

В.Х. Абианц

**Теория авиационных и
газовых турбин**

**Москва
«Книга по Требованию»**

УДК 621
ББК 34.4
В11

В.Х. Абианц
В11 Теория авиационных и газовых турбин / В.Х. Абианц – М.: Книга по Требованию, 2024. – 218 с.

ISBN 978-5-458-36877-3

В книге изложены основные понятия из теории авиационных газовых турбин и необходимые данные для теплового и газодинамического расчета этих турбин. Главные разделы книги посвящены преобразованию энергии в проточной части турбин, методике построения их характеристик, а также описанию и анализу потерь, которыми сопровождается течение газа через проточную часть турбины. Книга утверждена в качестве учебного пособия для авиационных вузов, а также может быть использована конструкторами и исследователями в области газовых турбин и газотурбинных двигателей.

ISBN 978-5-458-36877-3

© Издание на русском языке, оформление
«YOYO Media», 2024

© Издание на русском языке, оцифровка,
«Книга по Требованию», 2024

Эта книга является репринтом оригинала, который мы создали специально для Вас, используя запатентованные технологии производства репринтных книг и печати по требованию.

Сначала мы отсканировали каждую страницу оригинала этой редкой книги на профессиональном оборудовании. Затем с помощью специально разработанных программ мы произвели очистку изображения от пятен, клякс, перегибов и попытались отбелить и выровнять каждую страницу книги. К сожалению, некоторые страницы нельзя вернуть в изначальное состояние, и если их было трудно читать в оригинале, то даже при цифровой реставрации их невозможно улучшить.

Разумеется, автоматизированная программная обработка репринтных книг – не самое лучшее решение для восстановления текста в его первозданном виде, однако, наша цель – вернуть читателю точную копию книги, которой может быть несколько веков.

Поэтому мы предупреждаем о возможных погрешностях восстановленного репринтного издания. В издании могут отсутствовать одна или несколько страниц текста, могут встретиться невыводимые пятна и кляксы, надписи на полях или подчеркивания в тексте, нечитаемые фрагменты текста или загибы страниц. Покупать или не покупать подобные издания – решать Вам, мы же делаем все возможное, чтобы редкие и ценные книги, еще недавно утраченные и несправедливо забытые, вновь стали доступными для всех читателей.



Серия Книжный Ренессанс

www.samizday.ru/reprint

ВВЕДЕНИЕ

Родиной газовых турбин является Россия. В 1897 г. русский инженер П. Д. Кузьминский впервые в мире построил газовую турбину постоянного давления сгорания, однако закончить испытания построенной турбины он не успел из-за своей смерти, последовавшей в 1900 г. В 1908 г. русский инженер В. В. Караводин изобрел так называемую пульсирующую газовую турбину.

Использование газотурбинного двигателя для авиации также впервые было предложено в России. В 1914 г. лейтенант флота М. Никольской разработал турбовинтовой двигатель, в котором винт приводился в действие трехступенчатой газовой турбиной. В 1923 г. В. И. Базаров предложил схему авиационного газотурбинного двигателя, включающую газовую турбину, центробежный компрессор, камеру и винт, т. е. все элементы современного ТВД.

Большой вклад в теорию и практику газовых турбин сделали советские ученые проф. В. М. Маковский, проф. В. В. Уваров, Г. И. Зотиков и др.

Одна из главных заслуг советских ученых заключается в том, что они обосновали целесообразность и перспективность развития турбин с постоянным давлением сгорания, в то время как зарубежные (в частности, немецкие) газотурбинисты работали в области турбин с постоянным объемом сгорания. Все последующее развитие газовых турбин, в том числе и авиационных, блестяще подтвердило прогнозы советских ученых, ибо столбовой дорогой развития газовых турбин оказался путь создания турбин с постоянным давлением сгорания.

Одним из первых и крупнейших деятелей советского газотурбостроения был проф. В. М. Маковский, опубликовавший в 1925 г. монографию «Опыт исследования турбин внутреннего сгорания с постоянным давлением». Особенно много В. М. Маковский сделал в области обоснования и создания турбин, рабочим телом для которых являются продукты подземной газификации углей.

Идея подземной газификации углей, высказанная еще свыше 60 лет тому назад великим русским ученым Д. И. Менделеевым, была осуществлена лишь при советской власти. Проф. В. М. Маковский спроектировал и в 1939 г. построил газовую турбину, предназначенную для работы на продуктах подземной газификации углей на одной из шахт Донбасса. Вспыхнувшая война не позволила тогда завершить эту работу.

Крупным специалистом в области газовых турбин является Г. И. Зотиков, опубликовавший ряд исследований, в частности, монографию «Проблема турбины внутреннего сгорания» (1935 г.).

Кроме обоснования целесообразности создания турбин с постоянным давлением сгорания, Г. И. Зотиков впервые предложил и разработал ряд идей в теории газовых турбин. Так, он предложил цикл газовых турбин со ступенчатым сгоранием, при котором между ступенями турбины устанавливаются промежуточные камеры для дополнительного подвода тепла и увеличения мощности турбины (этот цикл рассмотрен в гл. IV).

Он же первый предложил осуществлять рабочий процесс в газовой турбине с перерасширением, при котором давление газа за турбиной ниже давления окружающей среды; в этом случае за турбиной должен применяться диффузор. Такое ведение процесса, во-первых, позволяет несколько уменьшить высоту лопаток (так как увеличение скорости потока превалирует над уменьшением плотности газа, в результате чего величина потребного проходного сечения турбины уменьшается) и, во-вторых, способствует увеличению мощности газовой турбины, что, в частности, важно для турбовинтового двигателя.

Крупнейшим ученым в области газовых турбин, в том числе и авиационных, является проф. В. В. Уваров, опубликовавший много ценных и оригинальных работ по теории газовых турбин. В 1935 г. им была издана монография «Газовые турбины», являвшаяся в свое время самой крупной работой по газовым турбинам в мировой литературе, так как содержала ряд оригинальных теоретических исследований автора.

Спустя 10 лет В. В. Уваров опубликовал выдающуюся работу, в которой, опираясь на гениальные труды великого русского ученого Н. Е. Жуковского по вихревой теории гребных винтов, разработал методику пространственного профилирования лопаток паровых и газовых турбин, нашедшей широкое практическое применение на ряде заводов.

В течение последнего времени большой вклад в теорию газовых турбин сделан советскими учеными проф. И. И. Кирилловым, П. К. Казанджаном и другими. В частности, П. К. Казанджаном опубликована большая монография, посвященная исследованию нерасчетных режимов работы газовых турбин и методике построения их характеристик.

Большие заслуги принадлежат проф. В. И. Дмитриевскому в области развития теории и конструкции турбин турбокомпрессоров.

Глава I

ПОНЯТИЕ О ГАЗОВЫХ ТУРБИНАХ И ИХ КЛАССИФИКАЦИЯ

§ 1. ГАЗОВАЯ ТУРБИНА КАК ОДИН ИЗ ЭЛЕМЕНТОВ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Авиационная газовая турбина является одним из основных элементов газотурбинного воздушно-реактивного двигателя (ГТВРД). Основными типами газотурбинных ВРД являются:

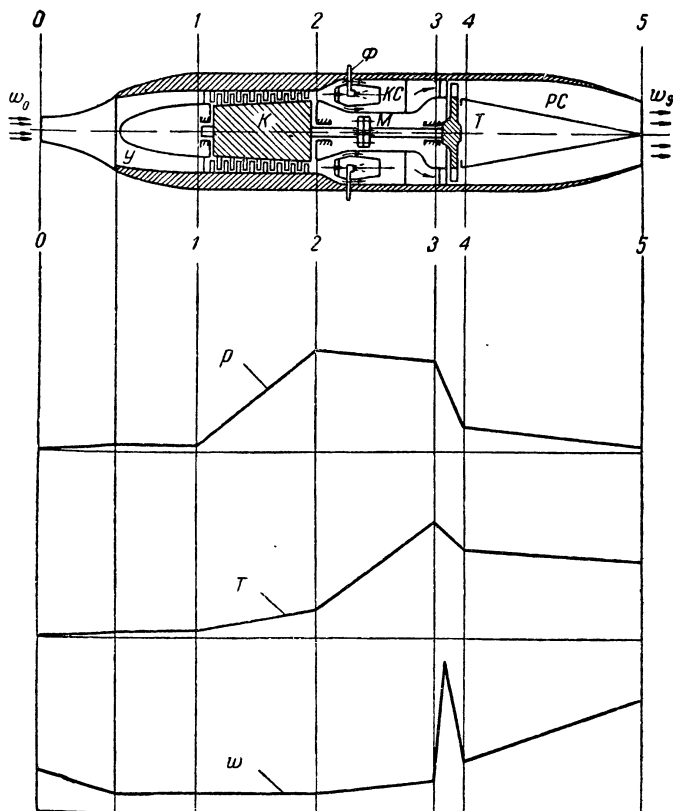
1. Турбореактивные двигатели (ТРД) без винта, возникновение тяги — реактивной силы в которых обусловлено разностью количеств движения вытекающей и втекающей газовых струй.

2. Турбовинтовые двигатели (ТВД) с винтом, мощность которых передается на винт (так же, как в винтомоторной группе с поршневым двигателем). В ТВД создается еще некоторая тяга под действием струи вытекающих газов, однако основным источником тяги в этом случае является винт.

Для того чтобы понять роль и назначение газовой турбины, рассмотрим схемы этих основных типов газотурбинных ВРД.

На фиг. 1 показана схема ТРД. Воздух со скоростью, равной скорости полета w_0 , поступает во входное устройство $\mathcal{V}$, где происходит торможение струи и возрастание давления от p_0 до p_1 . Торможение струи начинается до входа ее в двигатель, поэтому воздействие входного устройства на поток складывается из торможения потока вне двигателя и выравнивания и торможения потока в самом входном устройстве (которое иногда выполняется конфузорным). Из входного устройства воздух попадает в компрессор K , где сжимается от давления p_1 до давления p_2 ; далее воздух входит в камеру сгорания $KС$, в которую через форсунку Φ впрыскивается топливо (обычно авиационный керосин). Воспламенение топлива при запуске двигателя осуществляется свечой, а затем обеспечивается высокой температурой газов в зоне горения. Поскольку в этой зоне поддерживается высокая температура порядка $2000 \div 2200^\circ \text{C}$, которая нужна для осуществления хорошего процесса сгорания топлива, то большая часть воздуха обычно не участвует в процессе сгорания и направляется по кольцевому зазору

между корпусом и жаровой трубой камеры. В конце камеры этот воздух смешивается с продуктами сгорания, снижая их температуру до величины $800 \div 850^\circ \text{C}$, приемлемой для лопаток газовой турбины современного двигателя. Кроме того, такая конструкция камеры



Фиг. 1. Схема турбореактивного двигателя и изменение параметров газа по газозводушному тракту двигателя.

обеспечивает охлаждение жаровой трубы, причем без отвода тепла из двигателя.

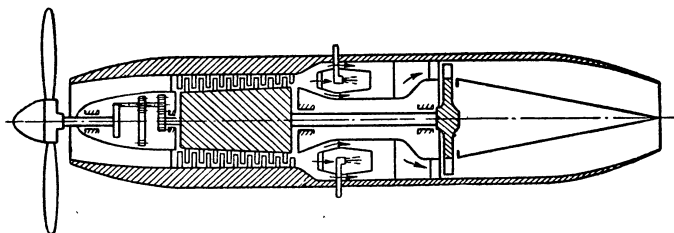
Из камеры сгорания газ поступает в газовую турбину T , где часть его энергии преобразуется в механическую работу, необходимую для вращения компрессора, с которым турбина соединяется при помощи жесткой муфты M . Другая часть энергии газа преобразуется в реактивном сопле PC в кинетическую энергию, создавая тягу двигателя.

На фиг. 1 снизу показано изменение основных параметров: давления p , температуры T и скорости w по газо-воздушному тракту двигателя.

В дальнейшем обозначения параметров газа при рассмотрении циклов газотурбинных двигателей будут снабжаться индексами от 0 до 5 в соответствии с нумерацией плоскостей, приведенной на фиг. 1, а именно:

- индексом «0» — параметры атмосферного воздуха;
- индексом «1» — параметры воздуха перед компрессором;
- индексом «2» — параметры воздуха после компрессора;
- индексом «3» — параметры газа перед турбиной;
- индексом «4» — параметры газа после турбины;
- индексом «5» — параметры газа на срезе реактивного сопла.

Давление газа перед турбиной p_3 в процессе подвода тепла остается неизменным и равным давлению воздуха после компрес-



Фиг. 2. Схема турбовинтового двигателя.

сора p_2 (точнее, p_3 несколько меньше p_2 вследствие гидравлического и теплового сопротивлений камеры), поскольку камера открыта с обоих концов и подвод тепла происходит в незамкнутом объеме. Турбина, работающая при неизменном давлении в камере, называется турбиной постоянного давления сгорания (турбина $p=\text{const}$). В современных газотурбинных двигателях применяются только турбины постоянного давления сгорания, поэтому в этой книге рассматривается лишь теория турбин $p=\text{const}$. О других типах турбин будет упомянуто при рассмотрении их классификации.

На фиг. 2 показана схема ТВД. В этом случае мощность газовой турбины не равна мощности компрессора, как в ТРД, а превышает ее; избыточная мощность турбины передается через редуктор на вал винта. Остальная часть располагаемого теплоперепада используется в реактивном сопле. Вопрос о наиболее выгодном распределении теплоперепада между турбиной и реактивным соплом (в отношении получения максимальной суммарной тяги) рассматривается подробно в курсах теории ВРД. Здесь только отметим, что в большинстве случаев выгодно весь располагаемый перепад давлений срабатывать в турбине, а реактивную тягу получать, используя только скорость, с которой газы покидают турбину.

Таким образом, роль газовой турбины как в ТРД, так и тем более в ТВД очень велика, причем газовая турбина является наиболее напряженным агрегатом двигателя, так как ее элементы подвержены большому механическим напряжениям при высокой температуре материала. Трудности, связанные с необходимостью обеспечить надежную работу турбины, а также получить приемлемый к. п. д. ее, в основном и явились причиной задержки в развитии газовых турбин.

Эти трудности особенно усугубляются при создании авиационных газовых турбин, к которым предъявляются следующие основные требования:

1) надежность работы (ввиду тяжелых последствий в случае аварии);

2) высокая экономичность как на номинальном, так и на крейсерских режимах (в противном случае чрезмерно увеличивается полетный вес самолета);

3) малые вес и габариты.

Последнее требование приводит к необходимости использования больших тепловых перепадов в одной ступени турбины, что в свою очередь обуславливает применение больших окружных скоростей, углов поворота струи, чисел M при входе в колесо и т. д.; эти обстоятельства затрудняют выполнение первых двух требований.

Только в течение последнего десятилетия, благодаря успехам металлургии и теории лопаточных машин, а также накопленному опыту по стационарным паровым турбинам и турбинам турбокомпрессоров, служащих для наддува авиационных поршневых двигателей, удалось достичь значительных успехов в создании газовых турбин, в частности, авиационных.

§ 2. ПРИНЦИП РАБОТЫ ГАЗОВОЙ ТУРБИНЫ И ЭЛЕМЕНТЫ ТРЕУГОЛЬНИКОВ СКОРОСТЕЙ

Газовая турбина является лопаточной машиной; ее теория опирается на термодинамику газов и гидродинамику лопаточных решеток (лопаточной решеткой называется система бесконечного числа одинаковых и равно отстоящих профилированных лопастей).

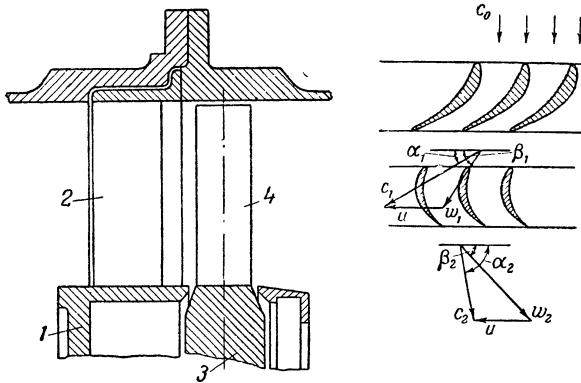
Элементами, преобразующими энергию газа в турбине, являются неподвижный сопловой аппарат 1 с сопловыми лопатками 2 (фиг. 3) и вращающееся колесо 3 с рабочими лопатками 4.

Газовый тракт турбины начиная от входа в сопловой аппарат и кончая выходом из рабочего колеса называется проточной частью турбины.

При рассмотрении процессов в турбине мы будем снабжать обозначения параметров газа индексами, установившимися в теории турбин, а именно: значками «0» — до соплового аппарата, «1» — в зазоре между сопловым аппаратом и колесом и «2» — после колеса.

Работа турбины заключается в следующем. Сжатый и нагретый газ со скоростью c_0 поступает в межлопаточные каналы соплового аппарата, имеющие в большинстве случаев сужающуюся форму, где происходит частичное преобразование располагаемой энергии давления в кинетическую энергию вытекающей струи, в силу чего скорость газа увеличивается от c_0 до c_1 . Давление и температура газа при этом, конечно, падают.

Выйдя из соплового аппарата под углом α_1 к плоскости вращения турбины, газы с относительной скоростью w_1 и под углом β_1 попадают в рабочее колесо турбины, которое под действием газо-



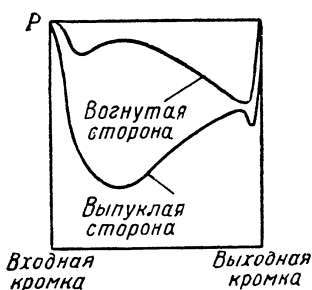
Фиг. 3. Проточная часть осевой газовой турбины.

вой струи вращается с окружной скоростью u . В каналах между рабочими лопатками происходит дальнейшее расширение газа, а следовательно, уменьшение его давления и температуры. Часть кинетической энергии газа, полученная в сопловом аппарате и рабочем колесе, превращается в механическую работу вращения турбины, в результате чего скорость газа уменьшается от c_1 до c_2 , с которой газ выходит из колеса с одновременным резким изменением ее направления; при этом в относительном движении газ имеет скорость w_2 , направленную под углом β_2 к плоскости вращения. Работа на валу турбины получается в результате изменения количества движения газа, протекающего через рабочее колесо, поэтому назначение лопаточной решетки по существу заключается в том, чтобы повернуть газовую струю в нужном направлении.

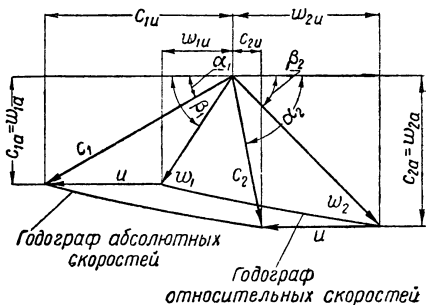
Так же, как в случае крыла, давление на вогнутой стороне лопатки оказывается больше, чем на выпуклой, как это хорошо видно на фиг. 4, на которой приведено примерное распределение давлений по профилю турбинной лопатки. Под влиянием этой разности давлений, т. е. подъемной силы, происходит вращение лопа-

ток и связанного с ними колеса. Следует отметить, что появление положительного градиента давления в направлении от выпуклой к вогнутой стороне лопатки обуславливается криволинейностью межлопаточного канала: частица газа, протекая по каналу, оказывается под воздействием центробежной силы, которая стремится отбросить ее к периферии, т. е. к вогнутой части лопатки, что и вызывает появление градиента давления в канале.

Газ, протекая по каналу, участвует в относительном движении (по отношению к условно остановленным лопаткам) со скоростью ω и в переносном (вращательном) движении совместно с лопаткой



Фиг. 4. Примерное распределение давлений по профилю турбинной лопатки.



Фиг. 5. Треугольники скоростей.

со скоростью u . Как известно из механики, векторная сумма относительной и переносной скорости является вектором абсолютной скорости, т. е.

$$\vec{c} = \vec{\omega} + \vec{u}.$$

Векторные диаграммы скоростей газа до входа в рабочее колесо и после выхода из него показаны на фиг. 3. Обычно эти треугольники скоростей рисуют рядом, как показано на фиг. 5. Величины абсолютных скоростей c_1 и c_2 , а также относительных скоростей w_1 и w_2 не одинаковы вдоль ширины канала из-за наличия градиента давления и отличия действительного обтекания решетки от потенциального обтекания ее невязкой и несжимаемой жидкостью, что вызывает появление срывных вихревых зон, трения в пограничном слое, скачков уплотнения и пр.; кроме того, проходное сечение турбины загромождено кромками лопаток, за которыми образуются вихревые зоны, что также способствует неравномерности скоростного поля. Поэтому под скоростями c_1 и w_1 , а также c_2 и w_2 следует понимать скорости невозмущенного потока газа вдали от колеса как до него, так и за ним. Практически скоростями c_1 и w_1 нужно считать осредненные абсолютную и относительную скорости газа в осевом зазоре между направляющей и рабочей

решетками при условии заполнения газом всего кольцевого сечения. Так же определяются и скорости c_2 и ω_2 , но в сечении за турбиной.

Составляющая скорости газа в плоскости вращения турбины называется *окружной* составляющей скорости и снабжается индексом u , а в перпендикулярном направлении — *осевой* составляющей скорости (поскольку она параллельна оси турбины) и снабжается индексом a . Окружная составляющая скорости характеризует работу на валу турбины, а осевая составляющая — объемный расход газа через турбину.

Абсолютная скорость газа по мере продвижения его по каналу изменяется от величины $\bar{c}_1$ до $\bar{c}_2$, а относительная скорость — от $\bar{\omega}_1$ до $\bar{\omega}_2$. Если нанести геометрические места концов векторов $\bar{c}$ и $\bar{\omega}$, соответствующих промежуточным значениям абсолютной и относительной скоростей, то получим так называемые годографы скоростей $\bar{c}$ и $\bar{\omega}$.

Под углами α_1 , а также β_1 и β_2 следует понимать углы (также осредненные), которые имеет поток после выхода из соплового аппарата, а также до входа в рабочее колесо и после выхода из него. Углы потока обычно не совпадают с конструктивными углами лопаток (подробнее см. стр. 152—153). Поэтому одна из задач экспериментального исследования решеток состоит в том, чтобы определить, какие конструктивные углы лопаток обеспечивают получение тех направлений потока до решетки и за ней, которые задаются тепловым расчетом турбины.

§ 3. КЛАССИФИКАЦИЯ ГАЗОВЫХ ТУРБИН

Газовые турбины по тепловому циклу, осуществляемому в них, можно разделить на три вида:

а) газовые турбины с постоянным давлением сгорания (турбины $p=\text{const}$);

б) газовые турбины с постоянным объемом сгорания (турбины $v=\text{const}$);

в) пульсирующие газовые турбины.

Газовые турбины $p=\text{const}$, у которых процесс сгорания происходит в открытой камере, а следовательно, при постоянном давлении, применяются во всех современных газотурбинных двигателях.

Принцип работы такой газовой турбины был рассмотрен выше.

Газовыми турбинами с постоянным объемом сгорания называются такие турбины, у которых процесс сгорания происходит в замкнутом объеме камеры (фиг. 6). Камера сгорания такой турбины имеет всасывающий клапан 1 и выхлопной клапан 2. После заполнения камеры воздухом всасывающий клапан закрывается и происходит сгорание топлива, сопровождающееся резким возрастанием температуры и давления газа. После этого открывается выхлопной клапан 2 и происходит истечение газа, в результате

чего давление и температура газа в камере уменьшаются. Затем происходит продувка камеры и заполнение ее свежим зарядом.

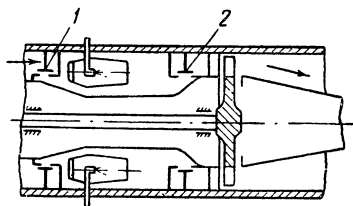
В турбинах $v=\text{const}$ получается большая удельная мощность (т. е. мощность, приходящаяся на 1 кг газа) и несколько лучшая экономичность термического цикла по сравнению с турбинами $p=\text{const}$. Несмотря на это, турбины $v=\text{const}$ до сих пор не нашли применения в авиационных двигателях, в основном, по следующим причинам:

1. Трудно обеспечить надежную работу клапанов, омываемых газами с высокой температурой.

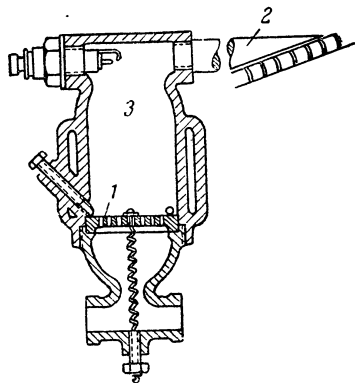
2. Наличие клапанов намного усложняет конструкцию камеры сгорания.

3. Увеличиваются гидравлические потери в двигателе, так как, во-первых, газ мнется при течении через клапаны и, во-вторых, турбина работает при переменном давлении в камере, а это увеличивает потери в ней, потому что лишь в какой-то определенный момент на протяжении цикла получается так называемый расчетный режим. Во всех остальных случаях обтекание лопаточной решетки будет сопровождаться увеличенными потерями.

4. Увеличивается опасность появления вибраций турбинных лопаток из-за пульсации потока.



Фиг. 6. Схема турбины с постоянным объемом сгорания.



Фиг. 7. Схема пульсирующей турбины инж. Караводина.

Промежуточное положение между турбинами $p=\text{const}$ и $v=\text{const}$ занимают пульсирующие турбины. На фиг. 7 приведена схема пульсирующей турбины, впервые предложенной русским инженером В. В. Караводным в 1908 г. Камера этого двигателя имеет только всасывающий клапан 1, выпускного клапана нет. Двигатель бескомпрессорный; инерция газового столба, быстро вытекающего из длинной выпускной трубы 2, вызывает разрежение в камере 3, под воздействием которого открывается клапан и происходит заполнение камеры свежей смесью.

Возрастание давления в камере в процессе сгорания смеси зависит от скорости выделения тепла. Чем быстрее будет происходить