

ствующие критериям. Для этих моделей был проведен расчёт с настройками базовой сеточной модели, на рис. 2 показана КПД-характеристика насоса.

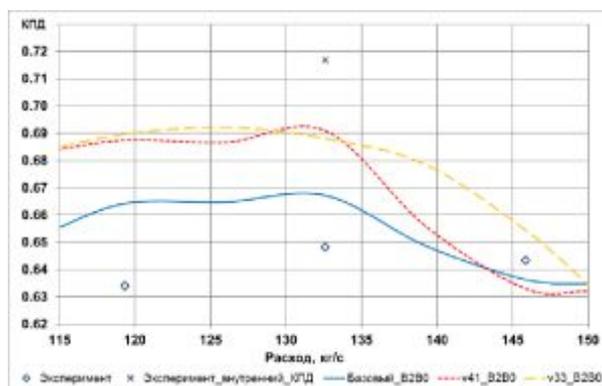


Рис. 2. КПД-характеристика насоса

Значительному изменению подверглась лопатка переходного канала, коэффициент восстановления полного давления которого увеличился с 0,7 до 0,91. Также незначительно увеличился КПД крыльчатки высокого давления и коэффициент восстановления полного давления в выходном устройстве. В тоже время КПД крыльчатки низкого давления и шнека высокого давления снизились. Несмотря на это, КПД и напор насоса увеличились. По-видимому, причиной этому является более согласованная работа элементов насоса.

Таким образом, была проведена оптимизация двухступенчатого насоса, в результате которой были повышены КПД насоса на 3.1% и напор на 0.4%.

Библиографический список

1. Andronov, A.L., 2004, "Features of operation of centrifugal pumps and the requirements for their electric drive," Polzunovskii Almanac (Barnaul, Russia), Volume 1, pp. 150-152.
2. Ivanov, V.K., Kashkarov, A.M., Romanenko, E.N., Tolstikov L.A., 2006, "Turbopump units for LPRE designed by NPO Energomash," Conversion in engineering, Volume 1, pp. 15 21.
3. Zubanov, V.M., Shabliy, L.S., Krivcov, A.V., 2015, "Rational Technique for Multistage Centrifugal Pump CFD-Modeling," In Proceedings of the ASME Turbo Expo, Paper No. GT2015-42070, pp. 1-9.
4. Zubanov, V.M., Shabliy, L.S., Krivcov, A.V., Matveev, V.N., 2016, "Document Technique for adequate CFD-modeling of the pump with hydro-drive of the low-pressure stage," In Proceedings of the ASME Turbo Expo, Paper No. GT2016-57689, pp. 1-11.
5. IOSO Optimization Technology. Access mode: <http://www.iosotech.com>

УДК 621.89.097.3

АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ ОТБОРА ВОЗДУХА В ТРЕТИЙ КОНТУР НА ЭФФЕКТИВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ДВИГАТЕЛЯ

©2018 А.Б. Агульник, А.А. Горбунов, А.А. Новоселова

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

INFLUENCE ANALYSIS OF AIR BLEEDING IN THE THIRD FLOW ON THE EFFICIENT PERFORMANCE OF ENGINE

Agulnik A.B., Gorbunov A.A., Novoselova A.A. (Moscow National Research University-MAI, Moscow, Russian Federation)

The paper considers a three flow engine with controlled air bypass in the third flow. Its characteristics are studied by methods of mathematical modeling. The values of air changes in the third flow are determined, under which the engine has the best economy in different rating.

Развитие авиационных газотурбинных двигателей и улучшение их характеристик до настоящего времени происходило в значительной степени за счёт повышения параметров термодинамического цикла. Однако резервы этого направления их развития почти исчерпаны, так параметры двигателя уже приблизились к своему термодинамическому пределу.

Для многорежимных самолётов наибольший интерес вызывают так называемые двигатели изменяемого цикла (ДИЦ), которые должны позволить изменять тер-

модинамический цикл в соответствии с изменяющимися полётными условиями и режимом работы. Для исследования авторами была выбрана схема ДИЦ турбореактивного трёхконтурного двигателя (ТРДТ) с управляемым перепуском воздуха в третий контур (рис 1).

В этой схеме двигателя компрессор низкого давления разделён на две секции, после первой из них (1) установлен регулируемый разделитель потока (3), перепускающий часть воздуха в третий контур (9).

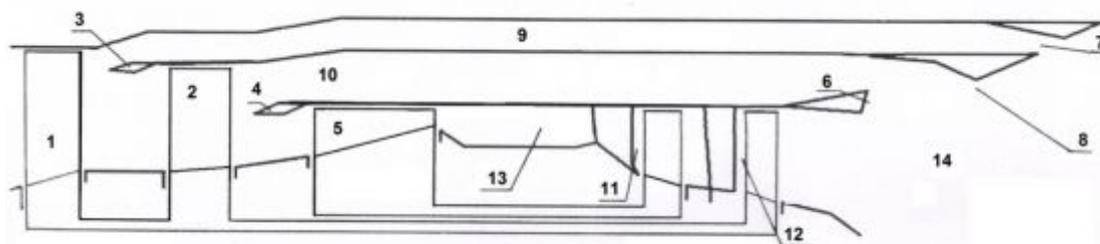


Рис.1. Схема трёхконтурного двигателя.

После второй секции компрессора низкого давления (2) воздух традиционно разделяется нерегулируемым разделителем потока (4) на воздух второго контура (10) и воздух, идущий во внутренний контур, в котором традиционно поступает в компрессор высокого давления (5), камеру сгорания (13), турбину высокого (11) и низкого (12) давления, после чего смешивается с воздухом второго контура в смесителе (6). После общей для внутреннего и второго контура форсажной камеры (14) продукты сгорания истекают в атмосферу через основное реактивное сопло (8), а воздух, поступивший в третий контур, истекает через дополнительное регулируемое реактивное сопло (7).

Создание перспективного авиационного двигателя для многорежимного самолёта требует проведения большого объёма вычислительных работ, связанных с решением оптимизационных задач по выбору его схемы и параметров. При этом значительное влияние оказывают условия компоновки двигателя на самолёте, геометрия входного и выходного устройств.

Для решения этой задачи необходимо достаточно высокое быстродействие программно-математических средств, особенно на начальных этапах проектирования, когда

перечень оптимизируемых параметров очень велик.

Авторами проведён анализ существующих программных средств, итогом которого стало решение об использовании программного комплекса ThermoGTE [1], решающего задачи термодинамического расчёта параметров и характеристик двигателя и программного комплекса «Самолёт-Двигатель» [2]. Расчёт характеристик компрессора может осуществляться как по обобщенной модели Р.М.Федорова [3], так и с применением 3-ёх мерных решений в программном комплексе Numesa[4]. Характеристики воздухозаборных устройств также могут рассчитываться либо по обобщённым полуэмпирическим моделям [5], либо по трёхмерным расчётам в среде ANSYS[6]. Архитектура создаваемого интегрального программно-математического комплекса должна быть открытой для возможных модификаций и замен отдельных его элементов.

При создании данного программно-математического комплекса авторами решались задача анализа параметров и характеристик перспективного трёхконтурного двигателя, при этом были использованы модели, позволяющие решать сложные многопараметрические оптимизационные

исследования. Были проведены исследования дроссельных характеристик на режимах $M=0$, $H=0$ и $H=11\text{ км}$, $M=0,8$ при различных значениях площади канала 3-го контура. Результаты расчётов показали, что на дроссельных режимах работы двигателя, соответствующих дозвуковым режимам полёта самолёта, увеличение перепуска воздуха в третий контур позволит уменьшить удельный расход топлива.

Библиографический список

1. Шмотин Ю.Н., Кикоть Н.В., Кретицин Г.В., Лещенко И.А., Федечкин К.С. Исследование термодинамической эффективности силовой установки многорежимного самолёта с независимо управляемым третьим контуром // Насосы. Турбины Системы. 2016. №2, с.40-48.

2. Луковников А.В. Технология формирования оптимального предварительного облика силовых установок летательных аппаратов // Научный вестник МГТУ ГА серия «Эксплуатация воздушного транспорта». 2008. №134, с.16-24

3. Федоров Р.М. Характеристики осевых компрессоров: монография / Воронеж: изд.-полиграф. центр «Научная книга», 2015. – 220с.

4. Маракуева О.В., Ворошнин Д.В. Использование CFD методов при решении задач гидроаэродинамики лопаточных машин / Сборник тезисов докладов Всероссийской научно-технической конференции молодых ученых и специалистов «Новые решения и технологии в газотурбостроении», ФГУП «ЦИАМ им. П.И.Баранова», 26 – 28 мая 2015г., Москва., с.97–99

5. Ремеев Н.Х. Аэродинамика воздухозаборников сверхзвуковых самолетов / ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского. 2002г. – 177с.

6. Минин О.П., Юрлова Н.Ю., Лещенко И.А. Методика проектирования входного устройства силовой установки интегральной компоновки дозвукового летательного аппарата с применением методов многокритериальной оптимизации // Насосы. Турбины Системы. 2017. №1, с.85-92.

УДК 539.376

АНАЛИТИЧЕСКОЕ И ЧИСЛЕННОЕ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ ОБ УСТАНОВИВШЕЙСЯ ПОЛЗУЧЕСТИ ТРУБЫ С ЭЛЛИПТИЧЕСКИ ВОЗМУЩЁННОЙ ГРАНИЦЕЙ

© 2018 А.Д. Москалик

Самарский государственный технический университет

ANALYTICAL AND NUMERICAL SOLUTIONS OF THE PROBLEM ABOUT THE STEADY CREEP OF THE TUBE WITH ELLIPTICALLY PERTURBED BOUNDARIES

Moskalik A.D. (Samara State Technical University, Samara, Russian Federation)

The approximate analytical solution to the problem of the steady creep of the thick-walled tube with an elliptically perturbed outer boundary is compared with the existence of an internal pressure with a numerical solution of the same problem based on the finite element method. The analytical solution is obtained by the method of small parameter taking into account the approximation to the second inclusive. The degree of correspondence between numerical and approximate analytical solution is shown.

Учёт явления ползучести в расчётах на прочность элементов конструкций имеет большое значение для ответственных конструкций в авиадвигателестроении, энергетиче-

ском машиностроении, эксплуатирующихся в условиях высокотемпературной ползучести.

В связи с этим рассматривается краевая задача о толстостенной трубе под действием внутреннего давления q с внутренним конту-