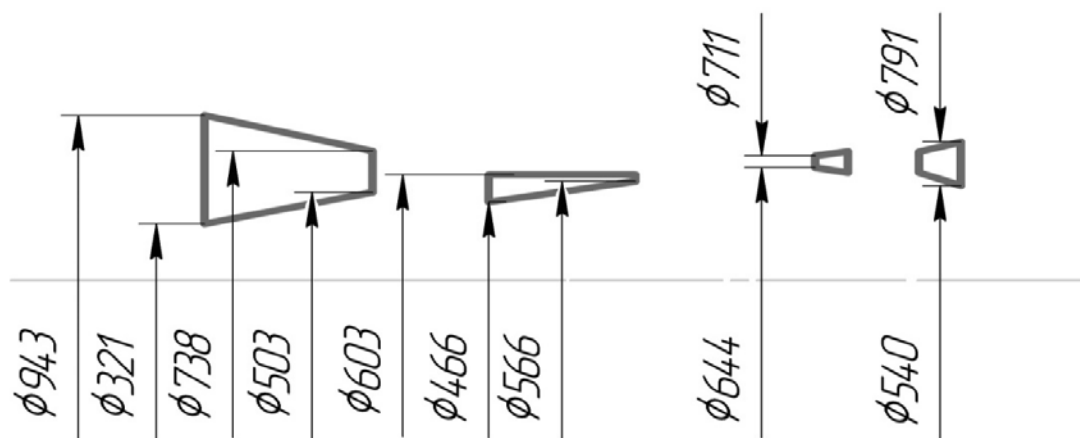
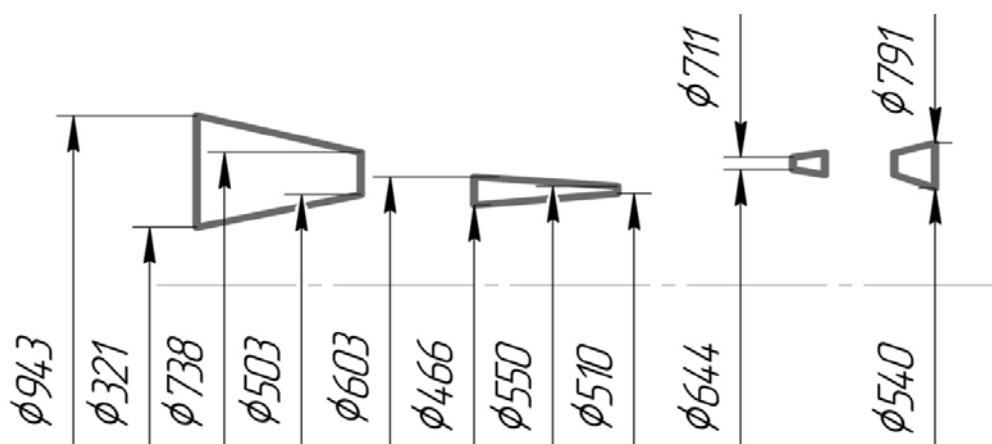
В результате согласования параметров ТРДД была получена базовая геометрия проточной части двигателя, размерная схема которого представлена на рис. 1. Анализ геометрии проточной части базового варианта позволяет сделать вывод, что разработанный авторами алгоритм и программа расчета дают хорошую сходимость с геометрией про-

точной части турбомашин двигателей с подобными исходными параметрами. Были проведены расчетные исследования по согласованию геометрических параметров для различных схем проточной части КНД, КВД. Схема $D_{вт}=\text{const}$ для КНД не рассматривалась, так как очевидно, что при этой схеме конструктивная реализация опорных узлов вряд ли возможна. Схемы турбин во всех вариантах оставались с $D_{cp}=\text{const}$, так как они рассматривались одноступенчатыми. Геометрия меридионального сечения проточной части ТРДД при различных формах проточной части турбомашин (с $D_{вент. cp}=\text{const}$ и $D_{КВД cp}=\text{const}$, $D_{вент cp}=\text{const}$ и $D_{КВД вт}=\text{const}$, $D_{вент к}=\text{const}$ и $D_{КВД к}=\text{const}$, $D_{вент к}=\text{const}$ и $D_{КВД cp}=\text{const}$, $D_{вент к}=\text{const}$ и $D_{КВД вт}=\text{const}$) представлена на рис. 2–6.

Таблица 1

Исходные параметры к расчету

параметры	H	V	$G_{в\Sigma}$, кг/с	π_{Σ}^*	$\pi_{вент}^*$	$\lambda_{вх}$	$T_{г}^*$, К	m
	0	0	118	28,8	3,6	0,64	1800	0,59

Рис. 1. Геометрия проточной части ТРДД с формой проточной части компрессоров $D_{вент cp}=\text{const}$ и $D_{КВД к}=\text{const}$ Рис. 2. Геометрия проточной части ТРДД с формой проточной части компрессоров $D_{вент cp}=\text{const}$ и $D_{КВД cp}=\text{const}$

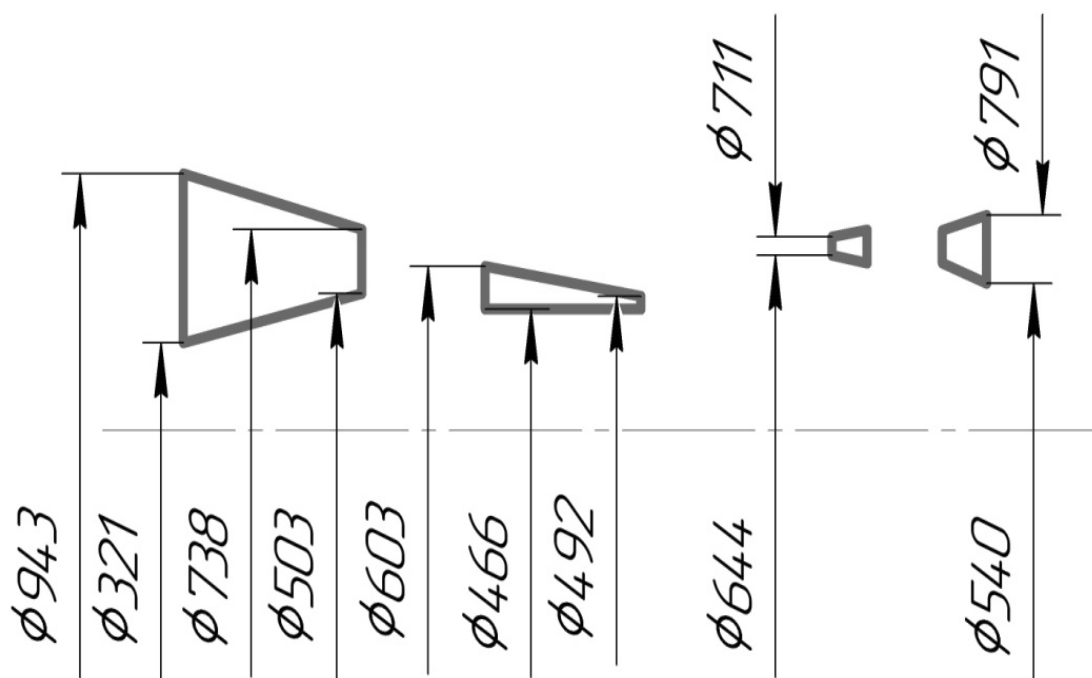


Рис. 3. Геометрия проточной части ТРДД с формой проточной части компрессоров $D_{\text{вент ср}} = \text{const}$ и $D_{\text{КВД вт}} = \text{const}$

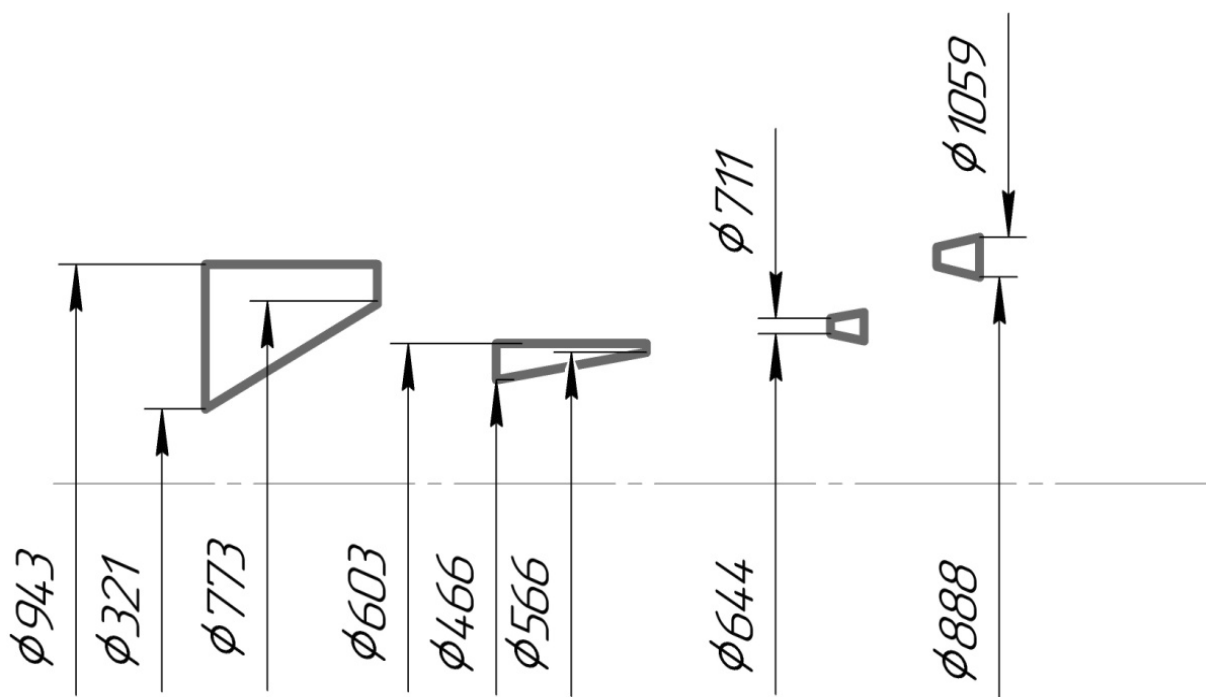


Рис. 4. Геометрия проточной части ТРДД с формой проточной части компрессоров $D_{\text{вент к}} = \text{const}$ и $D_{\text{КВД к}} = \text{const}$

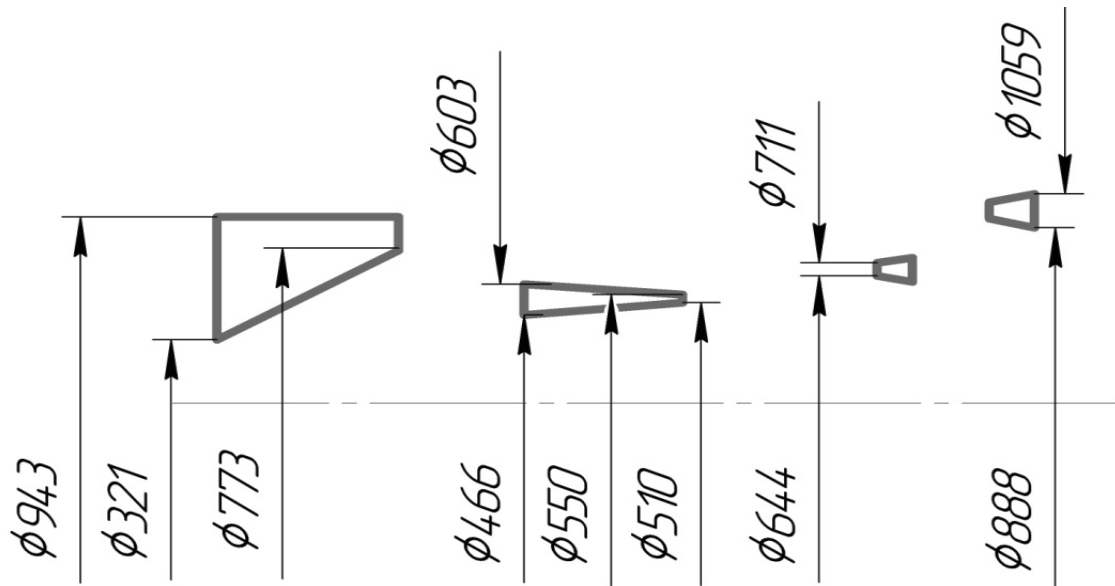


Рис. 5. Геометрия проточной части ТРДД с формой проточной части компрессоров $D_{\text{вент к}}=\text{const}$ и $D_{\text{КВД ср}}=\text{const}$

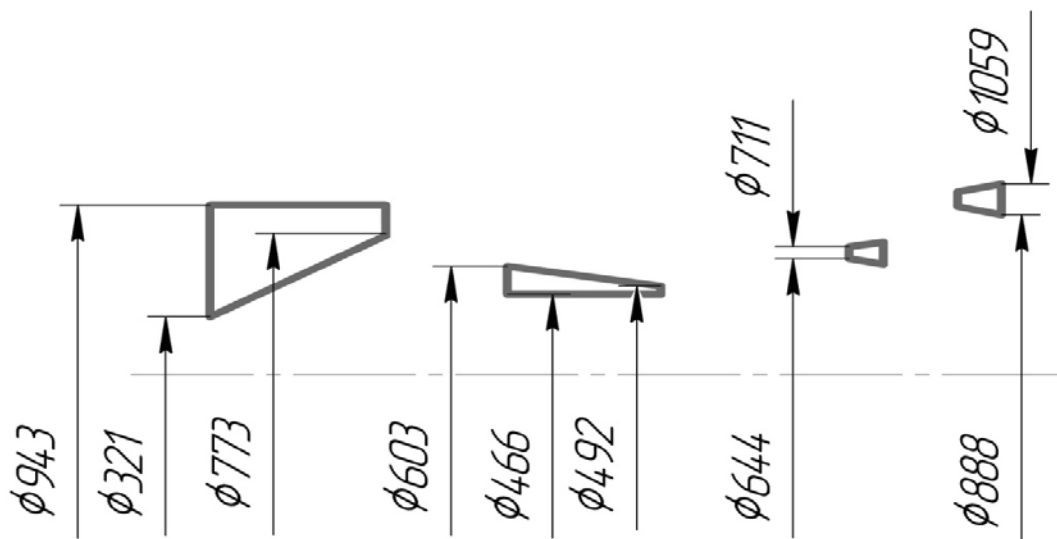


Рис. 6. Геометрия проточной части ТРДД с формой проточной части компрессоров $D_{\text{вент к}}=\text{const}$ и $D_{\text{КВД вт}}=\text{const}$

Анализ полученных геометрических параметров меридионального сечения проточной части турбомашин двигателя, который в основном формирует внешний облик ТРДД, показывает, что изменение формы проточной части в узле газогенератора не приводит к существенным изменениям общего облика двигателя. Также можно отметить очевидный факт, что при переходе в КВД от схемы с $D_{\text{к}}=\text{const}$ к схемам с $D_{\text{ср}}=\text{const}$ и $D_{\text{вт}}=\text{const}$ наблюдает-

ся увеличение высоты лопаток последней ступени КВД [3]. Необходимо отметить также, что переход от одной схемы проточной части КВД к другой по соображениям технологичности конструкции, недостаточной высоты лопаток последних ступеней КВД при обеспечении тех же параметров узлов, не требует большой корректировки геометрии проточной части турбин, а следовательно, и геометрии переходных каналов.

на подобный облик. Следует также отметить, что предложенный алгоритм согласования параметров турбомашин при разных их формах проточной части дает адекватный результат и может использоваться для решения инженерных задач, связанных с оптимизацией формы проточной части двухконтурных авиационных двигателей.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Теория**, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок / В. И. Бакулев и др. / под ред. В. А. Сосунова, В. М. Чепкина. М.: Изд-во МАИ, 2003. 688 с. [V. I. Bakulev, et. al., *Theory, calculation and design of aircraft engines and power plants*, (in Russian). Moscow: Izd-vo MAI, 2003.]

2. **Емин. О. Н., Карасев В. Н., Ржавин Ю. А.** Выбор параметров и газодинамический расчет осевых компрессоров и турбин авиационных ГТД: учебное пособие. М.: «Дипак», 2003. 156 с. [О. Н. Emin, V. N. Karasev, Yu. A. Rzhavin, *Choice of parameters and gas-dynamic calculation of axial compressors and turbines of aviation gas turbine engines*, (in Russian). Moscow: "Dipak", 2003.]

3. **Фалалеев С. В.** Конструкция ТРДДФ АЛ-31Ф. Электрон: учеб. пособие / С. В. Фалалеев; Министерство образования и науки РФ, Самарский государственный аэрокосмический университет им. академика С. П. Королева (Национальный исследовательский университет). Самара, 2013. [S. V. Falaleev, *Design of turbofan AL-31F. Electron. Tutorial*, (in Russian). Samara, 2013.]

4. **Нестеренко В. Г.** Атлас схемно-конструктивных решений узлов ВРД. М.: МАИ, 1991 г. 88 с. [V. G. Nesterenko, *Atlas of circuit-structural solutions of the WFD nodes*, (in Russian). Moscow: MAI, 1991.]

5. **Ржавин Ю. А., Емин О. Н., Карасев В. Н.** Лопаточные машины двигателей летательных аппаратов. Теория и расчет. М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2008. 700 с. [Yu. A. Rzhavin, O. N. Emin, V. N. Karasev, *Blade engines of aircraft engines. Theory and calculation*, (in Russian). Moscow: Izd-vo MAI-PRINT, 2008.]

6. **Кривошеев И. А., Рожков К. Е.** Методика расчета упрощенных характеристик осевой ступени компрессора // Молодой ученый. 2009. № 8. С. 9–17. [I. A. Krivosheev, K. E. Rozhkov, "Method for calculating the simplified characteristics of the axial stage of a compressor", (in Russian), in *Molodoj uchenyj*, no. 8, pp. 9-17, 2009.]

ОБ АВТОРАХ

РЖАВИН Юрий Александрович, канд. техн. наук, проф., проф. каф. 201 «Теория воздушно-реактивных двигателей» МАИ.

ГУСАРОВ Сергей Александрович, канд. техн. наук, ст. науч. сотр., доц. каф. 201 «Теория воздушно-реактивных двигателей» МАИ.

ГРЕБЕНЬКОВ Павел Александрович, инженер-конструктор «ОКБ им. А. Льюки» филиал ПАО «ОДК-УМПО».

METADATA

Title: The influence of the shape of the flow of the compressors on the geometry of the meridional section of the bypass turbojet.

Authors: Y. A. Rzhavin¹, S. A. Gusarov², P. A. Grebenkov³

Affiliation:

^{1,2} Moscow Aviation Institute (MAI), Russia.

³ «Experimental design bureau named after A. Lyulka» (A. Lyulka design bureau) subsidiary of the public joint-stock company «UEC - Ufa engine industrial association» (PJSC «UMPO»), Russia.

Email: ¹ rgavin@gmail.ru, ² gus@mai.ru, ³ grebenkovpavel@mail.ru

Language: Russian.

Source: Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa State Aviation Technical University), vol. 23, no. 4 (86), pp. 102-107, 2019. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

Abstract: The article discusses the formation and coordination of the flow part of the bypass turbojet at the initial stage of design. Revealed the influence of the change in the shape of the flow part of the LPC and HPC on the bypass turbojet.

Key words: flowing part; LPC form; HPC form; HPT form; LPT form; coordination of parameters; diameter ratio.

About authors:

RZHAVIN, Yuri Aleksandrovich, cand. of Tech.Sci, prof. dept. 201 MAI.

GUSAROV, Sergey Aleksandrovich, cand. of Tech.Sci, associate prof. dept. 201 MAI.

GREBENKOV, Pavel Aleksandrovich, design engineer, «Experimental design bureau named after A. Lyulka».