

Microturbine Wave Compressor Optimal Regimes

Levihin A.A.¹, Volobuev I.A.²

1 -Baltic State Technical University VOENMEH, Saint-Petersburg, Russian Federation

2 - Saint-Petersburg National Research University of Information Technologies, Mechanics and Optics (ITMO University), Saint-Petersburg, Russian Federation

Abstract. The work is devoted to the problem of improving the efficiency of air compression in the compressor of the microturbine installation. The wave compressor in which compression occurs as in a supersonic air intake is investigated. The purpose of the study is to find the region of existence of optimal shock-wave structures at which the stagnation pressure loss in a wave compressor will be minimal. Two cases were studied: compression in a system of two shock waves of the same direction; compression in a centered isentropic wave. The research method combines a numerical experiment with an analytical study of shock-wave structures. Calculations showed that the wave compressor is more efficient than traditional blade machines, if the Mach number at the intake to it is more than 2.2. The regions of existence of shock-wave structures with a reflected discontinuity: a rarefaction wave, a shock wave, and a weak discontinuity are analyzed analytically. The weak reflected discontinuity corresponds to the highest compression efficiency. The study obtained the following most important results. A shock-wave compressor with two shock waves of the same direction can operate at the optimum mode in the range of intake Mach numbers from 2.089 to 2.46. A compression ratio of 5.76 can be obtained in this case. A centered compression wave can provide a compression ratio in one stage up to 10-12 with Mach number from 3.2 to 3.48. At higher degrees of compression, irregular shock-wave structures are formed.

Keywords: microturbine, wave compressor, shock wave, isentropic compression wave, overtaking shock waves, shock waves of one direction.

DOI: 10.5281/zenodo.3367056

Regimurile de funcționare optime ale compresorului cu unde al microturbinei

Levihin A.A.¹, Volobuev I.A.²

1 – Universitatea Tehnică de Stat Baltică «VOENMEH», им.Д.Ф.Устинов, Санкт-Петербург, Федерация Русă,

2 – Universitatea națională de cercetare a tehnologiilor informaționale, de mecanică și de optică (Universitatea ITMO), Санкт-Петербург, Федерация Русă

Rezumat. Lucrarea este dedicată problemei creșterii eficienței compresiunii aerului în compresorul unei instalații de microturbină. Unul dintre domeniile moderne de cercetare este utilizarea unui compresor de undă supersonică, în care compresiunea aerului nu are loc într-o mașină scapulară, într-o structură cu undă de șoc, similar cu modul în care se produce într-un aport supersonic de aeronave. Scopul lucrării este de a găsi modurile optime de funcționare a compresorului de undă cu cea mai mică pierdere de presiune totală. Acest obiectiv este realizat prin studiul modurilor de funcționare a compresorului de undă în timpul comprimării aerului într-un sistem cu două unde de șoc cu aceeași direcție și într-o undă izentropică centrată. Regiunile de existență ale structurilor de unde de șoc cu o discontinuitate reflectată au fost cercetate analitic: o undă de rarefecție, o undă de șoc și o discontinuitate slabă. Următoarele rezultate cele mai importante au fost obținute, anume: un compresor cu undă de șoc cu două unde de șoc cu aceeași direcție poate funcționa în modul optim în intervalul de numere Mach la intrarea de la 2,089 la 2,46. În acest caz, se poate obține un raport de compresie de 5,76 în compresor. Pentru a obține un raport de compresie mai mare într-o etapă, este necesar să trecem la trei sau mai multe unde de șoc, ceea ce este dificil din punct de vedere structural. Semnificația rezultatelor constă în faptul că limitele condițiilor optime de funcționare sunt determinate folosind două tipuri de structuri de unde de șoc.

Cuvinte-cheie: microturbină, compresorul cu unde, undă de șoc, undă de compresie izoentropică, captarea undelor de șoc.

Оптимальные режимы работы волнового компрессора микротурбины

Левихин А.А.¹, Волобуев И.А.²

1 - Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, Санкт-Петербург, Российская Федерация,

2 - Санкт-Петербургский национальный исследовательский университет информационных технологий, механики и оптики (Университет ИТМО), Санкт-Петербург, Российская Федерация

Аннотация. Работа посвящена проблеме повышения эффективности сжатия воздуха в компрессоре микротурбинной установки. Одним из современных направлений исследований является применение

сверхзвукового волнового компрессора, в котором сжатие воздуха происходит не в лопаточной машине, в ударно-волновой структуре, подобно тому, как это происходит в сверхзвуковом воздухозаборнике летательных аппаратов. Цель работы - найти оптимальные режимы работы волнового компрессора с наименьшими потерями полного давления. Поставленная цель достигается тем, что изучаются режимы работы волнового компрессора при сжатии воздуха в системе двух ударных волн одного направления и в центрированной изоэнтропической волне. Аналитически исследованы области существования ударно-волновых структур с отраженным разрывом: волной разрежения, ударной волной и слабым разрывом. Слабый отраженный разрыв соответствует наибольшей эффективности сжатия. Получены следующие наиболее важные результаты. Ударно-волновой компрессор с двумя ударными волнами одного направления может работать на оптимальном режиме в диапазоне чисел Маха на входе от 2,089 до 2,46. При этом может быть получена степень сжатия в компрессоре 5,76. Для получения более высокой степени сжатия в одной ступени необходимо переходить к трем и более ударным волнам, что конструктивно сложно. Центрированная волна сжатия может обеспечить степень сжатия в одной ступени до 10-12. Число Маха на входе в колесо компрессора должно составлять от 3,2 до 3,48. При более высоких степенях сжатия образуются нерегулярные ударно-волновые структуры. Численные эксперименты показали, что теоретическая эффективность волнового компрессора выше, чем у традиционного центробежного и осевого, при скорости набегающего потока на входе в компрессор, соответствующей числу Маха, больше 2,2. Значимость результатов заключается в том, что определены границы оптимальных режимов работы при использовании двух типов ударно-волновых структур.

Ключевые слова: микротурбина, волновой компрессор, ударная волна, изоэнтропическая волна сжатия, догоняющие ударные волны, ударные волны одного направления.

ВВЕДЕНИЕ

Одним из магистральных методов улучшения удельных характеристик газотурбинных энергетических установок является увеличение частоты вращения ротора. Переход на газодинамические подшипники [1] позволил увеличить частоту вращения роторов микротурбин до 100 тыс. об/мин и более. Проблема малой несущей способности решается внедрением газостатических [2] и гибридных подшипников. Можно рассчитывать, что в обозримом будущем ограничения, связанные с подшипниками будут полностью преодолены. Следовательно, появляется задача увеличения эффективности работы компрессора при высоких скоростях вращения.

В типичных случаях увеличение скорости вращения приводит к уменьшению размера компрессора, т.к. накладывается ограничение на значение окружной скорости лопаточного венца. Обычно она полагается равной 200-250 м/с. Уменьшение размера приводит к снижению эффективности сжатия из-за уменьшения числа Рейнольдса Re и относительного утолщения пограничных слоев. В качестве решения проблемы в 2002 - 2005 г. фирмой Ramgen Power Systems [3,4] была предложена концепция ударно-волнового компрессора.

По замыслу разработчиков, это устройство должно представлять собой воздухозаборник сверхзвукового летательного аппарата, «намотанный» на цилиндрическую поверхность (рис.1). При частоте вращения,

обеспечивающей сверхзвуковую окружную скорость, внутри воздухозаборника образуется ударно-волновая структура, сжимающая воздух.

Численные исследования [6,7] показали, что при окружных скоростях, соответствующих числу Маха около 3, можно получить степень сжатия около 10 при коэффициенте восстановления полного давления (давления торможения) на уровне 0,85. Таким образом, одна ударно-волновая ступень примерно соответствует 10-12 ступеням классического осевого компрессора 4-ого поколения (рис.1).

Методология проектирования волновой ступени сжатия, рассмотренная в работах [8,9], предусматривает сжатие воздуха в системе ударных волн одного направления, сходящихся в одну точку, или в центрированной изоэнтропической волне сжатия (рис.2).

Такая ударно-волновая конфигурация является топологически устойчивой, т.е. при малом изменении входных параметров не меняет свою структуру.

В то же время, при установке быстро вращающегося ротора на воздушные подшипники, прецессия ротора и перемещение ножки Маха под воздействием пульсаций давления на входе в компрессор образуют замкнутую колебательную систему [10], которая приводит к сильным вибрациям.

Применение гибридных газовых подшипников с поворачивающимися сегментами позволяет демпфировать эти колебания [3].

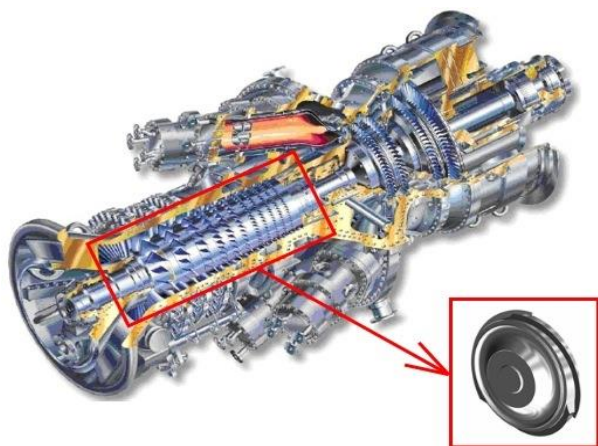


Рис.1. Ударно-волновой компрессор.¹

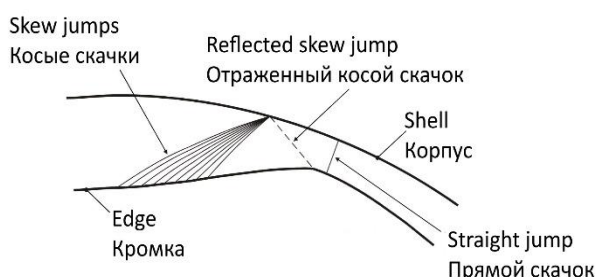


Рис.2. Ударно-волновая структура в волновом компрессоре [8].²

Исследования влияния углов клина в воздухозаборнике показало, что устойчивое течение в такого рода устройствах поддерживается в сравнительно узком диапазоне [11], а экстремум коэффициента восстановления полного давления имеет ярко выраженный характер.

Таким образом, существует задача нахождения диапазона параметров, в котором могут существовать оптимальные ударно-волновые структуры, обеспечивающие минимальные потери полного давления при максимальной степени сжатия.

1. МЕТОД ИССЛЕДОВАНИЯ

Ниже рассматриваются ударно-волновые структуры (УВС), возникающие при интерференции скачков уплотнения одного направления или, как их еще называют, догоняющих скачков уплотнения (ДСУ), а также в фокусе центрированной изоэнтропической волны сжатия (ЦЭВС). Классификация ударно-волновых структур, основные понятия и методы их исследования рассмотрены в работах [12,13]. Наиболее просто представить себе взаимодействие газодинамических раз-

рывов одного направления в одномерном нестационарном случае, когда одна ударная волна D_1 догоняет другую D_2 (рис.3).

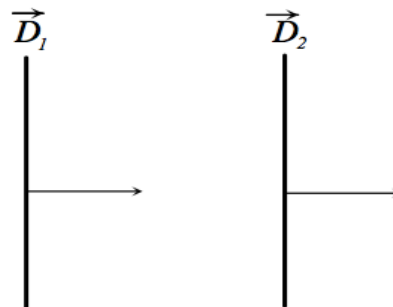


Рис.3. Догоняющие ударные волны.³

В плоском стационарном течении аналогом догоняющих ударных волн являются скачки уплотнения, пересекающиеся в одной точке и разворачивающие поток в одну сторону (рис.4). На рис.3 и 4 стрелками показаны направления газодинамических разрывов.

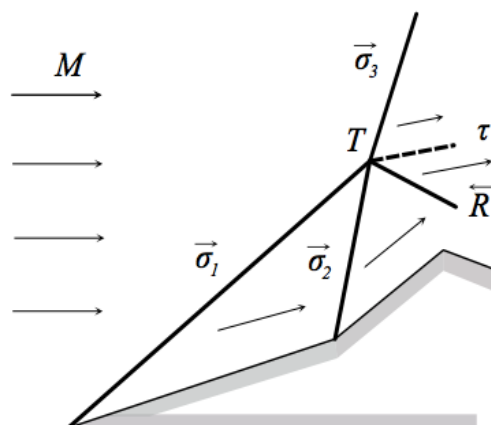


Рис.4. Догоняющие скачки уплотнения.⁴

Именно по аналогии с догоняющими друг друга ударными волнами такие скачки также называются догоняющими. При интерференции ударных волн D_1 и D_2 или стационарных скачков σ_1 и σ_2 в точке интерференции T образуется отраженный разрыв R и поверхность раздела τ . Отраженный разрыв R , в общем случае, может быть волной разрежения, слабым разрывом или скачком уплотнения.

В классическом воздухозаборнике ДСУ может быть несколько. Чем их больше, тем ближе течение в системе ДСУ к ЦЭВС.

Впервые задачу о наименьших потерях полного давления в системе ДСУ с замыкающим прямым скачком решил К.Осватич [14]. Оказалось, что все косые скачки должны

иметь одинаковую интенсивность J (отношение давления в потоке за скачком к давлению перед скачком). В более общем случае, задача об оптимальных УВС, в том числе, с ДСУ и скачками противоположных направлений, исследовалась В.Н.Усковым и его учениками [15-18]. Соотношения в точке интерференции ДСУ хорошо известны [19, 20], но области их существования в полном объеме до сих пор не исследованы.

Между тем, как показало изучение течений в сверхзвуковых воздухозаборниках, на

предельных режимах в точке пересечения ДСУ возможно образование так называемой ножки Маха и переход к нерегулярному типу интерференции (рис.5). Появление ножки Маха с дозвуковым течением за ней не только сопровождается повышенными потерями полного давления, но и может приводить к образованию опасных колебаний давления расходного типа в канале, что уже является аварийным режимом работы [22,23].

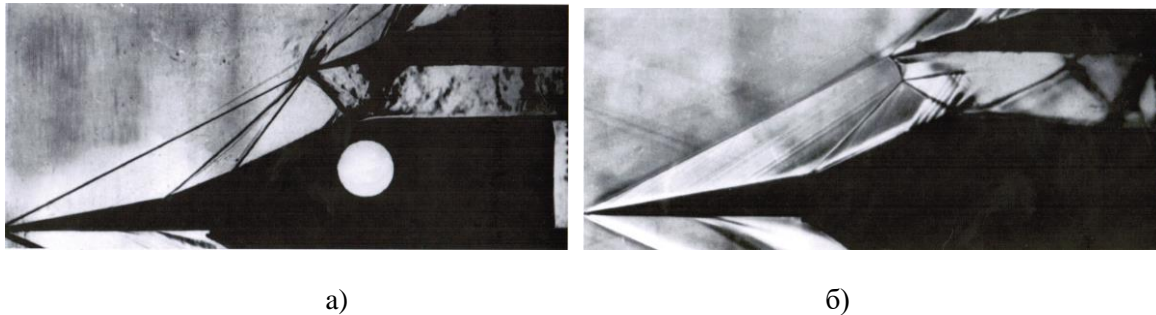


Рис.5. Регулярная (а) и нерегулярная (б) интерференция догоняющих скачков [21].⁵

Увеличение числа Маха и интенсивности скачков приводит к снижению эффективности сжатия.

Как известно, потери в нескольких косых скачках ниже, чем в одном равной интенсивности, поэтому для снижения потерь нужно увеличивать количество скачков. В пределе получается ЦЭВС, математическая модель которой рассмотрена в работе [24]. Анализ ЦЭВС проще анализа ДСУ, т.к. она задается одним параметром.

Ниже исследование ДСУ и ЦЭВС выполняется методом сердцевидных кривых Буземана [25], который был доработан и усовершенствован Курантом и Фридрихсом, Кавamura и Саито [27].

Суть метода заключается в построении по заданному числу Маха перед газодинамическим разрывом сердцевидной кривой (поляры), названной так за характерный вид, которая связывает углы разворота потока на разрыве β с логарифмом интенсивности разрыва $\Lambda = \ln J = p_2/p_1$, где p_2 и p_1 - давления за разрывом и перед ним, соответственно.

Пример решения задачи о взаимодействии ДСУ (рис.4) на плоскости поляр приведен на рис.6.

Основная поляра, выпущенная из начала координат, соответствует числу Маха M перед первым скачком (σ_1 на рис.4).

Интенсивность первого скачка Λ_1 , задается точкой на первой поляре, соответственно, угол разворота потока равен β_1 .

По этим параметрам можно вычислить число Маха за первым скачком, что позволяет построить поляру, связывающую интенсивность второго скачка Λ_2 и угол разворота потока на нем β_2 .

Из точки на второй поляре, соответствующей заданной Λ_2 , выпускается третья поляра.

Пересечение третьей поляры с первой дает решение задачи. В случае, изображенном, на рис.6 отраженный разрыв (R на рис.4) - скачок уплотнения, интенсивность которого равна Λ_3 .

Именно такая УВС подходит для сжатия потока в волновом компрессоре.

Если же заданная точка на второй поляре лежит внутри первой, то решение возможно только для точки пересечения ветви разрежения второй поляры с первой.

Такому случаю соответствует отраженный разрыв - волна разрежения.

Анализ для ЦЭВС выполняется полностью аналогично.

II. РЕЗУЛЬТАТЫ И ОБСУЖДЕНИЕ

Рассмотрим границу области существования регулярной интерференции ДСУ. Этому случаю соответствует касание поляры

⁵ Appendix 1

отраженного скачка с основной полярной (рис. 7).

При заданном числе Маха, задача определяется интенсивностями двух скачков, поэтому границы регулярной и нерегулярной интерференции образуют изолинии.

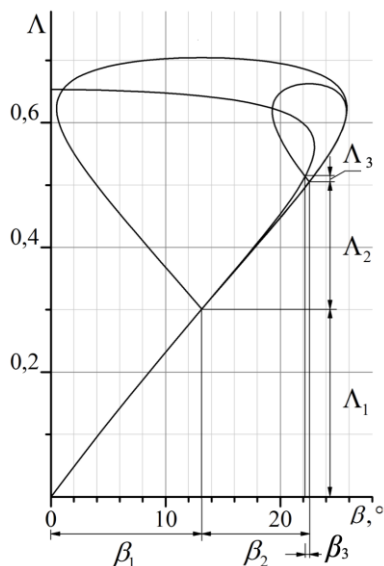


Рис.6. Решение задачи об интерференции догоняющих скачков уплотнения на плоскости поляр Буземана.⁶

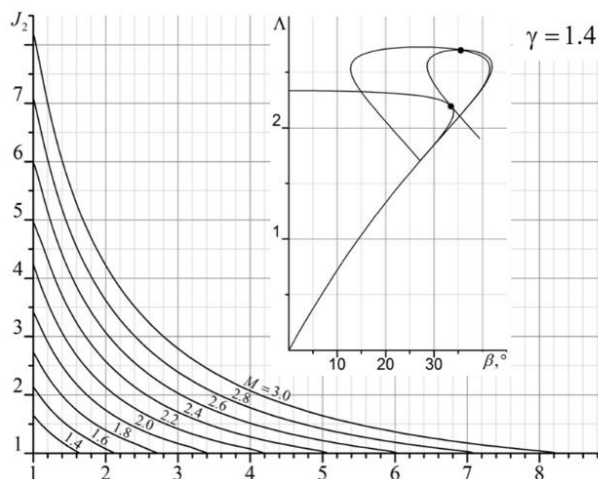


Рис.7. Граница регулярной и нерегулярной интерференции.⁷

На рис.7 область нерегулярной интерференции лежит выше изолинии.

Как видно, при равенстве интенсивности скачков, что соответствует решению Осватича об оптимальных системах ДСУ, на границе, разделяющей регулярную и нерегулярную интерференцию, интенсивность скачков небольшая. Так, даже при $M=3$ она меньше 3, соответственно, суммарная степень сжатия будет меньше 9.

Систематические расчеты в широком диапазоне чисел Маха показали, что в типичных для волнового компрессора случаях интенсивность отраженного скачка примерно на порядок меньше, чем интенсивность ДСУ. Следовательно, с точки зрения потерь полного давления, оптимальной будет характеристическая УВС с отраженным слабым разрывом (разрывной характеристикой). Такой случай возможен, когда вторая полярная пересекает основную не только в исходной точке, соответствующей первому скачку, но и еще в одной точке.

На рис. 8 построены изолинии, связывающие при различных числах Маха от $M=2,15$ до $M=3$ интенсивности ДСУ в характеристической УВС. Зеленая, красная и синяя линия соответствуют $M = 2.25, 2.5, 2.75$. Пунктиром отмечены предельные интенсивности первого скачка, при которых возможно образование характеристической УВС.

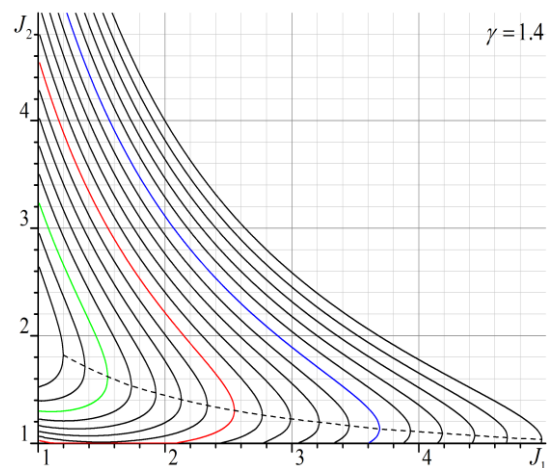


Рис.8. Связь интенсивностей приходящих скачков уплотнения J_1 и J_2 в характеристической ударно-волновой структуре.⁸

На рис.9 показаны возможные области существования характеристической УВС с ДСУ в зависимости от интенсивности первого скачка и числа Маха. Сравнивая значения $J_1=J_2$ на границе регулярной и нерегулярной интерференции (рис.7) с областями существования УВС с отраженным скачком (рис.9), можно прийти к выводу, что область оптимальных с точки зрения потерь полного давления УВС с отраженным скачком ограничена по числам Маха сверху. Малые же числа Маха $M < 2$ неинтересны, т.к. не обеспечивают волновому компрессору необходимой степени сжатия. На рис.10 видно, что при $M=2$ область с отраженным скачком обширная, и

конструирование оптимальной УВС с $J_1=J_2$ не вызывает проблем. А при $M=2,45$ она существенно уже, и выполнить условие $J_1=J_2$ можно только в узком диапазоне (рис.11). При $M>2,46$ это вообще невозможно.

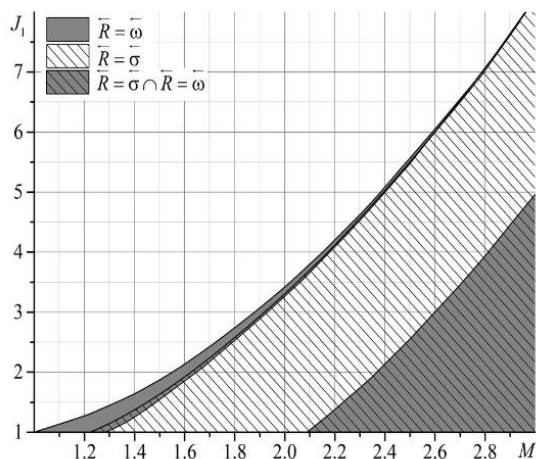


Рис. 9. Области существования различных типов отраженного разрыва в зависимости от числа Маха и интенсивности первого скачка.⁹

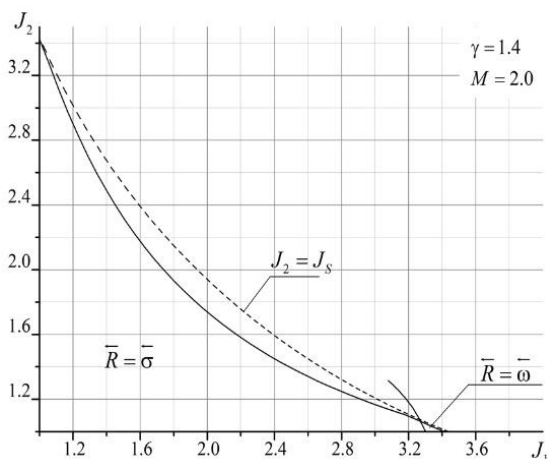


Рис. 10. Области существования отраженных разрывов: скачка уплотнения σ и волны разрежения ω .¹⁰

На рис.10,11 условно нанесена интенсивность второго скачка, соответствующая числу Маха за ним $M=1$. На практике такие УВС не реализуются, т.к. раньше наступает переход к нерегулярному типу интерференции и образование ножки Маха. При $M < 1.245$ существование УВС ДСУ с отраженным скачком невозможно.

При $M < 2,089$ область УВС с отраженной волной разрежения отсутствует. При $M > 2,089$ область с отраженным скачком сужается, но оптимальную УВС такую, что

$J_1=J_2$, построить можно без проблем вплоть до $M=2,204$. В промежутке между $M=2,204$ и $M=2,46$ выполнить условие $J_1=J_2$ можно, но необходимо следить за условием перехода к нерегулярной интерференции.

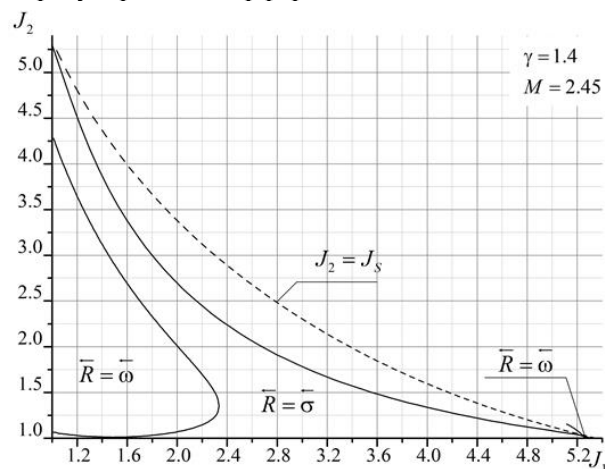


Рис.11. Области существования.¹¹

Выполненный анализ, в определенной степени объясняет, почему для сверхзвуковых лайнеров первого поколения было выбрано число Маха полета $M=2,2$. Это число Маха близко к теоретическому пределу оптимальных двухскачковых воздухозаборников, для которых нет опасности возникновения нерегулярных УВС.

Таким образом, в качестве предельных относительно безопасных параметров для ударно-волновой ступени можно рекомендовать число Маха $M=2,45$ и суммарную степень сжатия порядка 5,3. Предельная степень сжатия, которая может быть получена в оптимальной УВС с двумя ДСУ, составляет 5,76. Для получения более высокой степени сжатия необходимо переходить к большему количеству скачков.

Рассмотрим сразу другой предельный случай - ЦЭВС. Анализ ЦЭВС проще, т.к. области существования УВС с различными типами отраженного разрыва зависят только от интенсивности ЦЭВС J_ω и числа Маха. Как и в случае с ДСУ, линия на плоскости $J_\omega - M$, соответствующая характеристической УВС имеет две ветви, т.е. имеются две области с отраженным скачком. Первая область не представляет интереса, т.к. числа Маха в ней близки к единице. Поскольку изоэнтропическая волна сжатия не может затормозить поток до скорости меньшей скорости звука, то область её существования ограничена сверху звуковой линией $J_{s\omega}$. Очевидно, что структура с отраженным разрывом - волной разрежения

ω является неудобной для сжатия потока, т.к. волна разрежения уменьшает суммарную степень сжатия. Первая область с отраженным скачком заключена между звуковой линией и первой ветвью характеристической линии.

Вторая область ограничена числом Маха M_w , при котором ударная поляра, соответствующая отраженному скачку, выпущенная из точки на поляре сжатия, с основной ударной полярой, соответствующей главному скачку, пересекаться не может (рис.12). Во второй области волновая структура является устойчивой и при малом изменении числа Маха или геометрии потока не изменяет свою структуру.

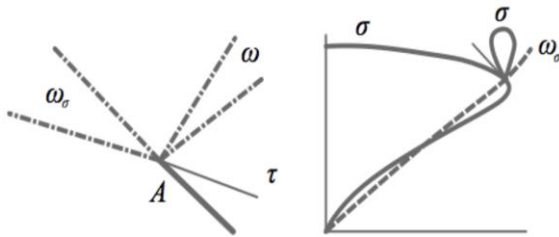


Рис. 12. Решение задачи на плоскости поляр для случая $M=M_w$.¹²

Для воздуха $M_w=3,483$. При числах Маха, больших M_w , отраженный скачок существовать не может. При числе Маха, соответствующей окружной скорости, $M=2,8-3,48$ интенсивность ЦЭВС изменяется в диапазоне примерно от 5.7 до 12. При более высоких степенях сжатия образуются нерегулярные ударно-волновые структуры.

Таким образом, используя оптимальную структурно устойчивую ЦЭВС, можно получить без потерь полного давления степень сжатия в одной ступени порядка $J_\omega = 10-12$, при этом окружная скорость должна соответствовать $M_H=3.2-3.48$. Эти параметры превышают характеристики центробежных компрессоров.

При числах Маха больше 3 привлекательной кажется УВС с отраженной волной разрежения. Действительно, такие УВС позволяют получать очень высокие степени сжатия, но вопрос их структурной устойчивости требует дополнительного исследования. Возможность использования ЦЭВС с отраженной волной разрежения требует дополнительного исследования, т.к. увеличение интенсивности ЦЭВС приводит к увеличению интенсивности отраженной волны разрежения в широком диапазоне параметров, а это снижает суммарную степень повышения давления.

Таким образом, система двух догоняющих скачков и центрированная волна сжатия могут гарантированно обеспечивать степень сжатия приметно от 3,4 ($M=2$) до 12 ($M=3,48$). При этом ударно-волновая структура является структурно-устойчивой по отношению к внешним возмущениям давления и скорости потока.

В ЦЭВС потери полного давления не происходят.

В оптимальной системе двух ДСУ в рекомендованном диапазоне чисел Маха от 2 до 2,45 потери составляют 10 - 20%, т.е. примерно, как в центробежном компрессоре с аналогичной степенью сжатия.

При дальнейшем увеличении степени сжатия и число Маха на входе потери возрастают.

Прямой скачок - самая неэффективная ударно-волновая структура, характеризующаяся наибольшими потерями полного давления.

Описанный в работе волновой компрессор имеет следующие основные преимущества перед традиционным центробежным компрессором со сверхзвуковым лопаточным венцом: простота и прочность конструкции, компактность и пониженные потери полного давления в системе скачков.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В статье рассмотрена задача профилирования канала диффузора для оптимального сжатия с минимальными или нулевыми потерями полного давления. Показано, что сжатие в волновом компрессоре может производиться в системе скачков уплотнения, разворачивающих поток в одну сторону, либо в центрированной изоэнтропической волне сжатия. В центре ударно-волновой структуры возникают главный скачок уплотнения и отраженный разрыв. Аналитически исследованы области существования ударно-волновых структур с отраженным разрывом: волной разрежения, ударной волной и слабым разрывом. Слабый отраженный разрыв соответствует наибольшей эффективности сжатия. Определены оптимальные скорости вращения, т.е. диапазон существования оптимального ударно-волнового компрессора.

Получены следующие наиболее важные результаты. Ударно-волновой компрессор с двумя ударными волнами одного направления может работать на оптимальном режиме

в диапазоне чисел Маха на входе от 2,089 до 2,46. При этом может быть получена степень сжатия в компрессоре 5,76. Для получения более высокой степени сжатия в одной ступени необходимо переходить к трем и более ударным волнам, что конструктивно сложно. Центрированная волна сжатия может обеспечить степень сжатия в одной ступени до 10-12. Число Маха на входе в колесо компрессора должно составлять от 3,2 до 3,48. При более высоких степенях сжатия образуются нерегулярные ударно-волновые структуры. Численные эксперименты показали, что теоретическая эффективность волнового компрессора выше, чем у традиционного центробежного и осевого, при скорости набегающего потока на входе в компрессор, соответствующей числу Маха, больше 2,2.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства образования и науки РФ, Соглашение № 14.574.21.0151 (ЭБ 075-02-2018-1066), уникальный идентификатор прикладных научных исследований – RFMEFI57417X0151.

APPENDIX 1 (ПРИЛОЖЕНИЕ 1)

¹**Fig.1.** Shock wave compressor.

²**Fig.2.** Shock wave structure in the wave compressor.

³**Fig.3.** Overtaking shock waves.

⁴**Fig.4.** Unidirectional shock waves.

⁵**Fig.5.** Regular (a) and irregular (b) interference of overtaking shock waves

⁶**Fig.6.** The solution of the problem of the interference of overtaking shock waves on the plane of the Busemann polar.

⁷**Fig.7.** The borderline of regular and irregular interference.

⁸**Fig.8.** The intensity of the incident shock waves J_1 and J_2 in the characteristic shock-wave structure.

⁹**Fig.9.** Region of existence of different types of reflected discontinuity depending on the Mach number and the intensity of the first shock wave.

¹⁰**Fig.10.** Region of existence of reflected discontinuities: shock wave σ and rarefaction wave ω .

¹¹**Fig.11.** Region of existence.

¹²**Fig.12.** Solution of the problem on the polar plane for the case $M = M_w$.

ЛИТЕРАТУРА (REFERENCES)

1. Romyancev M.YU., Zaharova N.E., Sigachev S.I. *Primenenie lepestkovykh gazodinamicheskikh podshipnikov v turbogeneratorykh agregatah maloj moshchnosti. Transportnye sredstva i energeticheskie ustanovki.* 2014, № 4(22), том 1. - М.: Izvestiya MGTU «MAMI». S.61-67.
2. Wardle F. *Aerostatic bearings. Ultra-Precision Bearings.* 2015, Pages 227–306.
3. Steele, Robert & Baldwin, Peter & Kesseli, James. (2005). *Insertion of Shock Wave Compression Technology into Micro Turbines for Increased Efficiency and Reduced Costs.* 10.1115/GT2005-68203.
4. P. Lawlor, Shawn & B. Hinkey, John & G. Mackin, Steven & Henderson, Scott & Bucher, Jonathan & M. Brown, Paul & Pudupatty, Ram. (2004). *Supersonic Compression Stage Design and Test Results.* 10.1115/IMECE2004-59914.
5. Kang, Weijia & Liu, Zhansheng & Cao, Zhixuan & Wang, Le & Wang, Gangwei. (2012). *Numerical Research on Flow Characteristics of Inlet Flow-Path for Ram-Rotor.* 10.1115/GT2012-68210.
6. Yang, Ling & Zhong, Jingjun & Ji ang, Han. (2011). *Numerical Research of the Ram-Rotor with Different Geometric Parameters.* *Proceedings of the ASME Turbo Expo.* 7. 10.1115/GT2011-46051.
7. Grosvenor, Allan & M. Brown, Paul & P. Lawlor, Shawn. (2006). *Design Methodology and Predicted Performance for a Supersonic Compressor Stage.* *Proceedings of the ASME Turbo Expo.* 6. 10.1115/GT2006-90409.
8. Grosvenor, Allan & A. Taylor, David & R. Bucher, Jonathan & J. Aarnio, Michael & M. Brown, Paul & D. Draper, Robert & P. Lawlor, Shawn. (2008). *Measured and Predicted Performance of a High Pressure Ratio Supersonic Compressor Rotor.* *Proceedings of the ASME Turbo Expo.* 6. 10.1115/GT2008-50150.
9. Zhang, G.-h & Liu, Z.-x & Kang, W.-j & Liu, Z.-s & Xin, Tian. (2012). *Nonlinear dynamic characteristics of rotating ramjet rotor supported by hybrid gas bearing.* *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering.* 228. 115-136. 10.1177/0954410012468688.
10. Han, Ji-ang & Guan, Jian & Zhong, Jingjun & Yuan, Chenguang. (2016). *Effect of vane opening on aerodynamic performance of the ram-rotor test system.* *Journal of Thermal Science.* 25. 207-215. 10.1007/s11630-016-0852-0.
11. Uskov V.N., Bulat P.V. *Shock and detonation wave in terms of view of the theory of interaction gasdynamic discontinuities.* *Life Science Journal,* 2014, 11(SPEC. ISSUE 8), с. 307-310.

12. Uskov V.N., Bulat P.V., Arkhipova, L.P. Classification of gas-dynamic discontinuities and their interference problems. Research Journal of Applied Sciences, Engineering and Technology, 2014, 8 (22), c. 2248-2254.
13. Osvatich K., Shvarcenberger R. Sbornik zadach i uprazhnenij po gazovoj dinamike. Pervod s nemeckogo V.A. Konotopa. M: Mir. - 1967. - 271 s.
14. Uskov V.N., Omel'chenko A. V. Optimal'nye dogonyayushchie skachki uplotneniya s ogranicheniyami na summarniy ugol povorota potoka// PMTF RAN SO. 1999. T. 40. № 4.
15. Uskov V.N., Malozemov V.N., Omelchenko A. V. The minimization of the total pressure loss accompanying the breakdown of a supersonic flow// Journal of Appl. Maths. Mech. 2000. Vol. 62. № 6.
16. Uskov V.N., Chernyshov M. V. Special and extreme triple shock-wave configurations. Journal of Applied Mechanics and Technical Physics. 2006. Vol. 47. №. 4.
17. Bulat P.V., Chernyshev M.V. Existence regions of shock wave triple configurations. International Journal of Environmental and Science Education, 2016, 11(11), c. 4844-4854.
18. Handbook of Shock Waves, Volumes 1–3. Academic Press, 2012. - 2012 p.
19. Bulat P.V. Interference of Same Direction Shocks . IEJME — Mathematics education. 2016, VOL. 11, NO. 5, 1051-1062 Article number: mathedu.2016.094.
20. Aerotermodinamika letatel'nyh apparatov v fotografiyah // Sostavitel' G.F.Glotov. Zhukovskij, CAGI, 2003. -173 s.
21. Bulat P.V., Zasuhin O.N., Uskov V.N. On classification of flow regimes in a channel with sudden expansion. Thermophysics and Aeromechanics, 2012, 19(2), c. 233-246.
22. Bulat P.V., Zasukhin O.N., Prodan N.V., Upyrev V.V., Silnikov M.V., Chernyshov M.V. Base pressure oscillations and safety of load launching into orbit. Acta Astronautica. SI:Space Flight Safety-2016. <http://dx.doi.org/10.1016/j.actaastro.2016.11.042>.
23. Bulat M.P., Bulat P.V. The analysis centric isentropic compression waves. World Applied Sciences Journal, 2013, 27(8), c. 1023-1026.
24. Busemann, A. Hodographmethode der Gasdynamik [Text] / A. Busemann // ZAMM. – 1937. – Vol. 17, Issue 2. – P. 73 – 79.
25. Kawamura R., Saito H., 1956. Reflection of Shock Waves-1 Pseudo-Stationary Case. Journal of the Physical Society of Japan, 11(5): 584.

Сведения об авторах.



Левихин Артем Алексеевич.
 Балтийский государственный
 технический университет
 «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф.
 Устинова.
 Кандидат технических наук.
 Область интересов:
 газотурбинная техника.
 E-mail:
levihin1981@gmail.com



Волобуев Игорь Алексеевич.
 Университет ИТМО.
 Область научных интересов:
 компрессорная техника.
 E-mail:
volobuev_ig@mail.ru