

МОДЕЛИРОВАНИЕ ЭЖЕКТОРА ДЛЯ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ С ПРИМЕНЕНИЕМ ПАКЕТА ПРОГРАММ ДЛЯ РАСЧЁТА ИХ ХАРАКТЕРИСТИК

©2011 Я. Георги¹, С. Штаудахер¹, С. В. Фалалеев²

¹Институт авиационных двигателей университета Штутгарта, Германия

²Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет)

Принцип работы эжектора хорошо известен, однако в пакетах программ по расчету характеристик двигателей отсутствуют соответствующие модели. Вызывает интерес взаимное влияние работы эжектора и газотурбинного двигателя. Поэтому создан модуль вычисления характеристик эжектора в газотурбинном двигателе с сужающимся основным соплом для применения в составе расчетного пакета программ. На первом этапе представлена упрощенная одномерная модель сопла эжектора для идеального сжимаемого потока воздушно-газовой смеси. Модель применима для решения уравнений потока в случае как докритического, так и сверхкритического истечения из основного сопла. Помимо объединения модели с программой расчёта характеристик SAERP (Sophisticated Aero-Engine Performance Program) также описано решение с помощью итерационного приближения. В качестве примера выполнен расчет микрогазотурбинного двигателя ILA001 на рабочих режимах и произведено сравнение со случаем без эжектора. Последующее рассмотрение результатов показывает, что модель необходимо доработать за счет учета потерь на входе, на смешение и на трение.

Газотурбинный двигатель, эжектор, расчёт характеристик, сопло, эффективность движителя.

Институт авиационных двигателей университета Штутгарта и факультет двигателей летательных аппаратов СГАУ сотрудничают в области создания микрогазотурбинного двигателя тягой 395Н. Целью исследований является улучшение эффективности таких маленьких авиационных двигателей. Общий КПД является производением термического КПД и КПД движителя. Термический КПД может быть улучшен путём увеличения суммарной степени повышения давления, температуры на входе в турбину или КПД компонентов. КПД движителя может быть улучшен, например, путём увеличения степени двухконтурности потока. Микрогазотурбинные двигатели с вторичными потоками являются нетрадиционными и существует потребность для их научного исследования. Возможные конструкции могут быть с редукторным вентилятором, двухвальным ТРДД, с вентилятором, расположенным в задней части двигателя, или биротативным вентилятором, с задним расположением вентилятора без направляющей лопатки. Все эти конфигурации способны увеличить КПД движителя, однако они технически сложны и приводят к большей массе двигателя, чем в случае с эжектором. В последнем случае отсутствуют движущиеся части и это является предметом последующего исследования.

За последние 60 лет было выполнено много исследований эжекторов в составе реактивных двигателей [1-5]. Целью было увеличение тяги двигателя. Уменьшение расхода топлива, снижение шума реактивной струи, уменьшение выходной температуры и т.д. были второстепенными в то время и редко являлись предметом научной работы. Исследования над эжекторами носили главным образом экспериментальный характер. На сегодняшний день не существует модели эжектора, которая в состоянии достоверно определять величину эксплуатационных характеристик в широком диапазоне режимов. Это является необходимым для оценки характеристик эжектора на авиационном двигателе и сравнения с другими конфигурациями, а также для количественной взаимозависимости между эжектором и двигателем. Поэтому возникла необходимость в модели эжектора в реальных полётных условиях. Результаты этого расчёта должны опираться на экспериментально полученные результаты.

Моделирование

Моделирование модуля эжектора основано на методе Шторкебаума [6]. Он был расширен для рассмотрения смешивания двух различных газов и реализован в пакете программ расчёта характеристик SAERP. Расчёт основан на простой модели эжектора, расположенного за соплом (рис. 1).

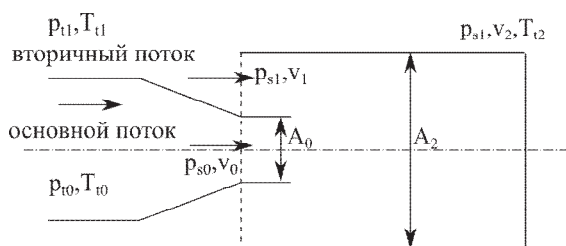


Рис.1. Модель эжектора

Величины p_{t0} и p_{t1} , а также T_{t0} и T_{t1} можно считать известными, так как они обеспечиваются предшествующим модулем, т.е. соплом или окружающей средой соответственно. A_0 и A_1 представляют независимые параметры. Все другие зависимые от этих параметров должны рассчитываться.

Отношение ε основной площади сопла к вторичной:

$$\varepsilon = \frac{A_0}{A_2}, \quad (1)$$

кроме того

$$A_1 = A_2 - A_0. \quad (2)$$

Докритический поток основного сопла подразумевает $p_{s1} = p_{s0}$. Если всасывание из эжектора уменьшает p_{s1} настолько, что поток основного сопла становится критическим или сверхкритическим, то

$$p_{s0} \geq p_{s1}, \quad (3)$$

$$p_{s0} = p_{t0} \Pi_{crit}^{-1}. \quad (4)$$

Отсюда

$$\Pi_{crit} = \left(1 + \frac{k-1}{2} Ma^2\right)^{\frac{k}{k-1}}. \quad (5)$$

Статическое давление p_{s2} на выходе из эжектора обрабатывается аналогичным путём, т.е. если перепад давления на сопле докритический, сопло расширяется до давления окружающей среды, в противном случае до уровня, который меньше критического отношения давления:

$$p_{s2} = p_{t2} \Pi_{crit}^{-1}. \quad (6)$$

Далее вводится упрощающее предположение, что оба потока одномерны и стационарны, а также не возникает химических реакций, встречающихся в процессе смешения, и статические давления p_{s0} и p_{s1} постоянны через их соответственные поперечные сечения. Пренебрегая любыми потерями и переносом тепла через стенки камеры смешения и рассматривая сохранение массы,

энергии и импульса, решение может быть получено следующим путём:

$$\dot{m}_2 = \dot{m}_0 + \dot{m}_1; \quad (7)$$

$$\dot{m}_2 h_2 = \dot{m}_0 h_0 + \dot{m}_1 h_1; \quad (8)$$

$$\dot{m}_2 v_2 + p_{s2} A_2 = \dot{m}_0 v_0 + p_{s0} A_0 + \dot{m}_1 v_1 + p_{s1} A_1. \quad (9)$$

Если известны условия окружающей среды и параметры потока на выходе из сопла, значения величин p_{s1} , v_2 и T_2 необходимы для расчёта остальных неизвестных характеристик эжектора. С этой целью уравнения преобразовали к следующему виду:

$$\frac{v_2}{T_{s2}} = \left(\dot{m}_0 + \frac{p_{s1}}{RT_{s1}} v_1 A_1\right) \frac{R}{p_{s2} A_2}, \quad (10)$$

$$\frac{v_2}{T_{s2}} \left(h_{s2} + \frac{v_2^2}{2}\right) = (\dot{m}_0 h_{t0} + \dot{m}_1 h_{t1}) \frac{R}{p_{s2} A_2}, \quad (11)$$

$$\frac{v_2^2}{T_{s2}} = (\dot{m}_0 v_0 + p_{s0} A_0 + \dot{m}_1 v_1 + p_{s1} A_1 - p_{s2} A_2) \frac{R}{p_{s2} A_2}. \quad (12)$$

Правые стороны уравнений обозначим $X(p_{s1})$, $Y(p_{s1})$ и $Z(p_{s1})$:

$$\frac{v_2}{T_{s2}} = X(p_{s1}), \quad (13)$$

$$\frac{v_2}{T_{s2}} \left(h_{s2} + \frac{v_2^2}{2}\right) = Y(p_{s1}), \quad (14)$$

$$\frac{v_2^2}{T_{s2}} = Z(p_{s1}). \quad (15)$$

Величины v_2 и T_{s2} в (13), (14) и (15) могут быть исключены и решение принимает следующий вид:

$$\frac{X(p_{s1})}{Y(p_{s1})} h_{s2} + \frac{Z(p_{s1})^2}{2X(p_{s1})Y(p_{s1})} = 1. \quad (16)$$

Здесь статическая энтальпия h_{s2} является функцией статической температуры T_{s2} . В SAERP эти величины могут преобразовываться друг в друга с интегрированной моделью жидкости [7]. Поскольку эта система уравнений не может быть решена явно для p_{s1} , должен быть применен итерационный подход. Как только функция решена, выходная температура эжектора T_{s2} может быть рассчитана уравнениями (12) и (14) как

$$T_{s2} = \frac{Z(p_{s1})}{X(p_{s1})^2}. \quad (17)$$

Скорость на выходе может быть получена из уравнений (15) и (17):

$$v_2 = \frac{Z(p_{s1})}{X(p_{s1})}. \quad (18)$$

Это обеспечивает все величины, необходимые для расчёта оставшихся неизвестных. Полная тяга может быть вычислена как

$$F = \dot{m}_2 v_2 + (p_{s2} - p_{amb}) A_2. \quad (19)$$

Результирующая тяга рассчитывается вычитанием входного импульса:

$$F_N = F - F_{in}. \quad (20)$$

где $F_{in} = \dot{m}_0 v_0$.

Приращение тяги ϕ определяется как отношение результирующей тяги двигателя с эжектором к результирующей тяге, которая была бы получена без эжектора:

$$\phi = \frac{F_{N, ej}}{F_N}. \quad (21)$$

Порядок вычисления при расчёте характеристик

Алгоритм для описания эжектора был реализован как модуль в программе расчёта характеристик SAERP (Sophisticated Aero-Engine Performance Program). Геометрия эжектора определяется входным файлом для программы расчёта характеристик как исходная величина для статического давления p_{s1} на входе в смеситель. Модуль эжектора должен предшествовать модулю сопла. Граничные условия для основного и вторичного потоков обеспечиваются интерфейсом самой программы расчёта характеристик. Преобразование температур в величины энтальпии, а также вычисление газовой постоянной R реализуется подпрограммой газовой модели. Система нелинейных уравнений решается итерационно с решателем Ньютона-Рафсона и алгоритмом Гаусса-Жордана для обращенной матрицы. Первоначально оцениваются все функции и далее проверяется критерий сходимости. Если критерии не выполняются, осуществляются дополнительные итерации в соответствии с определяемой пользователем схемой, пока не будет получено решение [7]. Помимо турбореактивного двигателя, показанного на рис. 2, модульная конструкция программы позволяет также рассматривать другие конфигурации с многочисленными соплами или эжекторами.

Проверка

Для проверки модуля и его реализации в программе расчёта характеристик в SAERP

проводились параметрические исследования с микрогазотурбинным двигателем, состоящим из входного устройства, компрессора, камеры сгорания, турбины, сопла и эжектора.

Поперечное сечение камеры смешения было увеличено до $A_2 = A_0$, т.е. $\varepsilon = 1$ при постоянном отношении массы топлива и площади основного сопла. Полученные характеристики затем сравнивались с двигателем без эжектора. На рис. 3 показано отношение давлений p_{s1}/p_{r1} для различных чисел Маха в области изменения отношения площадей ε .

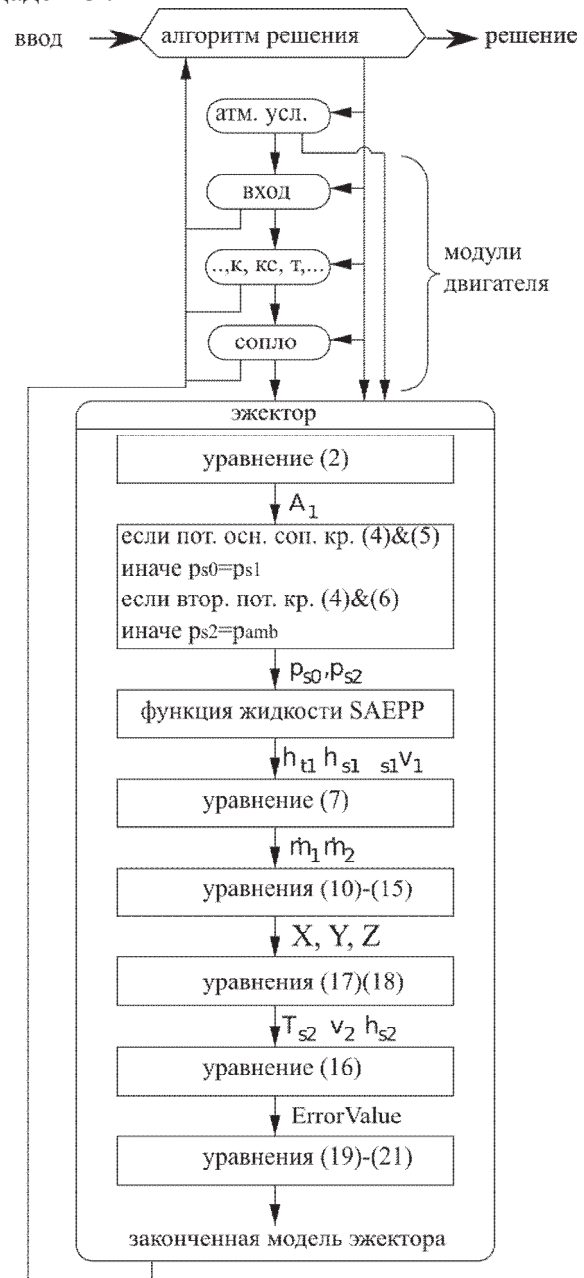


Рис. 2. Блок-схема моделирования в анализе характеристик эжектора

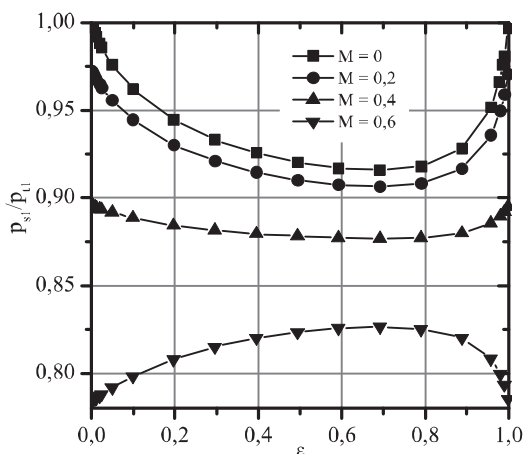


Рис.3. Зависимость отношения давлений p_{s1}/p_{t1} от отношения площадей ε для различных чисел Маха

В статических условиях, соответствующих уровню моря, статическое давление на входе в смеситель уменьшается до тех пор, пока отношение площадей ε не достигнет значения 0,7. Если A_2 увеличивается, то p_{s1} снова увеличивается до давления окружающей среды. Для увеличения полётных чисел Маха перепад давления уменьшается в сторону увеличения статического давления для чисел Маха более 0,4.

Эжектор далее действует как диффузор и это неприемлемо для получения приращения тяги при высоких числах Маха. Минимум давления не зависит от полётных чисел Маха и встречается при одинаковых величинах ε . Было сделано сопоставление результатов с результатами, полученными в [6], которое показало их согласование друг с другом. Как только отношение полного давления p_{t0}/p_{t1} увеличивается, минимум давления движется к более высоким величинам ε с уменьшением p_{s1}/p_{t1} . Обратное верно для отношения температур T_{t0}/T_{t1} . Меньшие величины последнего приводят к большему увеличению ε и уменьшению p_{s1}/p_{t1} .

Поэтому можно утверждать, что модель эжектора была реализована правильно.

Следующее приращение тяги ϕ было связано с отношением площадей ε для различных полётных чисел Маха (рис. 4). В то время как полётное число Маха увеличивается, ϕ уменьшается из-за входного импульса эжектора. Уже при полётных числах Маха выше, чем 0,4, увеличение тяги не может быть достигнуто.

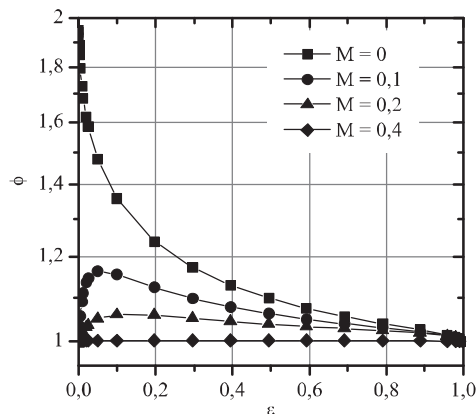


Рис.4. Зависимость приращения тяги от размера эжектора для различных полётных чисел Маха при статических условиях, соответствующих уровню моря

При статических условиях, соответствующих уровню моря, приращение тяги увеличивается монотонно с уменьшением ε до тех пор, пока она не достигнет максимальной величины 2. Эти результаты особенно сомнительны для малых величин ε . Потому что бесконечный диаметр эжектора означает то, что в действительности нет реального эжектора, ϕ должна снова принять величину 1. Даже в условиях, соответствующих уровню моря, кривая должна показывать отчётливый максимум. Это поведение расчёта уже обсуждалось в [6]. Предложенное объяснение постоянного статического давления p_{s1} по всему поперечному сечению камеры смешения больше не является логичным для больших диаметров эжекторов. В действительности потери могут быть случаем неоднородного распределения давления.

Если потери обоснованы, характеристику, которая фактически достижима, следует принять при менее благоприятных условиях эксплуатации повсеместно и добиться увеличения тяги $\phi = 1$, особенно при малых значениях ε . В случае дальнейшего увеличения полётного числа Маха, ϕ падает до величины 1. Кроме этого, высота была изменена при $Ma = 0$ и её увеличение привело к уменьшению ϕ (рис.5.)

Рассмотрение потерь

Результаты предыдущей главы показывают, что потери должны учитываться для

получения более реалистичных результатов. Поэтому на следующем этапе модель будет расширена включением входных потерь, потерь на смешение и трение. В связи с этим сложной задачей является правильное определение влияния части двигателя, расположенной до эжектора. В соответствии с [8] граничный слой будет развиваться на гондole двигателя, где скорость потока уменьшается по сравнению со свободным потоком. В результате поток на входе в эжектор становится неравномерным. При больших отношениях площадей ε влияние этого пограничного слоя на становление характеристик эжектора выражено значительно. Теоретически более медленный пограничный слой потока должен быть полезным для эффективности эжектора, поскольку последняя увеличивается с уменьшением скорости вторичного потока, как показано на рис. 4.

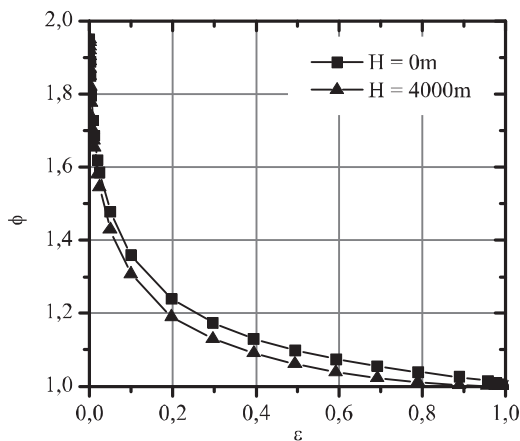


Рис. 5. Приращение тяги от размера эжектора для высот $H=0\text{ м}$ и $H=4000\text{ м}$

При маленьких величинах ε является важным другой эффект, а именно распределение давления на входе в эжектор, которое в действительности неравномерное. В соответствии с Хуаном [1] и Шторкебаумом [6] поток на внешнем ребре большого эжектора плохо вовлечён или не вовлечён вовсе. Такой эффект может быть смоделирован неравномерным распределением давления, от давления, равного давлению у кромки сопла основного контура, до давления окружающей среды с увеличением радиуса.

Кроме того, входные потери зависят от геометрии переднего края камеры смешения. Потери на смешение, возникающие внутри камеры смешения, зависят от скоростей двух

втекающих потоков. Помимо этого дальнейшего расширения струи возможен скачок уплотнения в камере смешения, который должен рассматриваться, если поток основного сопла сверхкритический. Как только вводится комбинированное трение и потери на смешение, допущения полного смешения и равномерного распределения скорости больше не применяются.

Для того чтобы рассматривать вышеупомянутый эффект, модель расширили включением зависимости длины смешения основного и вторичного потоков (рис. 6). Модель этого типа была описана Банцафом [9]. Кроме того, она должна быть способна рассматривать возможный скачок уплотнения. С этой целью потоки, где скачок уплотнения теоретически возможен, должны быть разделены на области вверх и вниз по течению от расположения скачка в соответствии с Хуаном [10].

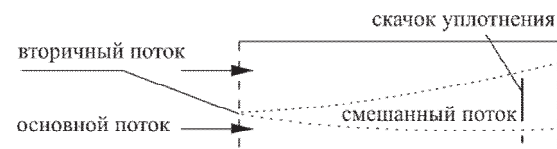


Рис. 6. Модель эжектора с тремя потоками

Потери на выходе из эжектора не должны рассматриваться, поскольку контрольное сечение для расчёта тяги расположено на выходе поперечного сечения, так что явления, происходящие на выходе из этого места, не влияют на расчёт [11]. В это время аспект уменьшения шума, который является следствием уменьшения выходных потерь, выходит за рамки настоящей работы.

Влияние эжектора на характеристики двигателя и его узлов

Массовый расход, выходящий из сопла основного контура \dot{m}_0 , является причиной уменьшения статического давления p_{s1} на входе в камеру смешения ниже давления окружающей среды, что вызывает вовлечение вторичного потока воздуха. В отличие от изменения давления, которое связано с изменением высоты полёта и которое в то же время влияет на статическое давление до входного устройства и после сопла, эжектор

влияет только на давление позади сопла. По мере снижения давления увеличивается входной массовый расход так, что изменяются рабочие точки компонентов двигателя.

Для демонстрации этого влияния модели SAERP микрогазотурбинный двигатель ПЛА001, который был спроектирован и построен в ПЛА Шиллингом [12], был использован и дополнен эжектором. Эта модель состоит из нештатной модели расчета характеристик, которая кроме характеристик компрессора и турбины также рассматривает утечки газа в двигателе.

В следующих расчётах была вычислена первой расчётная точка микрогазотурбинного двигателя при полётном числе Маха 0,1 и высоте $H=0$ м. Результаты вычислений с эжектором были связаны с расчётами без эжектора при равных массовых расходах топлива.

Рис. 7 показывает изменение изэнтропического КПД компрессора и турбины от диаметра эжектора.

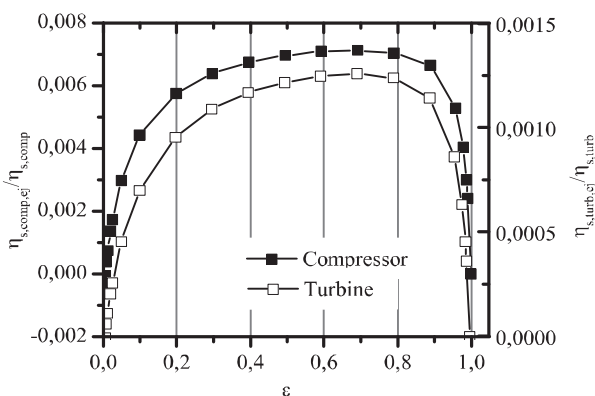


Рис. 7. Изэнтропические КПД компрессора и турбины в процентном соотношении конфигурации без эжектора в зависимости от отношения площадей ϵ при $Ma=0,1$

Благодаря эжектору рабочие точки обоих компонентов смещаются таким образом, что $\eta_{is,comp}$ в компрессоре увеличивается на 0,7 %. В турбине влияние меньше. Здесь были получены изменения не более 0,15 %.

Двигатель с эжектором в более широком смысле может быть рассмотрен как двухконтурный двигатель, скорость смешиваемой струи которого меньше, чем основной струи. В соответствии с уравнением (22) это приводит к более высокому КПД двигателя:

$$\eta_{prop} = \frac{2}{\frac{v_9}{v_0} + 1} \quad (22)$$

Здесь v_0 - поступательная скорость; v_9 - скорость позади эжектора.

В то же время эжектор уменьшает термический КПД, который в соответствии с уравнением (23) определяется как отношение идеальной мощности струи к поступающему тепловому потоку:

$$\eta_{th} = \frac{\dot{m}_9 \frac{c_9^2}{2} - \dot{m}_0 \frac{c_0^2}{2}}{\dot{Q}_B} \quad (23)$$

Произведение термического КПД и КПД движителя определяет общую эффективность. Кривые этих трёх величин, как функций от ϵ , показаны на рис. 8. В то время как КПД движителя стремится к единице в расчёте без учёта потерь с бесконечным диаметром эжектора, η_{therm} уменьшается более чем на 80 %. Максимум общего КПД η_{oa} , который примерно на 16 % выше, чем значение для $\eta_{oa} (\epsilon = 1)$, появляется примерно при $\epsilon = 0,05$.

Кроме того, влияние использования эжектора на цикл двигателя должно быть также рассмотрено при первоначальной конструкции сопла. При обычной конфигурации последнее станет критическим раньше с увеличением высоты из-за уменьшения статического давления p_{s1} , которое ограничивает характеристики эжектора и двигателя.

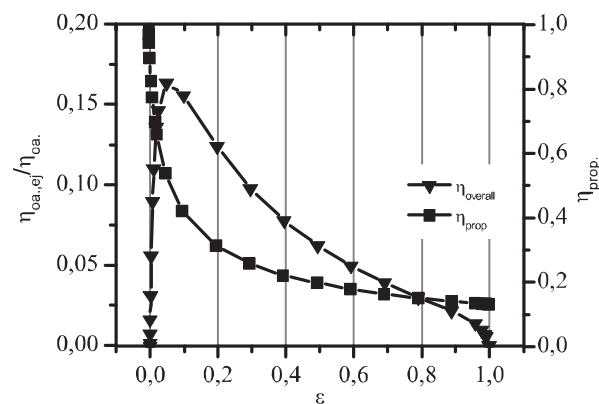


Рис. 8. Зависимость абсолютной величины КПД двигателя и общего КПД в процентном соотношении конфигурации без эжектора от отношения площадей ϵ при $Ma = 0,1$

Заключение

В программе расчёта характеристик была реализована одномерная модель для расчета параметров эжектора авиационного двигателя без учёта потерь. Было показано, что процессы в эжекторе и влияние эжектора на двигатель и наоборот могут быть качественно проанализированы. Однако модель не применима для больших диаметров эжектора. По этой причине на следующем этапе модель была расширена включением аэродинамических потерь. Результаты этой расширенной модели были проверены как экспериментально, так и более точными методами расчёта. Планируется выполнить численное гидродинамическое вычисление эжектора. Экспериментальные исследования, касающиеся феноменологического изучения потока эжектора, могут быть выполнены в аэродинамических и водных трубах Института авиационных двигателей университета Штутгарта. Кроме того, доступен испытательный стенд микрогазотурбинного двигателя со средствами измерений давления, температуры и тяги. Это позволило бы измерить характеристики эжектора на работающем двигателе в стендовых условиях для дальнейшей проверки и улучшения точности модели.

Результаты, представленные в данной статье, были получены в ходе реализации совместного проекта между Факультетом двигателей летательных аппаратов (Самара) и Институтом авиационных двигателей (Штутгарт). Работа проводится при финансировании Фонда поддержки молодых учёных земли Баден-Вюртемберг. Авторы хотели бы выразить признательность всем, кто оказал помощь в написании этой работы.

Библиографический список

1. Huang, K.P. An Investigation of the Thrust Augmentation Characteristics of Jet

Ejectors, Dynasciences Report No/ K.P. Huang, E. Kisielowski. DCR-219, Pennsylvania, 1967.

2. Von Karman, T. Theoretical Remarks on Thrust Augmentation, Reissner Anniversary Vol., Contributions to Applied Mechanics/ T. Von Karman J.W. Edwards Editor, Ann Arbor Michigan, 1949.

3. Keenan, J.H. An Investigation of Ejector Design by Analysis and Experiment/ J.H. Keenan, E.P. Neumann, F. Lustwerk. Journal of Applied Mechanics, 1950.

4. Nagaraja, K. S. Advances in Ejector Technology – A Tribute to Hans Von Ohain's Vision/ K. S. Nagaraja. Wright-Patterson Air Force Base, Ohio, 1982.

5. Whitley, N. A Determinate Model of Thrust-Augmenting Ejectors, Theoretical and Computational Fluid Dynamics/ N. Whitley. vol. 8, No. 1, p. 37-55, 1995.

6. Storkebaum, C. Die Anwendung des Ejektors bei V/STOL-Flugzeugen und dessen Auslegung, 1/ C. Storkebaum Teilbericht. DFL-Bericht Nr. 234, Braunschweig, 1964.

7. Bareis, B. SAEPP Fachkonzept / B. Bareis BMW Rolls Royce Aero Engines, 2003.

8. Presz, W. Thrust Augmentation with Mixer/Ejector Systems / W. Presz, Jr., G. Reynolds, C. Hunter Paper No. 2002-0230, 40th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, January, 2002.

9. Banzhaf, B. Untersuchungen zum Betriebsverhalten gemischter Abgassysteme in Luftstrahltriebwerken im niedrigen Lastbereich / B. Banzhaf. Dissertation, Institut für Luftfahrtantriebe, Universität Stuttgart, 2009.

10. Huang, B.J. A 1-D analysis of ejector performance/ B.J. Huang, J.M. Chang, C.P. Wang [etal] International Journal of Refrigeration 22, No. 354-364. Taiwan 1998.

11. S. Staudacher. Vorlesungsskript Luftfahrtantriebe. Institut für Luftfahrtantriebe, Universität Stuttgart, 2008.

12. Schilling, F. The design of the ILA001 Micro Gas Turbine / F. Schilling, S. Staudacher, J. Student, ISABE Paper, 2003.

MODELLING OF AN EJECTOR FOR TURBINE AEROENGINES FOR APPLICATION IN PERFORMANCE SYNTHESIS TOOLS

©2011 J. Georgi¹, S. Staudacher¹, S. Falaleev²

¹Institute of Aircraft Propulsion Systems University of Stuttgart (ILA), Germany

²Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov
(National Research University)

The operation of ejectors is well known, however no models are available in modern performance synthesis tools. For designing an engine the effect of an ejector on the operation of a turbine aero engine and vice versa is of interest. Therefore the development of a module for calculation of ejector performance on a turbine aero engine with a convergent primary nozzle for application in a performance synthesis tool is described. The module is to allow a flexible representation of ejectors and an appropriate consideration of the operation in performance synthesis. Initially a simplified mathematical 1-D model of the ejector nozzle is presented. It is valid for a lossless, compressible flow of an air/combustion gas mixture. The model is able to solve the flow equations for complete mixing of primary and secondary flows in case of both subcritical and supercritical primary nozzle flow.

Integration of the model with the performance synthesis programme SAEPP (Sophisticated Aero-Engine Performance Program) as well as the iterative approach to solving the equations is described. Example calculations are performed at selected operating points of the micro gas turbine engine ILA001 and compared to the results without ejector. The subsequent discussion of the results shows that the model which thus far was lossless needs to be expanded to consider inlet, mixing and friction losses in order to correctly reflect the operating behaviour of an ejector.

Gas turbine engine, ejector, performance synthesis, nozzle, propulsive efficiency.

Информация об авторах

Георги Ян, аспирант Института авиационных двигателей Университета Штутгарта. E-mail: georgi@ila.uni-stuttgart.de. Область научных интересов: микрогазотурбинные двигатели, расчёт характеристик, аэродинамика эжектора.

Штаудахер Стефан, доктор технических наук, профессор, директор института авиационных двигателей университета Штутгарта. E-mail: staudacher@ila.uni-stuttgart.de. Область научных интересов: теория и испытания газотурбинных двигателей.

Фалалеев Сергей Викторович, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой конструкции и проектирования двигателей летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: sergey_falaleev@mail.ru. Область научных интересов: торцовые уплотнения, конструкция авиационных двигателей.

Jan Georgi, Research Assistant at the Institute of Aircraft Propulsion Systems of University of Stuttgart. E-mail: georgi@ila.uni-stuttgart.de. Area of research: micro gas turbine engines, performance calculation, ejector aerodynamics.

Staudacher Stephan, Doctor of Engineering Science, Professor, Director of the Institute of Aircraft Propulsion Systems of University of Stuttgart. E-mail: staudacher@ila.uni-stuttgart.de. Area of research: theory and testing of gas turbine engines.

Falaleev Sergey Viktorovich, Doctor of Engineering Science, Professor, the Head of department «Construction and design of aircraft engines», Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov (National Research University). E-mail: sergey_falaleev@mail.ru. Area of research: face seals, aircraft engine design.