

УДК 629.038

ПРИМЕНЕНИЕ РОТОРНО-ЛЕПЕСТКОВЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ В АВИАЦИИ

Котов В.М.

Филиал «Институт атомной энергии» РГП НЯЦ РК, Курчатов, Казахстан

Переход авиации на турбореактивные двигатели, активно начавшийся в сороковые годы 20-го столетия, позволил существенно повысить скорости полетов, за счет устранения проблем, связанных с особенностями работы пропеллера на больших скоростях. Долгие годы полеты с турбореактивными двигателями на относительно малых скоростях (до 500–700 км/час) были менее экономичными, чем на поршневых пропеллерных самолетах. Развитие технологии авиационных турбин во многом устранило недостатки в области экономичности. Однако, сами двигатели стали сложнее, дороже, а темпы повышения экономичности в последние годы невелики. Повышаются общие расходы топлива в связи с ростом объемов перевозок. Многие проблемы в данном направлении могут быть решены при использовании экономичных роторно-лепестковых двигателей внутреннего сгорания. Показаны возможные технические решения развития данного направления.

ВВЕДЕНИЕ

Роторно-лепестковые двигатели являются машинами объемного действия, как и поршневые. На рисунке 1 показана схема такого двигателя. Его отличием от поршневого, помимо конструктивных, является малые потери механической энергии [1]. Это позволяет поднять КПД до уровня ~46,5% при степенях сжатия и расширения 8–10, характерных для поршневых двигателей.

Особенностями роторно-лепесткового двигателя является проведение процессов сжатия топливной смеси и расширения продуктов сгорания в различных камерах, проведение рабочих процессов цикла за один оборот вала двигателя. Конструкция роторно-лепесткового двигателя обеспечивает хорошие условия герметизации между полостями впуска и сжатия камеры сжатия, и полостей расширения и выпуска камеры расширения.

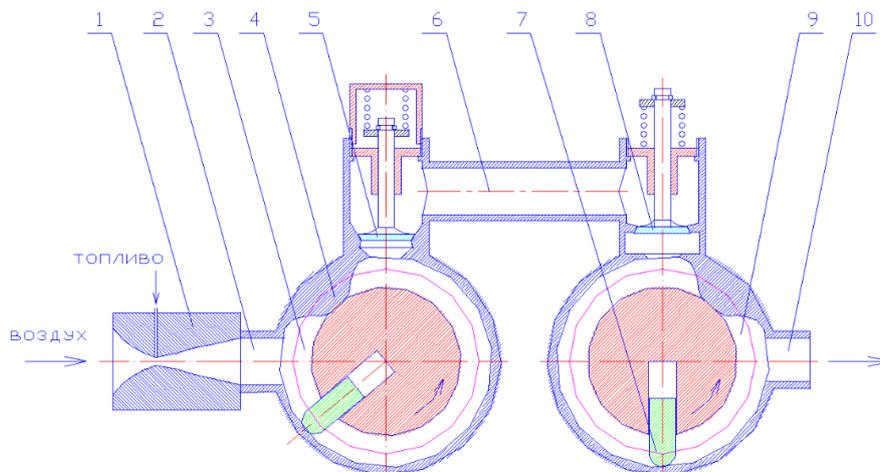
В работе [2] рассмотрен вариант роторно-лепесткового двигателя с увеличенной степенью расширения продуктов горения, аналогично по действию из-

вестным решениям [3, 4]. Малые потери механической энергии позволяют с успехом реализовать такой цикл (в отличие от поршневых машин). При давлении выхлопных газов близком к атмосферному становится возможным получить КПД на уровне до 60%.

Такие характеристики роторно-лепесткового двигателя позволяют рассчитывать на их успешное применение в различных областях техники, в том числе в авиации.

ОПТИМИЗАЦИЯ РЛД ДЛЯ ВЫСОТНЫХ ПОЛЕТОВ

Характеристики роторно-лепестковых двигателей для различных условий расширения продуктов горения представлены в таблице 1. Следует отметить, что только в вариантах со степенью расширения близкой к степени сжатия на уровне 8–11, представленном в таблице 1, обеспечивается компактность самого двигателя и технологичность тракта впуска смеси в расширительную камеру.



1 – карбюратор, 2 – входной патрубок, 3 – входная полость камеры сжатия, 4 – горка, 5 – клапан камеры сжатия, 6 – канал перепуска топливной смеси, 7 – лепесток, 8 – клапан камеры расширения, 9 – полость выпуска камеры расширения, 10 – патрубок выхлопа продуктов горения

Рисунок 1. Схема роторно-лепесткового двигателя

Таблица 1. Характеристики роторно-лепестковых двигателей в различных условиях работы

№	Параметр	Значение			
1	Степень сжатия	8,0			
2	T максимум, К	3057			
3	Высота полета, км	0,0	4,5	10,0	
4	Степень расширения	11,0	25	40,0	70,0
5	Мощность, о.е.	1,00	1,23	1,34	1,45
6	T выхода, К	1321	991	841	691
7	P выхода, ата	3,2	1,05	0,56	0,26
8	КПД, %	48,7	60	65,1	69,9

При больших степенях расширения угол открытия клапана становится очень малым. Угол открытия клапана впуска смеси в рабочую камеру (камеру расширения) φ рассчитывается по формуле $\varphi = (360 - \varphi_r) / \varepsilon$, где φ_r – угол, занимаемый горкой, ε – степень расширения продуктов сгорания топлива. Так, для степени расширения 70 и угле горки 90 градусов он равен 3,86 градуса, что отрицательно влияет, в первую очередь, на допустимую скорость вращения вала двигателя, и как следствие – его мощность, материалоемкость, усложнение конструкции клапанного механизма.

В работе [2] рассмотрен вариант повышения КПД роторно-лепесткового двигателя за счет использования тепловой энергии выхлопных газов дополнительным двигателем, работающим как двигатель с внешним подводом тепловой энергии. Однако, такая схема обладает серьезным недостатком, особенно для авиационного варианта – она требует использования теплообменника, габариты и масса которого будут достаточно большими.

Устранение этих недостатков может быть основано на использовании схемы гибридного двигателя, включающего роторно-лепестковый двигатель, работающий со степенью расширения несколько большей степени сжатия, и турбину, обеспечивающую на своем выходе равенство давления выхлопных газов давлению внешней атмосферы. Увеличение степени расширения над степенью сжатия обеспечивает снижение температуры выхлопных газов. Такое решение обеспечит компактность роторно-лепесткового двигателя и надежность работы турбины.

Особенностью работы турбин является снижение КПД за счет потерь при обмене энергией между газовым потоком и лопатками в турбине. Меньшая мощность турбины против роторно-лепесткового двигателя обеспечивает небольшое падение общего КПД гибридного двигателя.

Значения мощностей и КПД гибридного двигателя для степени расширения в роторно-лепестковом двигателе равной 11 и конечных степенях расширения за турбиной представлены в таблице 2. Потери энергии при ее передаче от газа к лопаткам турбины во всех случаях приняты равными 8% от энергии выхлопных газов роторно-лепесткового двигателя.

Таблица 2. Характеристики гибридного двигателя

№	Параметр	Значение			
		11,0	25	40,0	70,0
1	Степень расширения общая	11,0	25	40,0	70,0
2	Степень расширения в турбине	1,0	2,27	3,64	6,36
3	Мощность РЛД, о.е.	1,00			
4	Мощность турбины, о.е.	0	0,212	0,313	0,414
5	КПД, %	48,7	59	64	68,6
6	T выхлопа РЛД, К/°С	1321/1048			
6	T выхлопа всего двигателя, К/°С	1320/1047	991/718	840/567	691/418

Во всех случаях температура выхлопных газов на входе в турбину близка к 1000 °С, что обеспечивает хорошие условия ее работоспособности при использовании сравнительно дешевых материалов за счет выбранного соотношения степеней сжатия и расширения в роторно-лепестковом двигателе. Давление воздуха на входе роторно-лепесткового двигателя принято равным 1,0 ата на всех высотах полета за счет скоростного напора набегающего потока [5].

ВАРИАНТЫ ПРИМЕНЕНИЯ

Пропеллерные движители

Первым вариантом можно рассмотреть по аналогии с ДВС использование пропеллера как нагрузки гибридного роторно-лепесткового двигателя с турбиной и движителя самолета. В этом случае для малых высот полета, считая КПД в прототипных поршневых и турбовинтовых двигателях равным 35%, расход топлива в предлагаемом варианте будет меньшим в 1,4 раза меньшим. При полетах на больших высотах (10 км) расход топлива будет меньше прототипного в 1,96 раза. При полете на заданное расстояние расход будет меньшим более, чем в 2 раза за счет снижения массы топлива в самолете. Так, для самолета ИЛ-114 при полете на дальность 1000 км число пассажиров может быть увеличено с 64 до ~80. Соответственно, затраты топлива на одно место уменьшатся в ~2,5 раза.

Привод компрессора в турбореактивных двигателях

Становится эффективным использование гибридного роторно-лепесткового двигателя с турбиной в качестве привода компрессора турбореактивного двигателя. Привод компрессора таких двигателей от поршневых ДВС исследовался в сороковых годах 20 века. Большая масса поршневых ДВС и их небольшой КПД заставили отказаться от такой схемы.

Рассмотрим особенности работы турбореактивного двигателя и его модификации с приводом компрессора от вспомогательного двигателя. На рисунке 2 приведены характеристики такого двигателя. Линия АВ соответствует сжатию воздуха компрессором. Линия ВС – изобарическому горению топливной смеси. Линия ВС+CD представляет работу турбины двигателя, величина которой равна работе компрессора. Линия DE показывает работу, идущую на создание тяги двигателя.

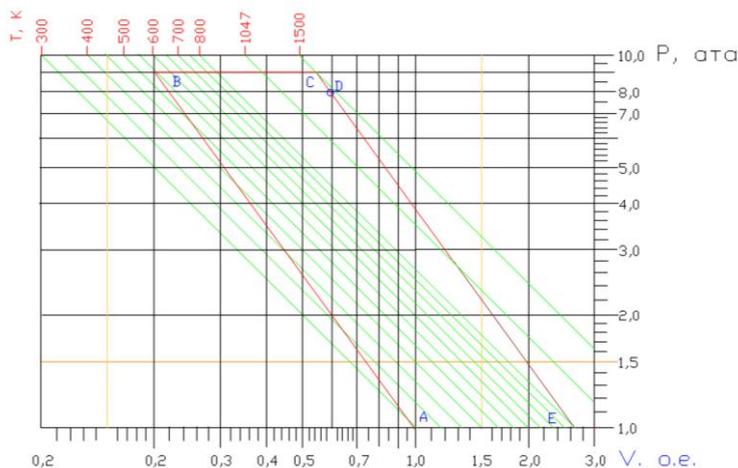


Рисунок 2. Диаграммы работы вариантов турбореактивного двигателя

Использование двойного логарифмического масштаба на данном рисунке позволяет представить температурные режимы каждого процесса. Приведенные на рисунке 2 характеристики соответствуют работе достаточно экономичного турбореактивного двигателя. Его параметры в расчете на один грамм воздуха: мощность компрессора 195 Вт, мощность газов, создающих тягу, 470 Вт, мощность сгорания топлива 966 Вт. КПД двигателя – 48%.

Положительный эффект использования гибридного роторно-лепесткового двигателя с турбиной для привода компрессора обусловлен тремя факторами:

- большим КПД гибридного двигателя;
- большей эффективностью реактивного двигателя при повышении давления и температуры в его камере;
- устранением наиболее дорогостоящих элементов турбореактивного двигателя – турбины со сложной схемой охлаждения, использованием высокотемпературных материалов.

При использовании гибридного двигателя при том же расходе воздуха расход топлива увеличится на величину, обеспечивающую мощность компрессора. Мощность сгорания топлива составит 1243 Вт. Мощность газов, создающих тягу, 777 Вт (линии ВС+СЕ). КПД двигателя составит 62,5%, что на 28% больше прототипного решения. Данный расчет является консервативным, т.к. не учитывает повышение эффективности реактивного двигателя при повышении давления и температуры в его камере.

Привод компрессора «второго контура»

Современные экономичные турбореактивные двигатели являются двухконтурными. В них существенная часть мощности развиваемой турбиной направляется на работу компрессора (вентилятора) второго контура. В определенных пределах, чем выше степень двухконтурности, тем выше экономичность такого двигателя.

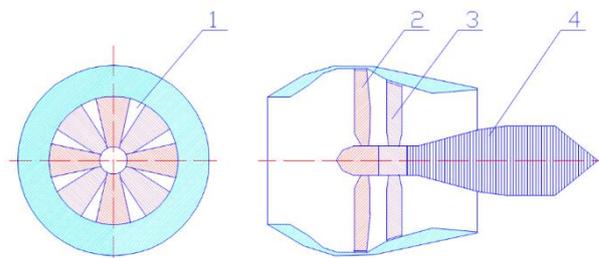
По существу, компрессор второго контура является модифицированным пропеллером, работающем в

воздушном потоке имеющим скорость меньшую скорости набегающего на диффузор потока воздуха. Это обеспечивает высокий КПД компрессора второго контура в сравнении с пропеллером, работающим в «открытом» воздухе на высокой скорости полета (более 700 км/час, как минимум до скорости звука).

Роторно-лепестковый двигатель позволяет существенно упростить схему двухконтурного двигателя при замене компрессора и турбины турбореактивного двигателя на гибридный двигатель, передающий свою энергию компрессору «второго» контура. «Вторым» контуром в этой схеме будет тракт за диффузором, обеспечивающий снижение скорости набегающего потока воздуха до заданной величины. Правильнее было бы назвать такую схему двигателем с трансформатором воздушного потока.

Помимо возможности увеличения КПД такого двигателя (рисунок 3) в нем обеспечивается упрощение конструкции за счет использования меньшего числа лопастей вентилятора, работающего в более просторном контуре, в ряде случаев и снижение потерь на трение в контуре трансформатора.

Следует отметить, что диаметр пропеллеров в предлагаемом варианте будут меньше их диаметров в варианте размещения в открытом воздушном потоке за счет увеличения плотности воздуха.



1 – диффузор, 2 – вентилятор правого вращения, 3 – вентилятор левого вращения, 4 – гибридный роторно-лепестковый с турбиной

Рисунок 3. Двигатель с трансформатором потока и приводом от гибридного

ОЧЕРЕДНОСТЬ РАБОТ

Внедрение роторно-лепесткового двигателя и гибридного варианта с его использованием потребует проведения достаточно большого объема расчетных, конструкторских и экспериментальных работ, направленных на оптимизацию характеристик различных вариантов.

Наиболее ответственное направление этих работ связано с конструкцией самого роторно-лепесткового двигателя и его стыковкой с турбиной, обеспечивающих надежную работу в диапазоне высот от приземных до 10–12 км.

В настоящее время проработан вариант роторно-лепесткового двигателя с золотниковым распределителем сжатой топливной смеси в канал перепуска и из канала перепуска в рабочую камеру (сгорания и расширения). Такая конструкция имеет меньшие габариты против клапанного варианта, меньшую материалоемкость и большую надежность работы.

Работы над конструкцией роторно-лепесткового двигателя с золотниковым распределителем должны быть выполнены в первую очередь.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Инновационный роторно-лепестковый двигатель внутреннего сгорания обеспечивает достижение высокого коэффициента полезного действия за счет присущих ему малых потерь на трение в конструкции объемного действия.

При расширении продуктов сгорания до атмосферного давления на высотах полета свыше 10 км достижимо получение коэффициента полезного дей-

ствия до 70%. В таких условиях рационально использовать роторно-лепестковый двигатель в сочетании с турбиной на его выходе, что обеспечивает оптимизацию условий работы исходного двигателя при сравнительно малой температуре на входе в турбину.

Такой гибридный двигатель наиболее просто связывается с пропеллерным движителем. Высокий коэффициент полезного действия такой системы позволяет снизить расход топлива на единицу мощности в 1,95 раза. С учетом возможного снижения массы топлива расход топлива в расчете на единицу массы полезной нагрузки снижается более, чем в 2 раза.

Возможна модификация турбореактивного двигателя в которой привод компрессора обеспечивается гибридным роторно-лепестковым двигателем в сочетании с турбиной на его выходе. Оценочные расчеты показывают возможность снижения расхода топлива на единицу тяги на 28%. В такой конструкции отсутствуют сложности, обусловленные работой лопаток турбины в газовом потоке с высокой температурой, за счет отсутствия самих турбин. Уменьшается стоимость двигателя.

Возможна модификация двигателя на основе использования гибридного двигателя для привода вентилятора, установленного в трансформатор воздушного потока, обеспечивающего местное снижение скорости потока по сравнению со скоростью набегающего на сопло потока. Такая схема обеспечивает экономические характеристики пропеллерного варианта при возможности увеличения скорости полета, как минимум, до звуковой.

ЛИТЕРАТУРА

1. В.М. Котов. Роторно-лепестковый двигатель. // Патент Республики Казахстан № 31698 от 15 декабря 2016 г.
2. В.М. Котов. Роторно-лепестковые тепловые машины. // Москва. Academy, №3 (18), 2017 г.
3. Patent No 367496, dated August 2, 1887. United States Patent Office, James Atkinson, of Hampstead, County of Middlesex, England.
4. Patent No 2670595, dated Mar. 2, 1954. United States Patent Office, Ralph Miller, Milwaukee.
5. В.М. Акимов, В.И. Бакулев, С.М. Шляхтенко и другие. Теория и расчёт воздушно-реактивных двигателей. // Учебник для вузов. 2-е издание. М.: Машиностроение, 1987.

РОТОРЛЫ-ЖАПЫРАҚТЫ ҚОЗҒАЛТҚЫШТАРДЫ АВИАЦИЯДА ҚОЛДАНУ

В.М. Котов

ҚР ҰҰО РМК «Атом энергиясы институты» филиалы, Курчатов, Қазақстан

Авиацияның 20-шы ғасырдың қыркыншы жылдары белсенді басталған турбореактивті қозғалтқыштарға ауысуы, үлкен жылдамдықтарда пропеллер жұмысының ерекшеліктерімен байланысты мәселелерді жою арқылы ұшу жылдамдықтарын едәуір арттыруға мүмкіндік берді. Аз жылдамдықтағы турбореактивтілік қозғалтқыштармен ұшу, ұзақ жылдар бойы піспекті пропеллерлік ұшақтарға қарағанда азүнемді (500 ден 700 км/сағ) болды. Авиациялық турбиналар технологиясын дамыту көп жағдайда үнемділік саласында ақауларды жойды. Бірақ, қозғалтқыштардың өзі күрделі және қымбат болды, ал соңғы жылдары үнемділігін арттыру екіпіндері үлкен емес. Тасымалдаудың мөлшерінің өсуіне байланысты отынның жалпы шығындары артады. Осы бағыттағы көп мәселелер үнемді роторлы-жапырақты іштей жану қозғалтқыштарын пайдалану кезінде шешілуі мүмкін болады. Осы бағытты дамыту мүмкін болатын техникалық шешімдері көрсетілді.

USE OF ROTARY-PETAL ENGINES IN AVIATION

V.M. Kotov

Branch "Institute of Atomic Energy" RSE NNC RK, Kurchatov, Kazakhstan

Transition of aviation to turbojet engines, which started actively in the forties of the 20th century, enabled significantly increasing flight speeds due to eliminating problems associated with peculiarities of propeller operation at high speeds. For many years, flights with turbojet engines at relatively low speeds (up to 500–700 km/h) were less cost-effective than on piston propeller airplanes. Development of aviation turbine technology has largely eliminated disadvantages of cost-effectiveness. However, engines themselves have become more complicated, more expensive, but in recent years, the rate of increase in efficiency has been slow. The total fuel consumption increases due to the increase in traffic volume. Many problems in this area can be solved by using cost-efficient rotary-petal engines of internal combustion. Possible technical solutions for development of this area are shown.