

УДК 621.452.32

Анализ влияния дополнительной осевой ступени компрессора на характеристики малоразмерных турбореактивных двигателей

Боровиков Д.А.*, **Ионов А.В.****, **Селиверстов С.Д.*****, **Яковлев А.А.******

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993, Россия

**e-mail: deman.994@ya.ru*

***e-mail: woln@mail.ru*

****e-mail: kuroshup93@mail.ru*

*****e-mail: tempero.m@gmail.com*

Аннотация

Статья посвящена анализу изменения характеристик малоразмерных газотурбинных двигателей при использовании двухступенчатого осецентрибежного компрессора вместо одноступенчатого центробежного и анализу современного уровня параметров цикла малоразмерных газотурбинных двигателей. На начальном этапе работы было выявлено, что даже небольшое улучшение параметров цикла современных малоразмерных двигателей приведет к значительному улучшению основных характеристик. Моделировались двигатели со средними параметрами в своем классе: расход воздуха 650 г/с, температура газа 1100К. Для одноступенчатого центробежного компрессора степень сжатия на расчетном режиме была принята 4 на уровне лучших серийных аналогов, для осецентрибежного 5,7. Анализ полученных высотно-скоростных характеристик показал, что при использовании

осецентробежного компрессора вместо центробежного можно ожидать улучшения основных параметров (стендовой тяги, удельной тяги, удельного расхода топлива) двигателя до 10-15% во всем диапазоне скоростей и высот.

Ключевые слова: турбо реактивный двигатель, компрессор, малоразмерный.

Малоразмерные газотурбинные двигатели с тягой до 1000 Н получают все большее применение. например: в наземных генераторных установках[1], всепогодных малоразмерных средствах поражения/патрулирования, дозвуковых мишенях противовоздушной обороны и т.д. Требования, предъявляемые к подобным двигателям довольно высоки: они должны обеспечивать всё более высокие скорости полета (более 0,8 М), иметь необходимый запас прочности, высокие удельные параметры для длительного нахождения в полете, а также быть технологичными. Проектирование малоразмерных газотурбинных двигателей наталкивается на значительные трудности, связанные в первую очередь со связанным с масштабом газотурбинного двигателя вырождением рабочего процесса. Уменьшение размерности летательного аппарата влечёт непропорциональное уменьшение потребной тяги (турбулентность возникает при меньшей скорости полета, становятся больше потери внутри потока на внутреннее трение на характерной длине).

Несмотря на высокую потребность, в России практически отсутствует опыт разработки и производства малоразмерных газотурбинных двигателей, однако в последние годы данное направление активно развивается [2]. Имеет место дефицит

методик проектирования, а так же стендовой базы для исследования и получения экспериментальных данных[3]. При этом такие двигатели производятся и свободно продаются за рубежом [4].

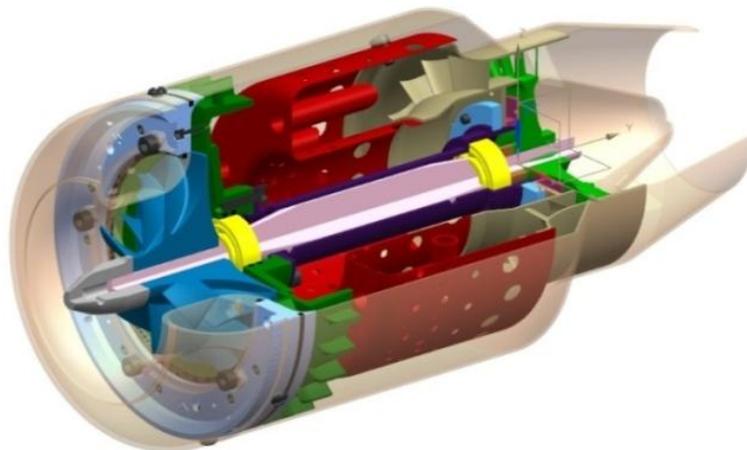


Рис.1 3D модель малоразмерного воздушно-реактивного двигателя типовой схемы.

Современные малоразмерные газотурбинные двигатели все еще далеки от совершенства, они имеют низкие параметры цикла, низкие удельные параметры, низкий КПД. Практически все существующие малоразмерные газотурбинные двигатели выполнены по одноконтурной, одновальной схеме и имеют одноступенчатую турбину и компрессор. При этом степень сжатия в компрессоре не превышает 5 и даже небольшое увеличение степени сжатия приведет к значительному улучшению параметров двигателя КПД и силы тяги. Коэффициент полезного действия малоразмерных двигателей не превышает 25%, а в наземных установках 30%. Коэффициент полезного действия полноразмерного двигателя доходит до 40%. Все это показывает несовершенство современных малоразмерных газотурбинных двигателей. Графики ниже иллюстрируют изменение КПД(как энергетической установки, так и двигателя) и удельной работы цикла в зависимости от параметров рабочего цикла, зелеными точками на графике показаны реальные

двигателя (Рис. 2, Рис. 3). Расчеты выполнены по методикам[5]. Из графика следует, что для увеличения КПД малоразмерных двигателей прежде всего необходимо увеличить степень повышения давления в компрессоре, наиболее эффективным и наименее затратным способом это сделать в ближайшей перспективе представляется использование дополнительных ступеней компрессора. В данной работе рассмотрено влияние одной дополнительной осевой ступени на ВСХ малоразмерных двигателей со средними для данного класса двигателей параметрами: расход воздуха 650 г/с, температура газа 1100К, степень сжатия в одноступенчатом центробежном компрессоре 4, степень сжатия в двухступенчатом осецентробежном компрессоре 5,7. На рисунке 4 показан внешний вид роторных(желтый) и статорных(зеленый) ступеней осецентробежного компрессора на расход воздуха 650 г/с и степень повышения давления 5,7.

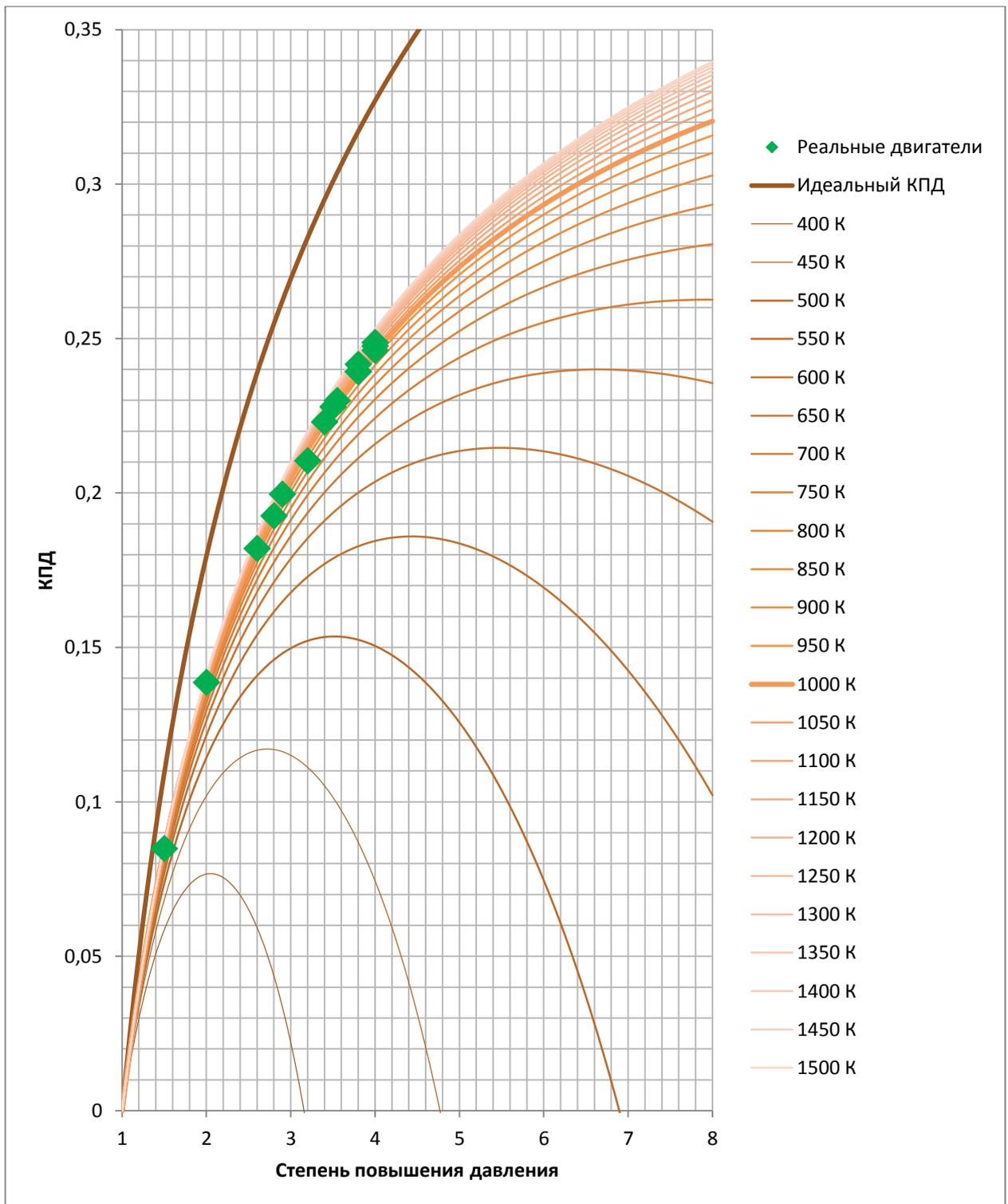


Рис. 2 КПД малоразмерных двигателей в зависимости от параметров цикла.

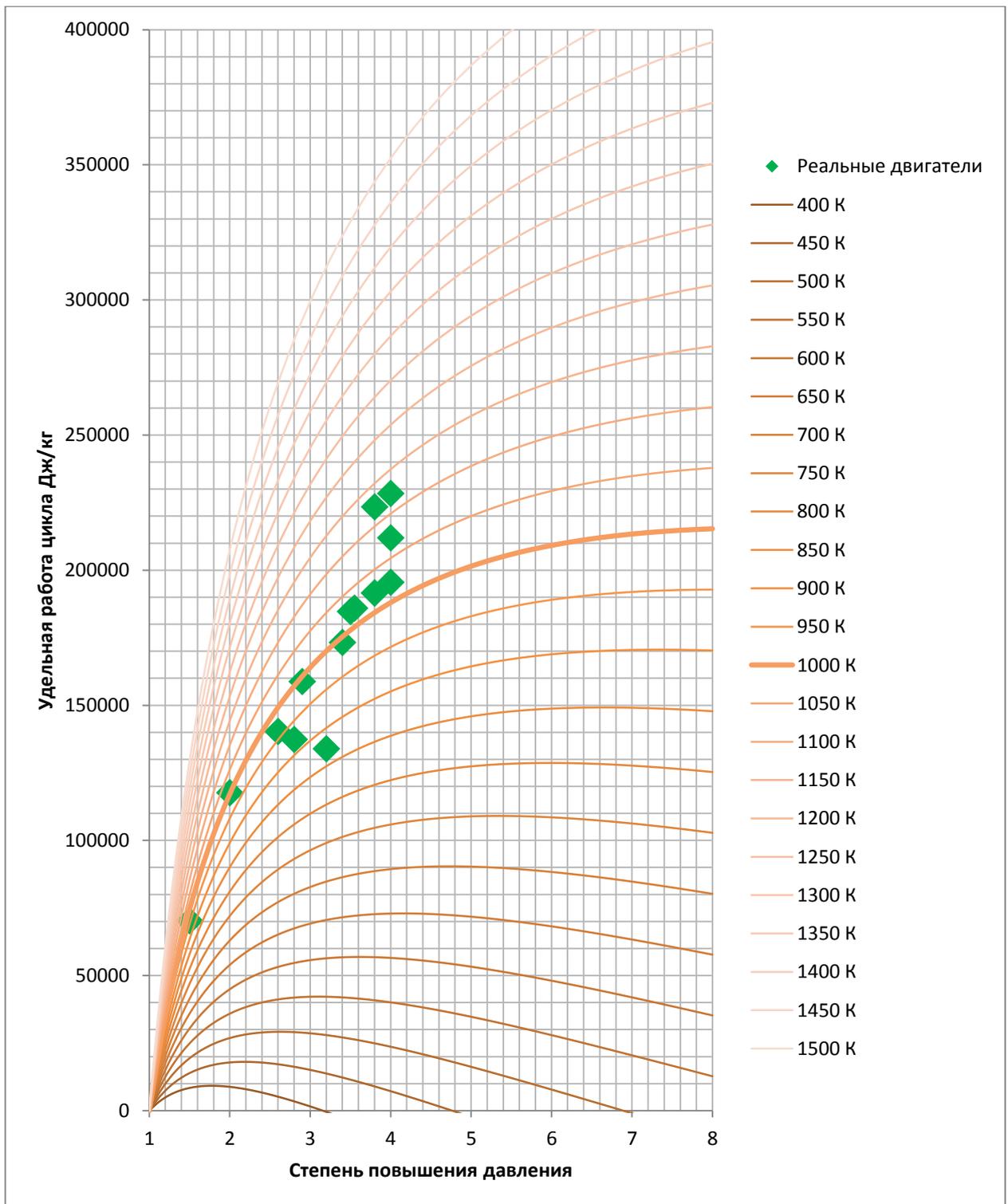


Рис. 3 Удельная работа цикла малоразмерных двигателей в зависимости от параметров цикла.

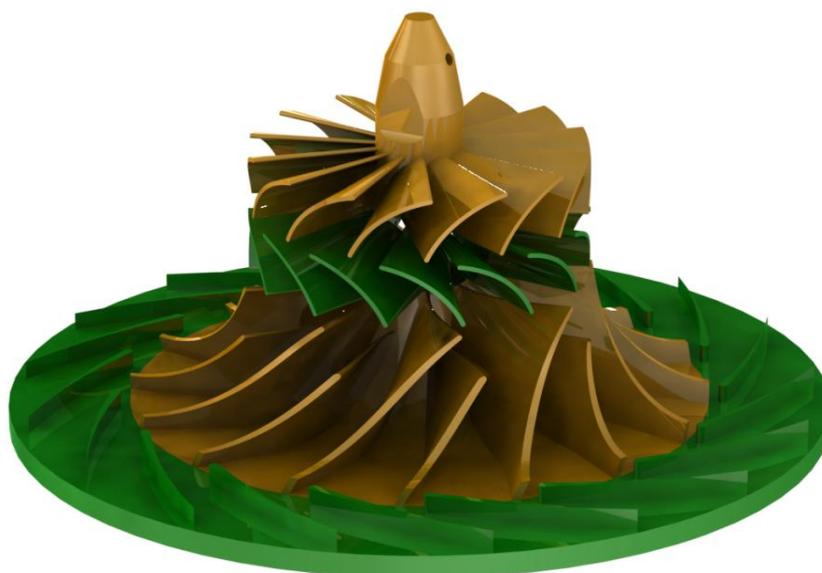


Рис. 4 3D модель малоразмерного осецентрибежного компрессора.

Конструктивно, как правило, серийно выпускаемые малоразмерные реактивные двигатели представляют собой одноконтурный одновальный ТРД с одноступенчатой осевой турбиной и одноступенчатым центробежным компрессором, имеют испарительную камеру сгорания, близкое к лемнискатному входное устройство и простое сужающееся сопло (Рис. 5).

При использовании дополнительной осевой ступени в двигатель вносятся следующие принципиальные изменения: добавляется осевая ступень компрессора и сверхзвуковое реактивное сопло в результате чего увеличивается осевой размер двигателя и его масса на 10-15% (Рис. 6).

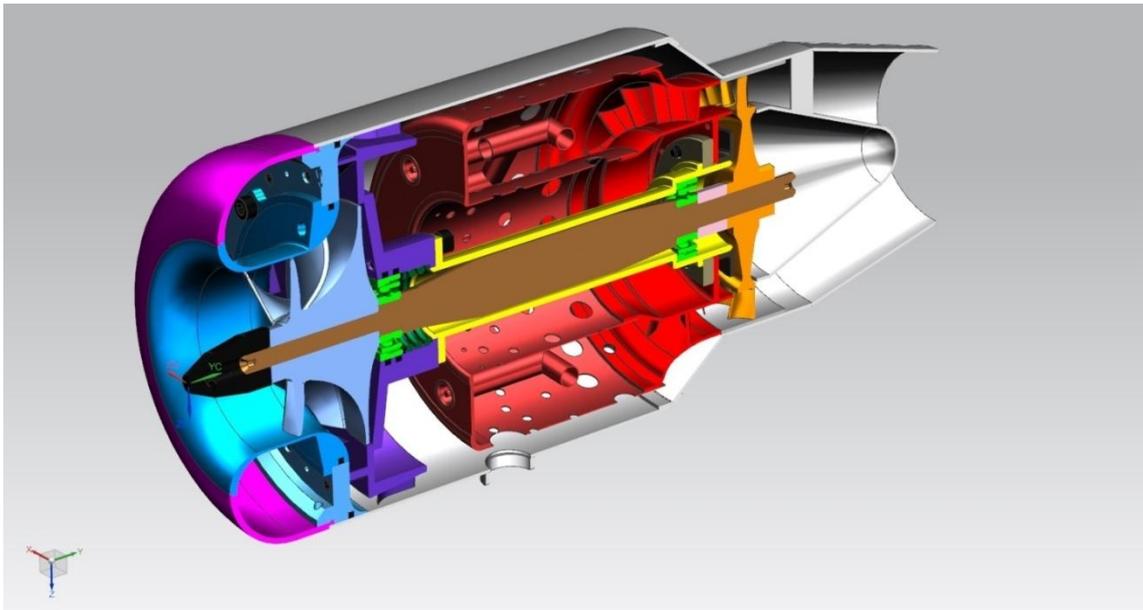


Рис. 5 3D модель конструкции типового малоразмерного двигателя.

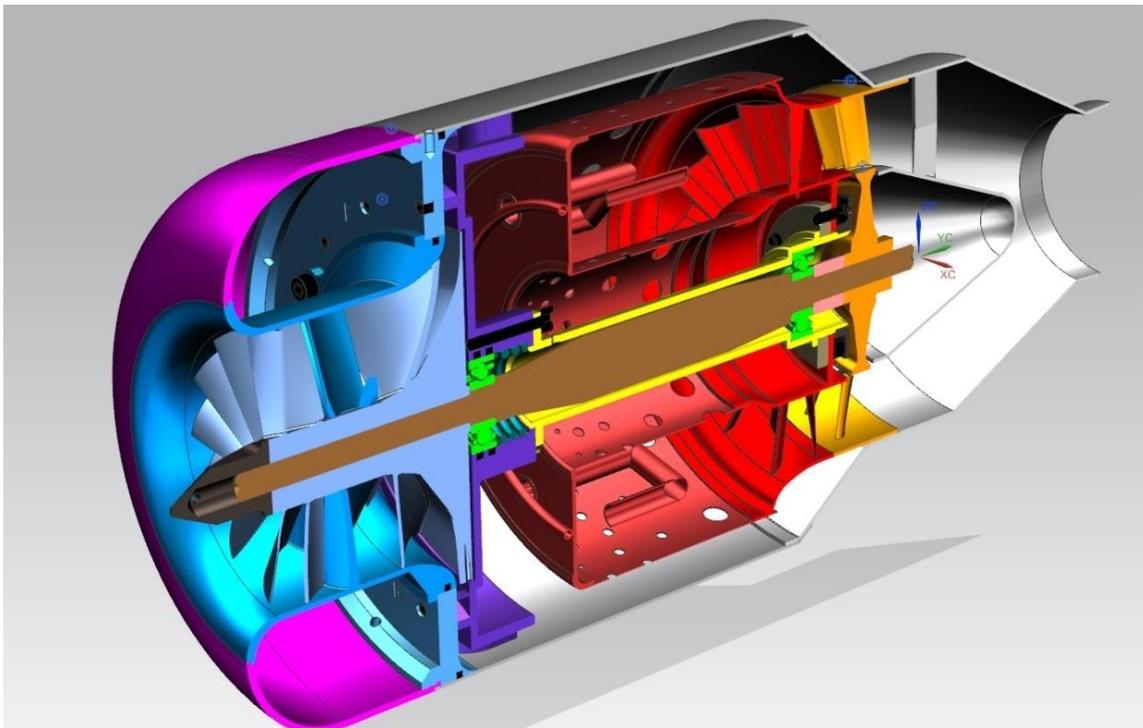
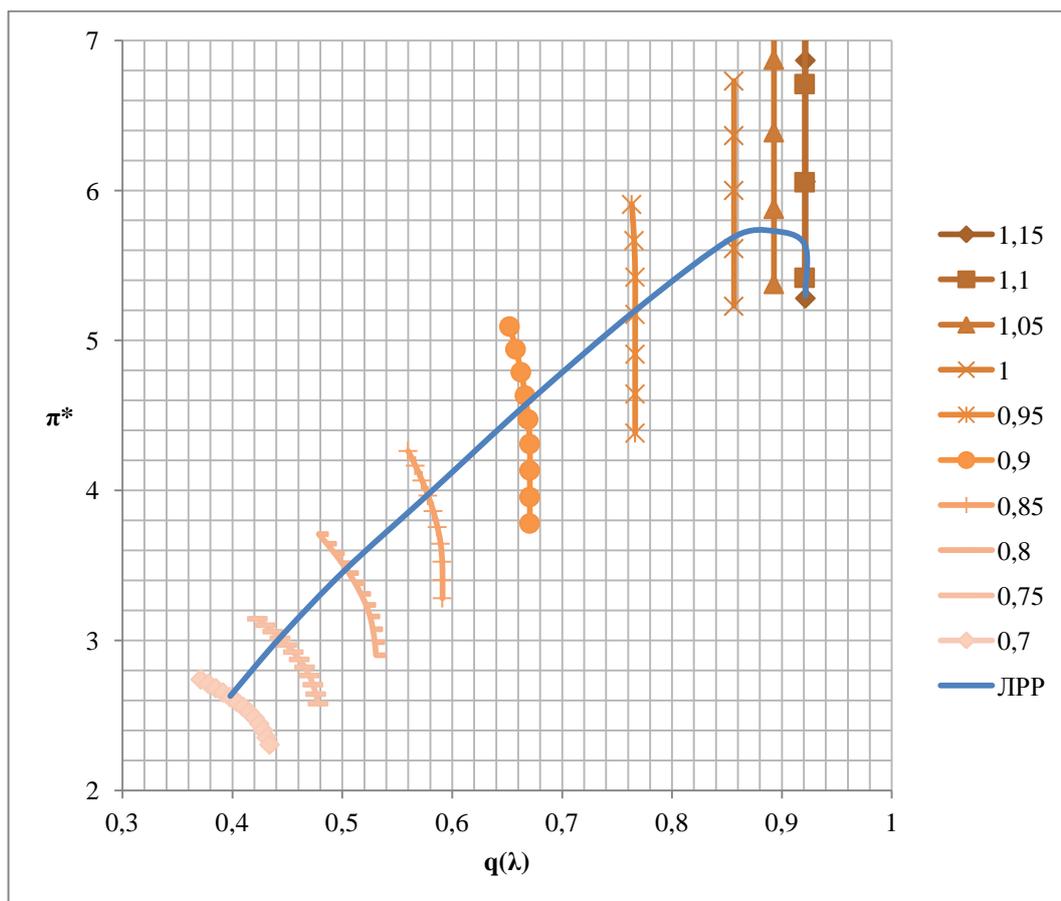


Рис. 6 Конструкция двигателя с двухступенчатым осецентрированным компрессором и соплом Лавая.

Характеристики ТРД и малоразмерных ТРД в частности в значительной мере зависят от характеристик компрессора. В расчете ВСХ используются аппроксимации характеристик $q(\lambda)(\bar{n})$, $\pi^*(\bar{n})$, $\eta(\bar{n})$. Был принят ряд допущений:

фиксированные КПД всех узлов кроме компрессора на уровне работы на расчетных режимах, в качестве характеристик компрессоров были приняты обобщенные характеристики высокооборотных агрегатов турбонаддува и характеристики компрессоров одновальных одноконтурных однокаскадных реактивных двигателей[5, 6, 7, 8,9,10].



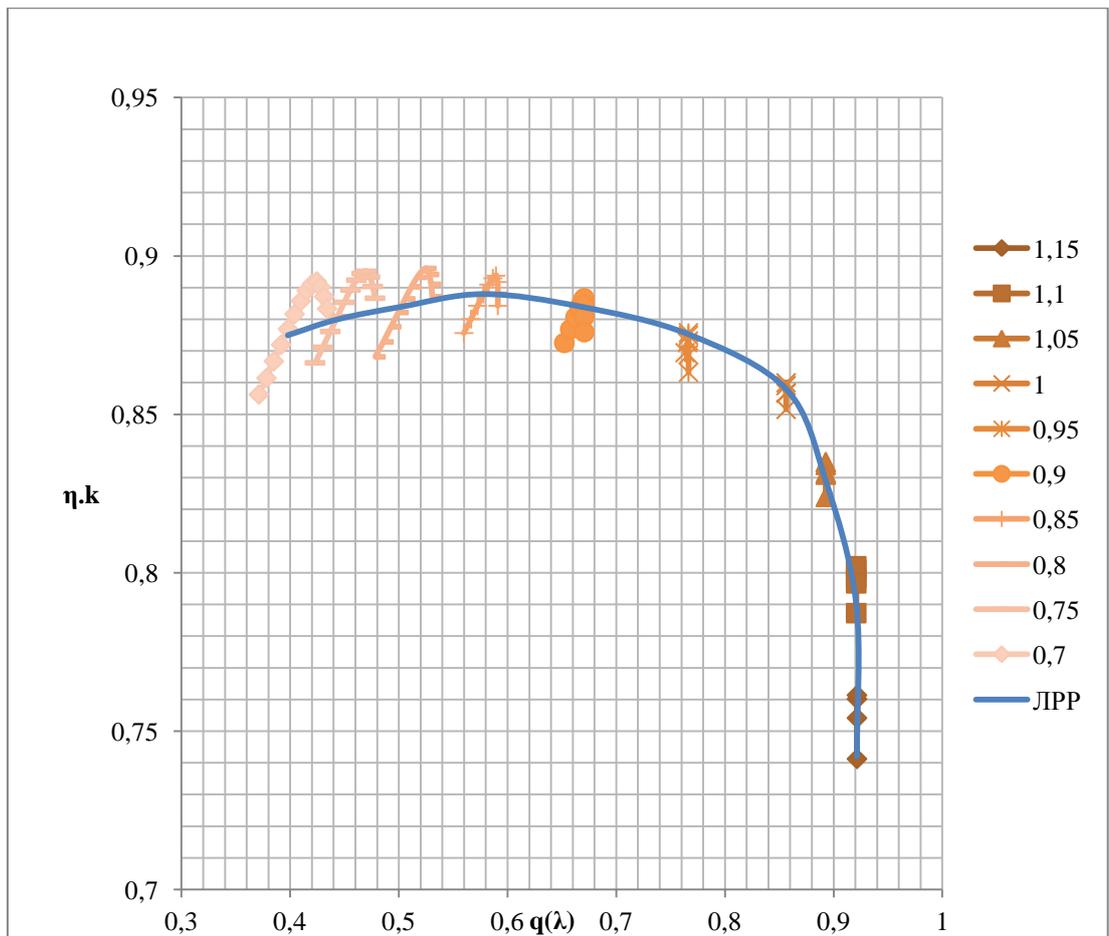


Рис. 7 Характеристика малоразмерного компрессора на степень сжатия 5,7.

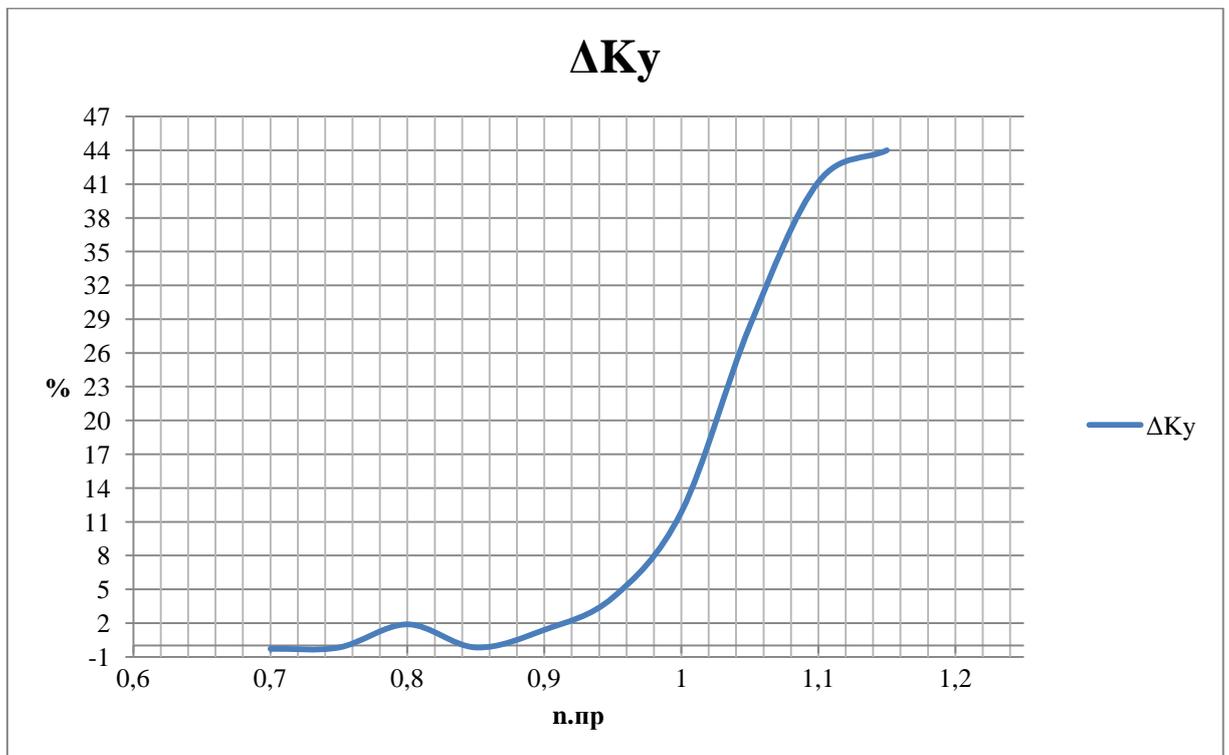


Рис. 8 Запас устойчивой работы компрессора.

По характеристике компрессора можно отметить сваливание характеристики в области высоких приведенных оборотах и широкий диапазон изменения плотности тока (Рис. 7), это может быть обусловлено высокими физическими оборотами подобных двигателей (более 100000 об/мин) и малой шириной межлопаточных каналов на выходе из компрессора (менее 10мм), этим же обусловлен и малый диапазон устойчивой работы компрессора (Рис. 8). Небольшое возрастание запаса устойчивой работы компрессора в области 0.8 приведенных оборотов обусловлено использованием в работе аппроксимированных и экстраполированных эмпирических данных и может считаться выпадающей точкой. Так же стоит отметить, что для подобного компрессора режимы работы с запасом устойчивости менее 5% не рекомендованы.

Ниже представлено сравнение ВСХ малоразмерных двигателей с одноступенчатым центробежным и двухступенчатым осецентробежным компрессорами (Рис. 9, 11, 12).

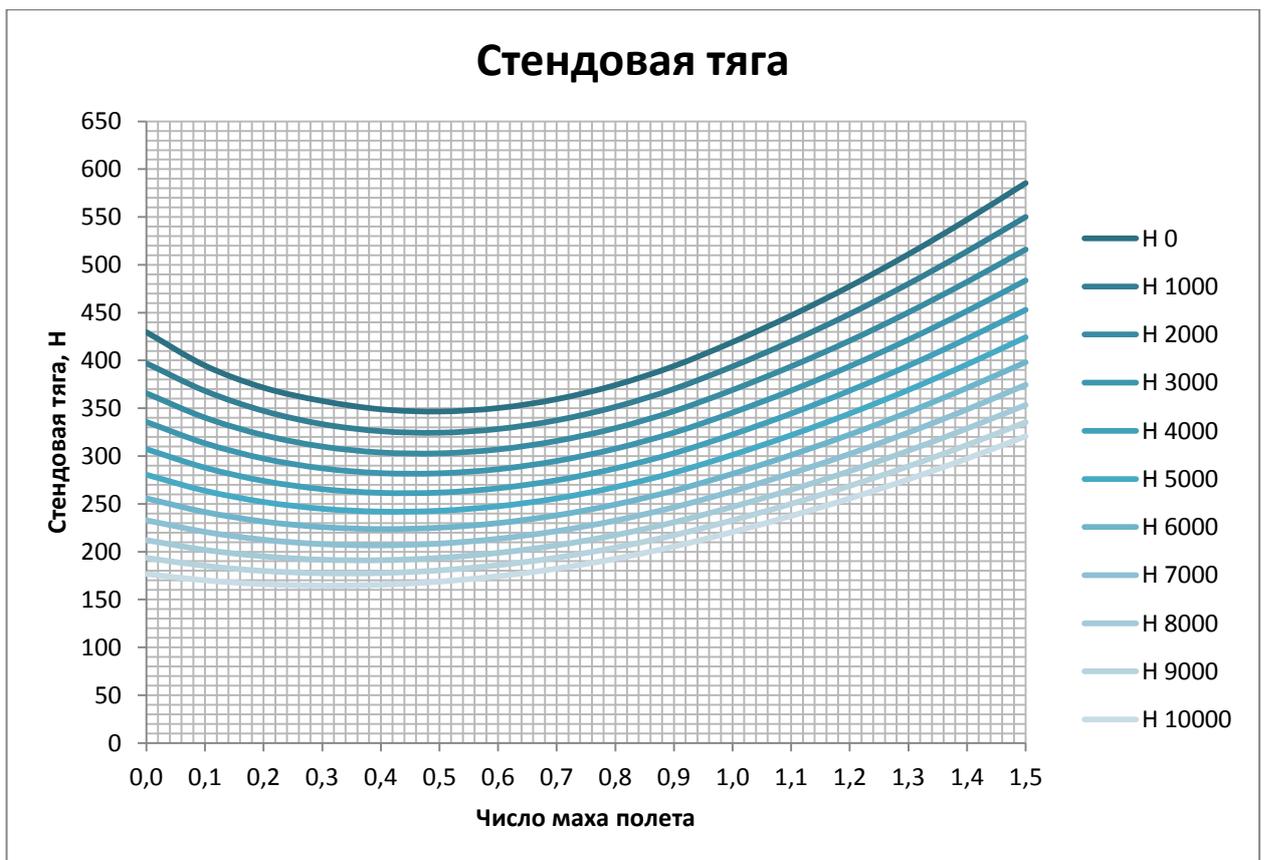
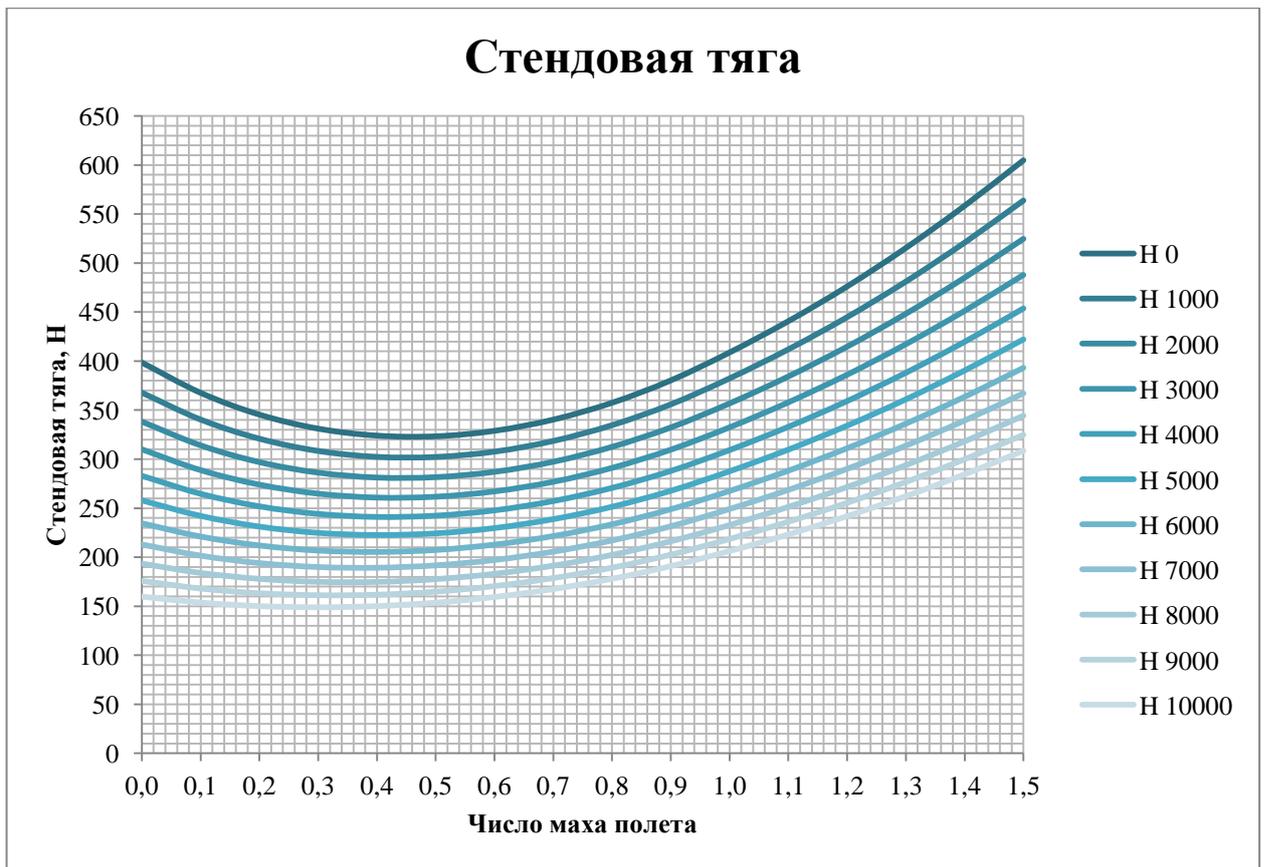


Рис. 9 Высотно-скоростная характеристика внутренней тяги двигателя с одноступенчатым (сверху) и двухступенчатым (снизу) компрессором.

Анализ высотно-скоростной характеристики двигателя позволяет выявить значительный рост тяги во всем диапазоне скоростей. Можно отметить рост тяги на основных режимах работы двигателя (Взлетном и крейсерском) (Рис. 10).

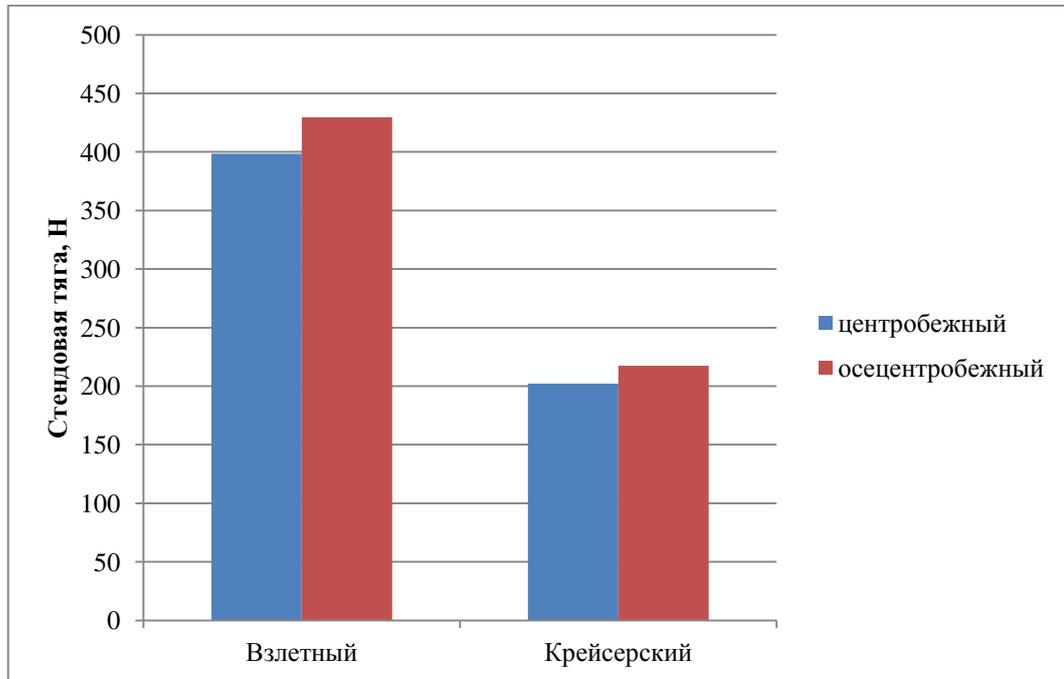


Рис. 10 Сравнение стендовой тяги на основных режимах работы.

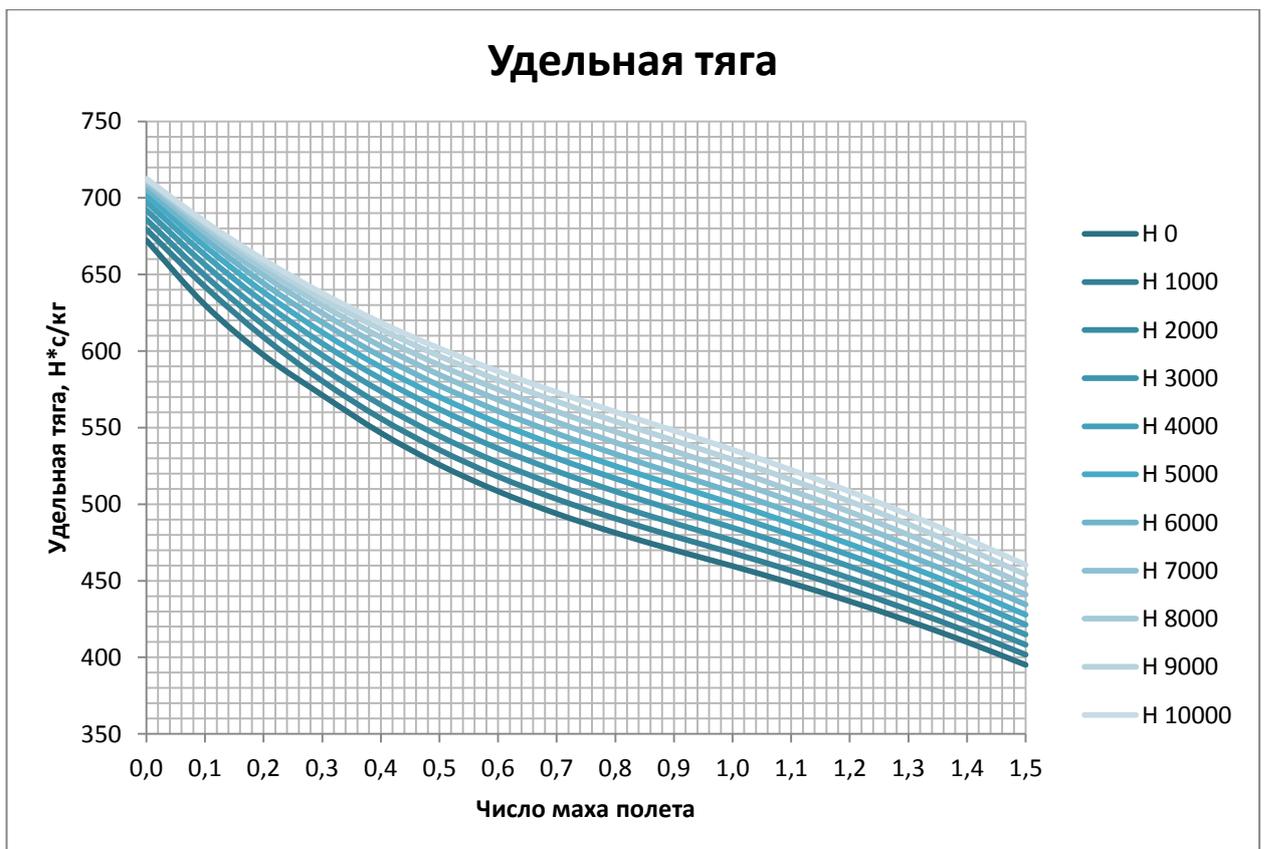
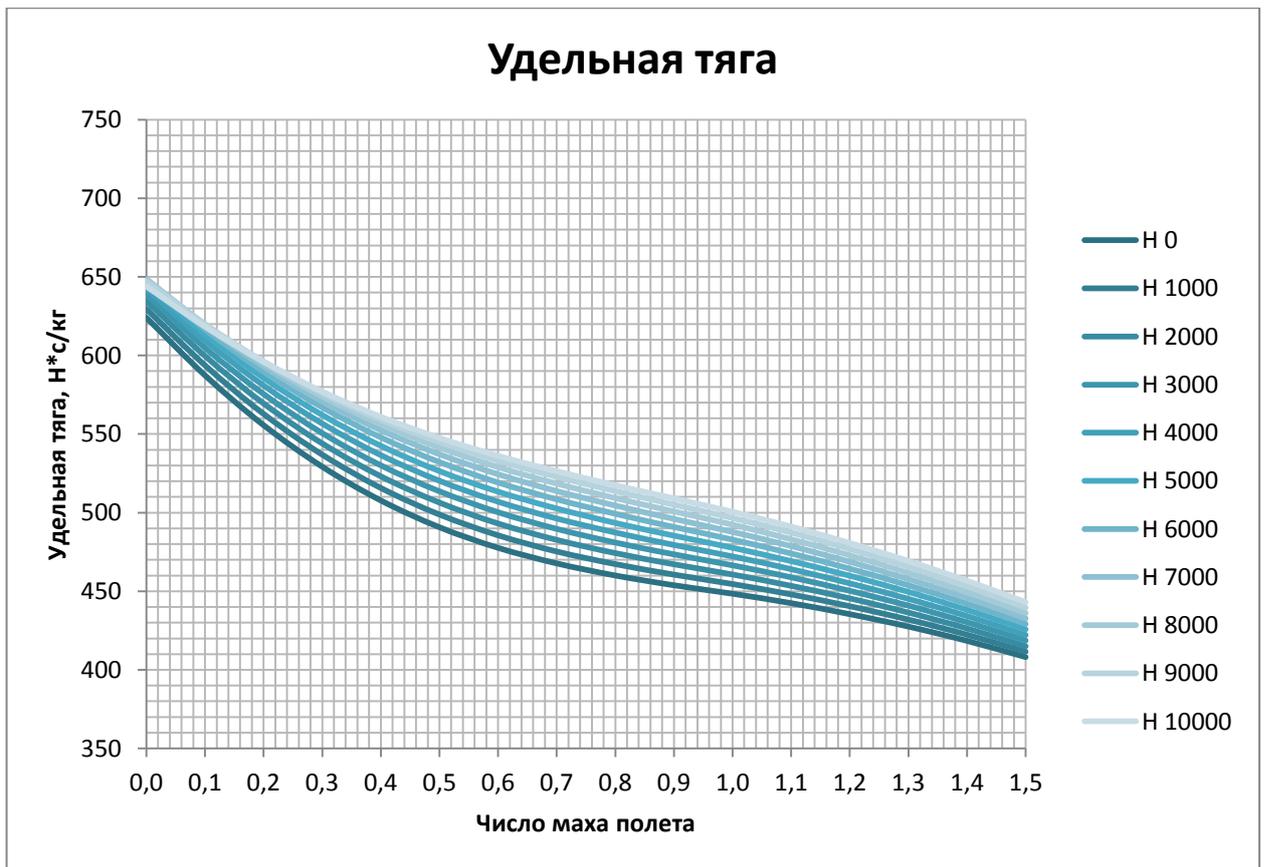


Рис. 11 Высотно-скоростная характеристика удельной тяги двигателя с одноступенчатым (сверху) и двухступенчатым (снизу) компрессором.

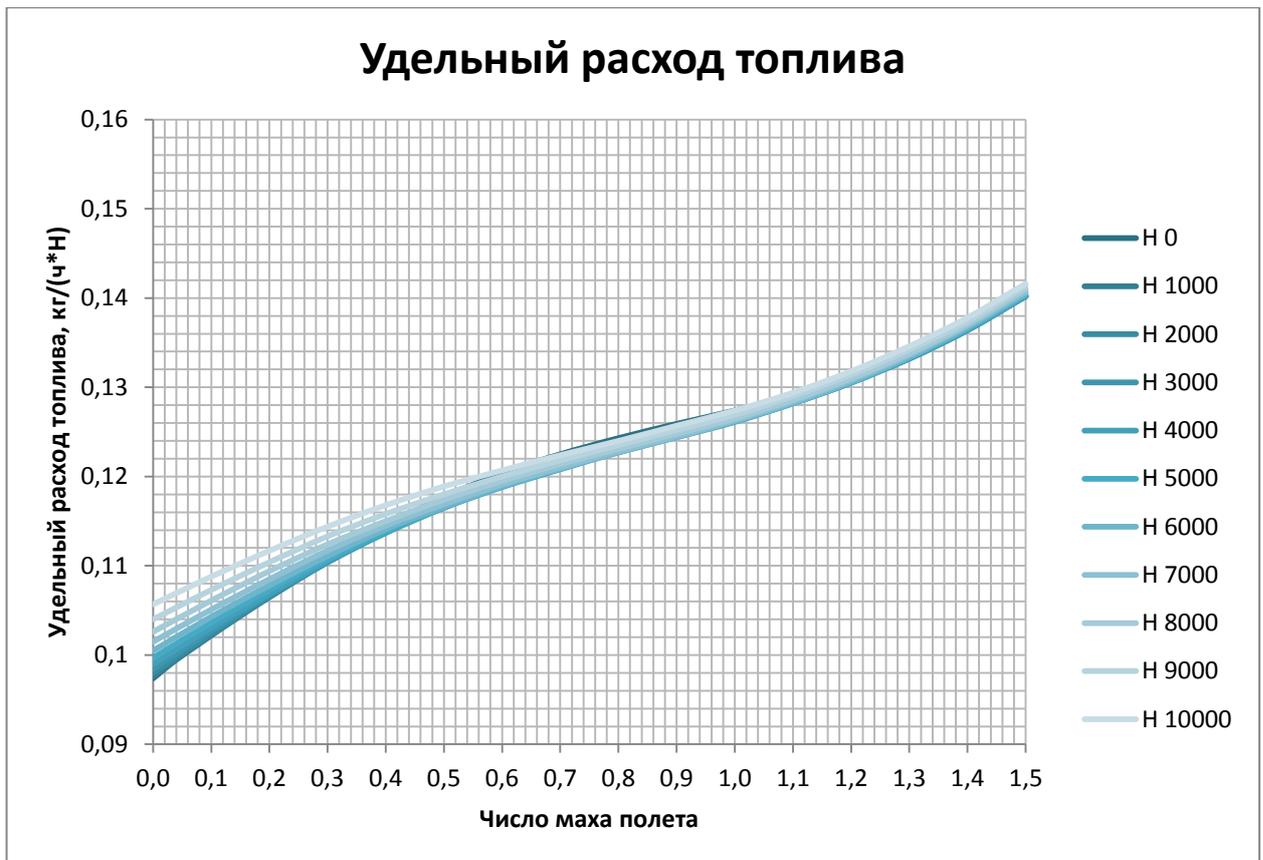
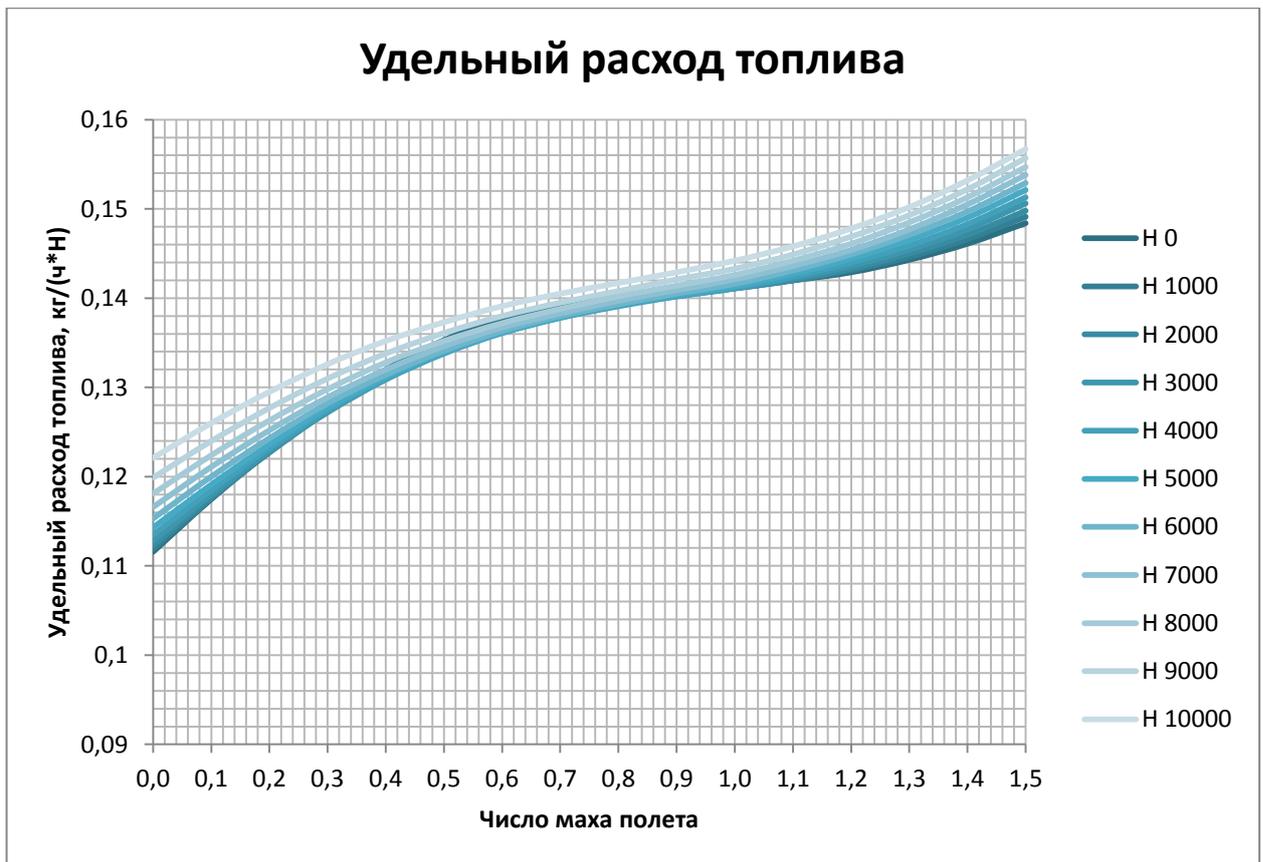


Рис. 12 Высотно-скоростная характеристика удельного расхода топлива двигателя с одноступенчатым (сверху) и двухступенчатым (снизу) компрессором.

Анализ полученных высотно-скоростных характеристик показал, что при использовании осецентрибежного компрессора вместо центробежного можно ожидать улучшения основных параметров (стендовой тяги, удельной тяги, удельного расхода топлива) двигателя до 10-15% во всем диапазоне скоростей и высот. В частности, на основных режимах полета беспилотного летательного аппарата, крейсерском ($M = 0.8$, $H = 8000$ м) и взлетном ($M = 0$, $H = 0$ м), оснащенного подобным двигателем рост тяги составил 8%, а снижение расхода топлива 12%. Помимо этого, также можно выделить нетипичный вид высотно-скоростных характеристик малоразмерного двигателя (смещение экстремума стендовой тяги в область меньших скоростей, снижение скорости увеличения удельного расхода топлива и уменьшения удельной тяги при приближении скорости полета к скорости звука). Дополнительный анализ показал, что это обусловлено преобладанием сжатия во входном устройстве над уменьшением степени повышения давления в компрессоре при работе на не расчетных режимах. Подобное поведение характеристик может наблюдаться на двигателях с одноступенчатым и двухступенчатым компрессором.

В реальном полете начиная со скорости 0.5 маха значительный вклад в эффективную тягу начнет вносить влияние внешнего обтекания корпуса двигателя, что приведет к ухудшению и "сглаживанию" реальных характеристик. Именно синергетическим воздействием данных факторов и объясняется подобная выраженность нетипичного вида характеристики. Не стоит также отметить

вероятность влияния неточности и скудности эмпирических данных характеристик малоразмерных компрессоров.

Все эти факторы, однако, не мешают оценить общую тенденцию данных характеристик с увеличением степени повышения давления.

Выводы

Полученный результат позволяет сделать вывод о целесообразности использования конструктивной схемы малоразмерного двигателя с двухступенчатым осецентрированным компрессором при разработке новых двигателей. При увеличении степени повышения давления в компрессоре можно ожидать 10-15% улучшение основных характеристик двигателя на всех режимах полета (тяги, удельного расхода топлива) по сравнению с двигателями производящимися на данный момент. Однако для реализации подобного двигателя необходимо провести дополнительные исследования по выводу характеристик малоразмерных лопаточных машин.

Библиографический список

1. Боровиков Д.А., Ионов А.В., Селиверстов С.Д. Использование микрогазотурбинных установок в наземной энергетике // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Электроника, информационные технологии, системы управления. 2015. № 3 (15). С. 108-116.
2. Ростопчин В.В. Микро-ТРД для беспилотных летательных аппаратов. URL: http://www.uav.ru/articles/micro_trd.pdf

3. Болховитин М.С., Боровиков Д.А., Ионов А.В., Селиверстов С.Д. Разработка методик создания ВРД малых тяг // Вестник Рыбинской государственной авиационной технологической академии им. П.А. Соловьева. 2015. № 4 (35). С. 50-55.
4. AMT Netherlands Pegasus HP. URL: <http://www.amtjets.com/PegasusHP>
5. Агульник А.Б., Бакулев В.И., Голубев В.А., Кравченко И.В., Крылов Б.А. Термогазодинамические расчеты и расчет характеристик авиационных ГТД. М.: Изд-во МАИ, 2002. - 257 с.
6. Ржавин Ю.А., Емин О.Н., Карасев В.Н. Лопаточные машины двигателей летательных аппаратов. Теория и расчет. Учебное пособие. - М.: Изд-во МАИ ПРИНТ, 2008. - 700 с.
7. Емин О.Н., Карасев В.Н., Ржавин Ю.А. Выбор параметров и газодинамический расчет осевых компрессоров и турбин авиационных ГТД. – М.: Дипак, 2003. - 146 с.
8. Ржавин Ю.А., Карасев В.Н. Термогазодинамический расчет турбокомпрессора для агрегата наддува ДВС. – М.: Дипак, 2004. - 45с.
9. Гусаров С.А. Оценка канальных потерь в решетках осевых малоразмерных турбин // Труды МАИ. 2012. № 53. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=29397>
10. Емин О.Н., Зарицкий С.П. Воздушные и газовые турбины с одиночными соплами. - М.: Машиностроение, 1975. - 216 с.