

РАСЧЁТ ВЛИЯНИЯ РАДИАЛЬНОГО ЗАЗОРА НА ХАРАКТЕРИСТИКУ КНД ДВИГАТЕЛЯ РД-33

© 2012 М. Б. Абдельвахид, Р. М. Фёдоров, К. С. Федечкин

Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина,
г. Воронеж

Рассматривается изменение характеристики компрессора, изменение запаса его устойчивости и расхода воздуха при работе в системе двигателя в результате увеличения радиального зазора. Исследование проведено с использованием метода расчёта трёхмерного течения воздуха в компрессоре, реализованного в программном продукте NUMECA Fine/Turbo.

Компрессор, степень повышения давления, коэффициент полезного действия (КПД), частота вращения, расход воздуха, радиальный зазор, запас устойчивости.

В работе проводится численное исследование изменения характеристики компрессора низкого давления (КНД) двигателя РД-33 в результате увеличения радиального зазора. Данный КНД является осевым четырёхступенчатым нерегулируемым компрессором.

Работа была выполнена с применением современных методов расчёта трёхмерного течения воздуха в компрессоре, основанного на численном решении уравнений Навье-Стокса, осреднённых по Рейнольдсу, реализованного в коммерческом программном продукте NUMECA Fine/Turbo.

На рис. 1 показана геометрическая модель проточной части КНД, в табл. 1 представлены некоторые основные данные КНД.

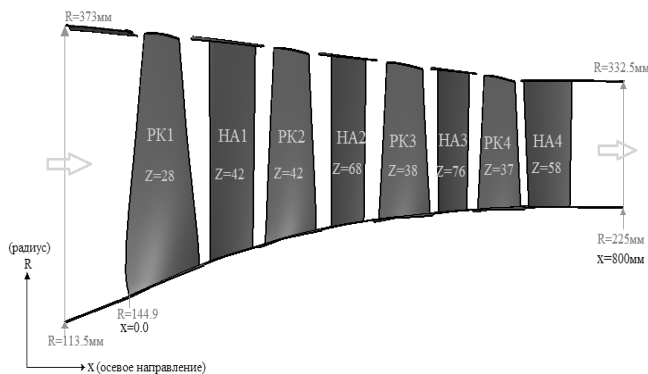


Рис. 1. Геометрическая модель проточной части КНД

На рис. 2 показано сравнение результатов расчёта (при радиальном зазоре $\Delta r = 0,5$ мм) с экспериментальными данными. Как видно, наблюдается удовлетворительная сходимость результатов расчёта с экспериментом. Таким образом, полученные далее результаты расчёта при различных величинах радиального зазора (при их сравнении

друг с другом) можно считать достоверными.

Таблица 1. Основные данные КНД

Степень повышения давления, π^*_k	3.3
Расход воздуха, $G_{в.пр}$	78 кг/с
Коэффициент полезного действия, (КПД) η^*_k	0.83
Относительный диаметр втулки	0.435
Частота вращения ($n_{пр} = 100\%$)	11000 об/мин
Окружная скорость конца рабочей лопатки первой ступени	425 м/с

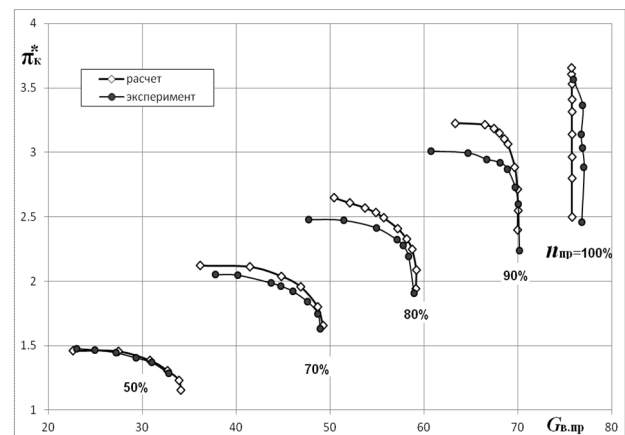


Рис. 2. Сравнение расчётных характеристик КНД с экспериментальными данными

Для исследования влияния изменения радиального зазора на характеристики данного КНД были проведены расчёты (кроме расчёта при радиальном зазоре $\Delta r = 0,5$ мм) ещё для двух значений радиального зазора $\Delta r = 1,0$ и $1,5$ мм. Результаты всех расчётов представлены на рис. 3, а и б. Как видно, расчёты показали, что увеличение зазора оказывает негативное влияние на π^*_k и КПД компрессора. Этот факт был установлен также в ряде других расчётных и экспериментальных работ [1, 2, 3].

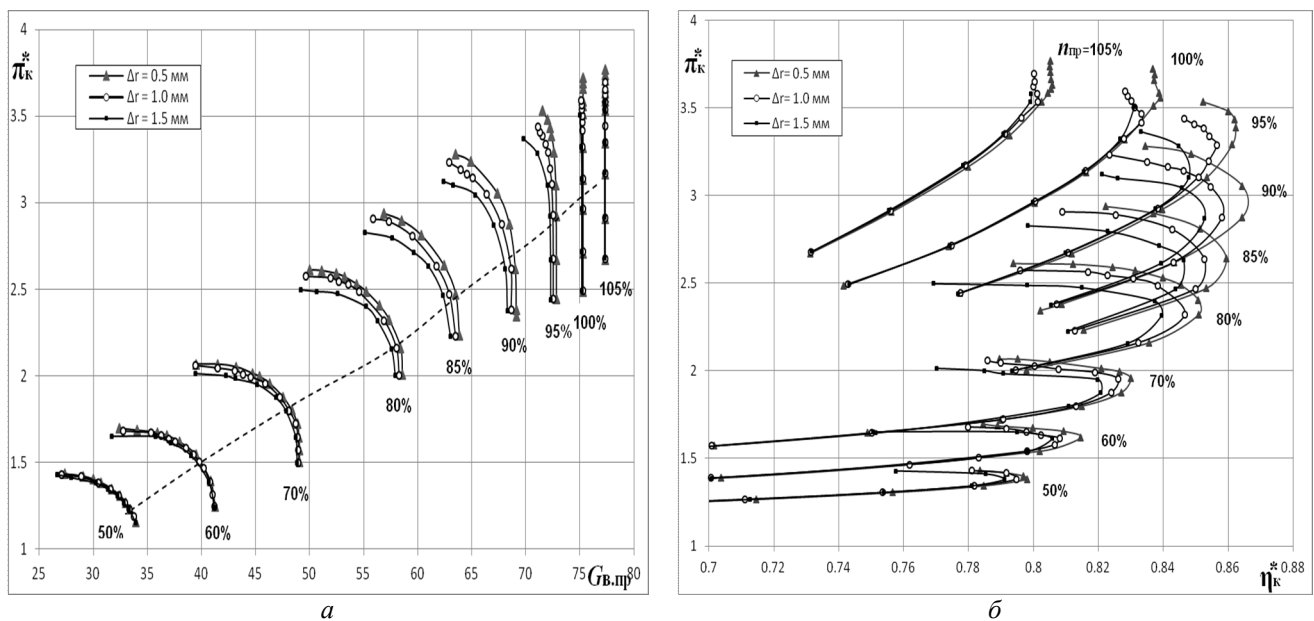


Рис. 3. Влияние радиального зазора на положение напорных кривых компрессора (а), π_k^* и КПД компрессора (б)

Из рис. 3, а и б видно также, что при значениях $n_{пр}$, близких к расчётному, увеличение радиального зазора приводит к уменьшению значений π_k^* , η_k^* и $G_{в.пр}$. Со снижением $n_{пр}$ негативное влияние зазора на характеристики КНД уменьшается и практически почти исчезает при частотах вращения, меньших $n_{пр} \approx 60\%$.

На рис. 4 и 5, а, б, в и г показано распределение по радиусу местных значений степени повышения давления $\pi^* = p^* / p_v^*$ и соответствующих значений КПД за рабочими лопатками всех ступеней в точках максимальных значений КПД компрессора.

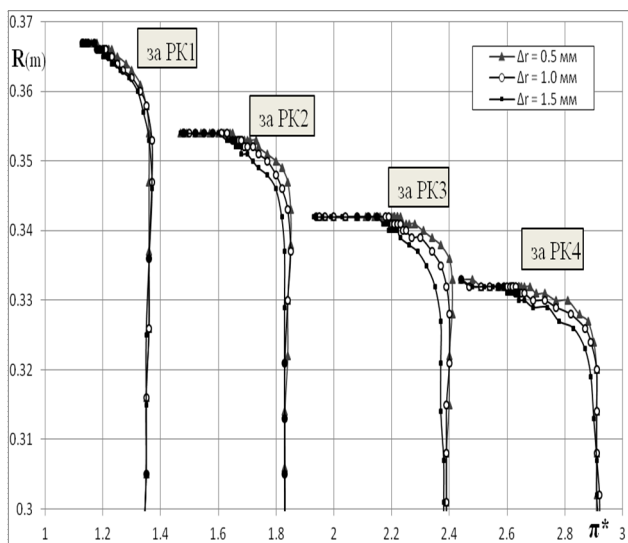


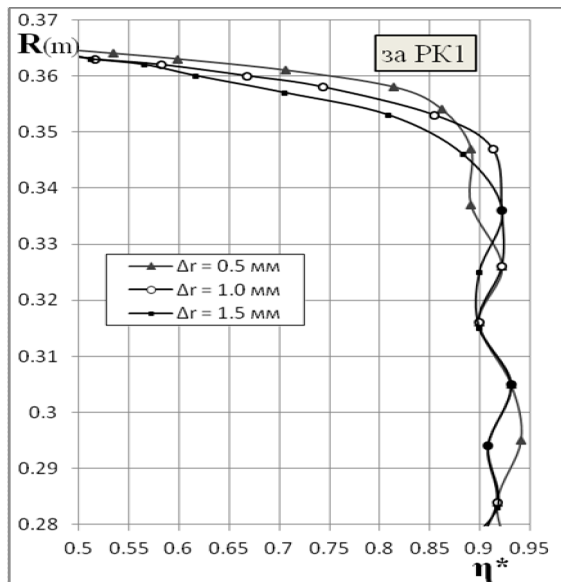
Рис. 4. Распределение π^* по радиусу за рабочими лопатками

Как видно, при увеличении радиального зазора изменение местных значений π^* и КПД происходит, в основном, в периферийной части лопаток (вблизи радиального зазора) из-за дополнительных потерь, связанных с образованием вихревых течений с торцов рабочих лопаток [4].

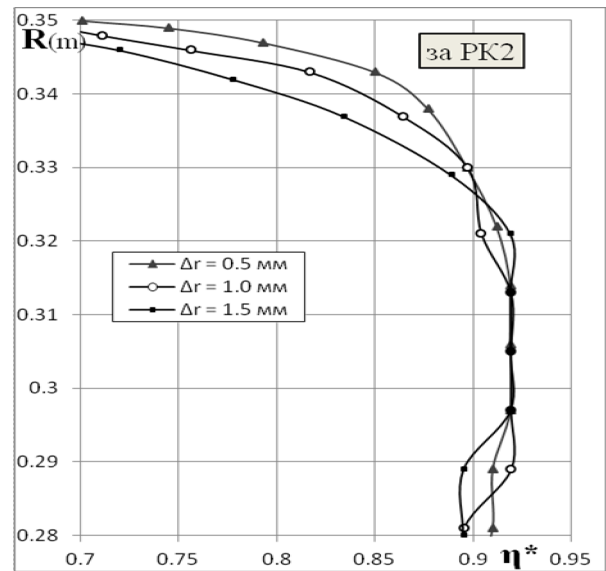
На рис. 6 показано изменение ΔK_y при увеличении радиального зазора. Как известно, $\Delta K_y = (K_y - 1) 100\%$, где

$$K_y = \frac{\pi_{к.г}^* / G_{в.пр.г}}{\pi_{к.раб}^* / G_{в.пр.раб}}, \quad \text{значения } \pi_{к.раб}^* \text{ и}$$

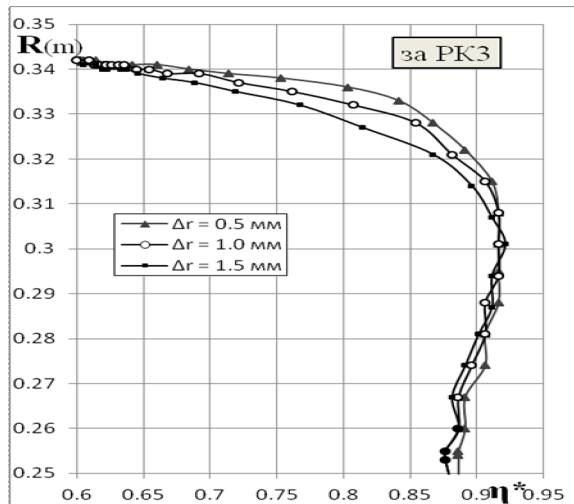
$G_{в.пр.раб}$ определялись по рабочей линии данного компрессора, изображённой штриховой линией на рис. 3,а. Как видно, при $n_{пр} \approx 100\%$ увеличение радиального зазора в данном случае приводит к уменьшению ΔK_y примерно на 5%. При пониженных значениях $n_{пр}$ увеличение радиального зазора влияет на изменение ΔK_y в значительно меньшей степени. Возможно, это связано с тем, что увеличение радиального зазора, как показал расчёт, приводит не только к уменьшению значений $\pi_{к.г}^*$, но и к уменьшению расхода воздуха на рабочей кривой, что, в свою очередь, играет положительную роль в изменении ΔK_y (рис.3,а).



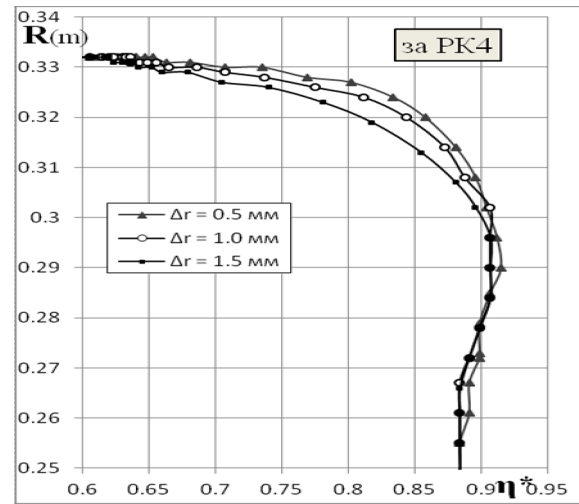
а



б

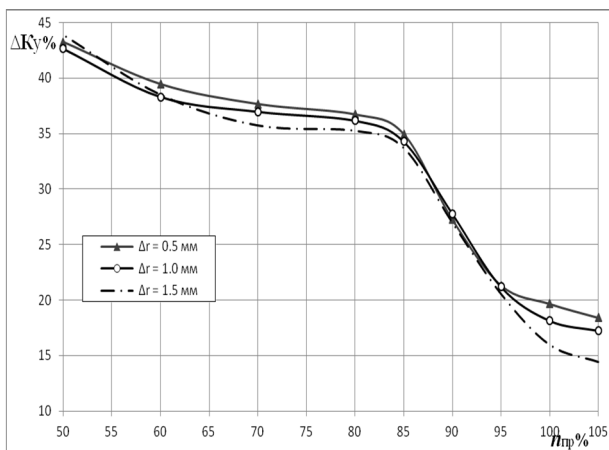


в



г

Рис. 5. Распределение КПД по радиусу за РК первой (а), второй (б), третьей (в) и четвёртой (г) ступеней


 Рис. 6. Влияние радиального зазора на ΔK_y

На рис. 7 и 8 представлено изменение КПД компрессора ($\Delta \eta_k^*$ %) и расхода воздуха ($\Delta G_{в.пр}$ %) на линии рабочих режимов в зави-

симости от частоты вращения при увеличении радиального зазора от 0,5 мм до 1,5 мм.

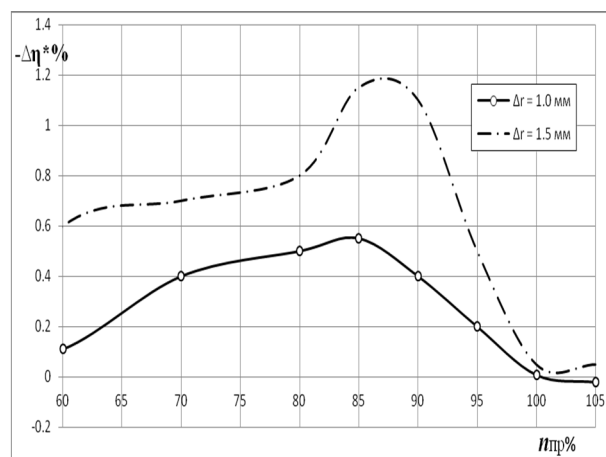


Рис. 7. Влияние радиального зазора на КПД компрессора

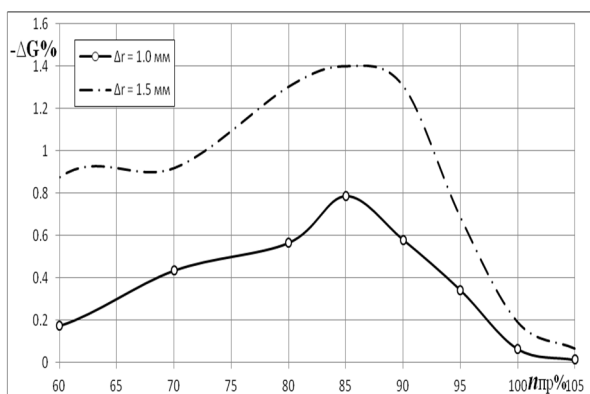


Рис.8. Влияние радиального зазора на расход воздуха

При $n_{пр} \approx 100\%$ расход воздуха через компрессор близок к предельно возможному по условиям запираания межлопаточных каналов РК компрессора. Поэтому увеличение радиального зазора практически не влияет на $G_{в.пр}$. С понижением $n_{пр}$ отрицательное влияние зазора на расход воздуха через компрессор и его КПД согласно расчётам становится существенно более заметным.

Библиографический список

1. Ahmed, F. Numerical Investigation of Different Tip Clearance Shape Effects on Performance of an Axial Flow Compressor Stage / F. Ahmed, Abdel Azim Sayed. // The Online Journal on Power and Energy Engineering (OJPEE). – 1983 . – Vol. 1, № 4.
2. Behnam, H. Bijan Farhanieh Parametric Study of Tip Clearance – Casing Treatment on Performance and Stability of a Transonic Axial Compressor./ H. Behnam, Beheshti, Joao A. Teixeira, Paul C. Ivey, Kaveh Ghorbanian, // Proceedings of ASME Turbo Expo 2004, Power for Land, Sea, and Air, Vienna, Austria, 14 – 17 June, 2004.
3. Hamed, A. Modeling of Compressor Performance Deterioration Due to Erosion / A. Hamed, W. Tabakoff, D. Singh // International Journal of Rotating Machinery. – 1998. – Vol. 4, № 4.
4. Rodrick, V. Chima. Calculation of tip clearance effects in a transonic compressor rotor. // NASA Lewis Research Center, Cleveland, Ohio. – 2001.

COMPUTATION OF TIP CLEARANCE EFFECT ON CHARACTERISTIC OF LOW PRESSURE COMPRESSOR OF ENGINE RD-33

© 2012 М. В. Abdelwahid, R. M. Fedorov, K. S. Fedechkin

Military-air academy named after professor N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin, Voronezh

The work devoted to numerical investigation of characteristics variation of the compressor, changes of its stability margin and air flow when working in the engine system by increasing the radial (tip) clearance. The study was conducted using the method of calculating the three-dimensional flow of air in the compressor, which is implemented in a software product NUMECA Fine / Turbo.

Compressor, pressure ratio, coefficient of efficiency, rotational speed, air flow rate, the radial clearance (Tip Clearance), stability margin.

Информация об авторах

Абдельвахид Мохаммед Балла, ассистент кафедры авиационных двигателей, Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А.Гагарина, г. Воронеж. Область научных интересов: теория авиационных двигателей и математическое моделирование течения в осевых компрессорах ГТД.

Фёдоров Роман Миронович, доктор технических наук, профессор, старший научный сотрудник научно-исследовательской лаборатории, Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина, г. Воронеж. Область научных интересов: теория авиационных газотурбинных двигателей и характеристики их компрессоров.

Федечкин Константин Сергеевич, кандидат технических наук, начальник научно-исследовательской лаборатории, Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина, г. Воронеж. Область научных интересов: математическое моделирование течения в осевых компрессорах ГТД.

Abdelwahid Mohammed Balla, graduate student of aircraft engines department of Military Educational Scientific Centre of Airforce «Military-air academy named after professor N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin», Voronezh. Area of research: jet engines theory and mathematical modeling of flow in axial compressors GTE.

Fedorov Roman Mironovich, Doctor of Technical Sciences, Professor, Honored Scientist of Russian Federation, Academician of the Academy of Aviation and Aeronautics, a senior researcher at the Research Laboratory of Military-air academy named after professor N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin. Area of research: the theory of aircraft gas turbine engines, and the characteristics of their compressors.

Fedechkin Constantin Sergeevich, Candidate of Technical Sciences, Head of the Research Laboratory of Military-air academy named after professor N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin. Area of research: mathematical modeling of flow in axial compressors GTE.