



АВИАЦИОННЫЙ ДВИГАТЕЛЬ

Авторы: М. Ю. Куприков

АВИАЦИОННЫЙ ДВИГАТЕЛЬ, агрегат силовой установки (СУ) летательного аппарата (ЛА), который служит для создания потенциальной энергии и трансформации её в кинетическую энергию движения ЛА (самолёт, вертолёт, крылатая ракета, дирижабль и т.п.). В зависимости от принципа действия авиационные двигатели подразделяют на поршневые двигатели внутреннего сгорания, [реактивные двигатели](#), [ракетные двигатели](#), паровые двигатели, ядерные, электрические двигатели. Основные требования к авиационным двигателям: высокие надёжность, ресурс работы и топливная экономичность (требования по удельному расходу топлива), тяговооружённость, малые масса, размеры и форма при необходимых тяге или мощности. Состав СУ зависит от типа двигателя и типа ЛА (винтовой или реактивный, дозвуковой или сверхзвуковой) и включает в себя входные ([воздухозаборник](#) и средства его регулирования, защиту от обледенения и пыли) и выходные устройства (реактивное сопло, шумоглушитель, реверсивное устройство), канал воздуховода, газогенератор (компрессор, камера сгорания, турбина), [форсажную камеру](#) сгорания, [двигатель](#) (винт), топливную систему (топливные баки, насосы, подсистему заправки, заправки топливом в полёте, аварийного слива топлива в полёте и т.д.), масляную систему, систему пожаротушения, узлы крепления и гондолу размещения (обтекаемая оболочка) и др.

Степень интеграции или дезинтеграции с агрегатами и системами СУ зависит от конструктивного исполнения. В авиационных двигателях, собранных по модульной схеме, газогенератор изолирован (двигатель ПД-14, разработчик АО «Авиадвигатель», г. Пермь; двигатель Pratt & Whitney PW1000G разработки фирмы «Pratt & Whitney», США). У большинства авиационных двигателей газогенератор объединён с сопловым аппаратом, реверсивным аппаратом, форсажной камерой и т.д. У гиперзвуковых ЛА воздухозаборником двигателя является весь нижний корпус

фюзеляжа (Ту-2000).

Типы двигателей, которые находятся в эксплуатации в авиации: двигатель внутреннего сгорания (ДВС); воздушно-реактивный двигатель (ВРД); турбореактивный двигатель (ТРД), прямоточный воздушно-реактивный двигатель (ПВРД), турбовинтовой двигатель (ТВД), турбовинтовентиляторный двигатель (ТВВД); ракетный двигатель.

К концепции авиационных двигателей прошлого относится паровой авиационный двигатель.

Перспективные концепции: атомный (ядерный) авиационный двигатель; авиационный электрический двигатель; солнечный парус; космический лифт.

Двигатель внутреннего сгорания

Двигатель внутреннего сгорания (поршневой двигатель – ПД), в котором тепловая энергия расширяющихся газов, образовавшаяся в результате взрыва топливовоздушной смеси в замкнутом объёме, преобразуется в механическую работу поступательного движения поршня за счёт расширения рабочего тела (газообразных продуктов сгорания топлива) в цилиндре, в который вставлен поршень.

Поступательное движение поршня преобразуется во вращение коленчатого вала кривошипно-шатунным механизмом. В качестве топлива в поршневых двигателях внутреннего сгорания используются: жидкости (дизельное топливо, бензин, спирты); сжиженные горючие газы. Эффективный КПД поршневого двигателя не превышает 60%. Остальная тепловая энергия распределяется между теплом выхлопных газов и нагревом конструкции двигателя. Поскольку последняя характеристика весьма существенна, поршневые двигатели нуждаются в системе интенсивного охлаждения. Различают следующие системы охлаждения: воздушные (двигатель АШ-62), отдающие избыточное тепло окружающему воздуху через ребристую внешнюю поверхность цилиндров; используются в двигателях сравнительно небольшой мощности (десятки кВт) или в более мощных авиационных двигателях, работающих в быстром потоке воздуха; жидкостные (двигатель АМ-35А), в которых охлаждающая жидкость (вода, масло или антифриз) прокачивается через рубашку охлаждения (каналы, созданные в

стенках блока цилиндров) и затем поступает в радиатор охлаждения, где теплоноситель охлаждается потоком воздуха, созданным вентилятором.

С момента зарождения авиации и до конца Второй мировой войны поршневые двигатели были основным типом авиационных двигателей, образующих в сочетании с движителем – воздушным винтом – силовые установки ЛА (Ла-5 с мотором жидкостного охлаждения М-105П; Як-3 с двигателем ВК-105ПФ2; МиГ-3 с мотором АМ-35А). В целях повышения высоты и скорости полёта в поршневых авиационных двигателях нашли применение системы наддува, что позволило в 1940-х гг. повысить мощность силовых установок до 3000–3500 кВт. Однако характерное для винтомоторных силовых установок падение тяги с ростом скорости полёта не позволяло самолётам с поршневыми авиационными двигателями достигать скоростей выше 700–750 км/ч, что сохранило применение поршневых авиационных двигателей только в самолётах лёгкой авиации [Як-18Т (двигатель М-14П), Ил-103 (двигатель Teledyne Continental Motors IO-360ES), Бе-103 (двигатель TCM IO-360)]; самолётах спортивной авиации [Су-26 (двигатель М-14Х), Су-31(М-14ПФ), Як-52 (двигатель М-14Х)]; самолётах авиации общего назначения [Ан-2 (двигатель АШ-62), Ан-14 (двигатель АИ-14РФ)].

Реактивный двигатель

Существенный рост скорости и высоты полёта обеспечили появление в конце 1940-х гг. силовых установок на базе воздушно-реактивных двигателей, тяговая мощность которых растёт с увеличением скорости полёта. Применение ВРД позволило вначале освоить околосвуковые скорости полёта, а затем достичь на пилотируемых ЛА скоростей, в 2–3 раза превышающих скорость звука. По принципу сжатия воздуха ВРД подразделяют на компрессорные и бескомпрессорные, в зависимости от вида создаваемой тяги – на двигатели прямой и непрямой реакции. В таких авиационных двигателях выделяющаяся при сгорании топлива в сжатом атмосферном воздухе тепловая энергия превращается в кинетическую энергию истекающего из сопла двигателя газа, при этом возникает сила реакции (тяга двигателя). Основой реактивной авиации служит [газотурбинный двигатель](#) (ГТД). В отличие от поршневого двигателя, в ГТД процессы происходят в потоке движущегося газа. Простейшую

конструкцию ГТД можно представить как трубу, по оси которой расположен вал, на нём находятся два диска с лопатками, впереди диск компрессора, а позади — турбины, в промежутке между ними установлена камера сгорания. Принцип работы ГТД заключается в подаче воздуха на вход в двигатель через воздухозаборник. Всасывание и сжатие атмосферного воздуха в компрессоре, подача его в камеру сгорания происходит за счёт вращения компрессора, закреплённого на одном валу с турбиной. Сжатый атмосферный воздух перемешивают в камере сгорания с топливом для образования топливо-воздушной смеси (ТВС) и воспламеняют при помощи свечи зажигания. Расширение газов при сгорании ТВС формирует вектор давления газа, направленный в сторону меньшего сопротивления (к лопаткам турбины). Энергия газообразных продуктов сгорания (в газовой турбине) преобразуется в механическую работу, часть которой расходуется на сжатие воздуха в компрессоре, остальная (основная) часть энергии нагретых газов используется для получения с помощью дополнительной турбины полезной механической работы на валу двигателя (например, для вращения воздушного или несущего винта или для увеличения кинетической энергии газов, создающих реактивную тягу). С увеличением количества подаваемого ТВС (добавление «газа») возрастает число оборотов как турбины, так и компрессора, что позволяет подать в камеру сгорания и сжечь ещё больше топлива; вследствие этого создаётся бóльшая энергия выбрасываемых газов, направленная для вращения дополнительной турбины и повышения реактивной силы.

Газовоздушная смесь (ГВС) расширяется, и часть её энергии преобразуется в турбине через рабочие лопатки в механическую энергию вращения основного вала.

В качестве топлива главным образом используют авиационный керосин, спирт и измельчённый уголь. В России и странах СНГ, эксплуатирующих советскую авиатехнику, используются следующие типы авиационного топлива: ТС-1 – в РФ производится по ГОСТ 10227-86 (прямогонная фракция нефти 150–250 °С либо смесь прямогонных и гидроочищенных фракций нефти). Это самый массовый вид авиационного топлива на территории РФ и стран СНГ, предназначенный для всех типов турбовинтовых и дозвуковых турбореактивных двигателей, также на нём эксплуатируются самолёты зарубежных производителей; по своим характеристикам и области применения примерно соответствует зарубежному керосину Jet-A. Другим

видом топлива, используемым в авиации РФ, является высококачественное топливо марки РТ (нефтяная фракция 135–280 °С с полной гидроочисткой; имеет низкие смазывающие свойства). В процессе производства в него вводятся антиокислительная и антиизносная присадки. Предназначено для турбореактивных дозвуковых и некоторых сверхзвуковых самолётов (Су-27, Ту-22М3 и др.).

Применяется также в качестве резерва топлива ТС-1. Зарубежных аналогов для данного топлива нет. Реактивные топлива марок Т-6 и Т-8В используются для двигателей некоторых сверхзвуковых самолётов (например, двигатель Р15БД-300 самолёта МиГ-25, двигатель Д-30Ф6 самолёта МиГ-31); производятся по очень сложной технологии с гидроочисткой и введением присадок. Эти топлива производятся только для нужд Министерства обороны РФ.

Как и во всех циклических тепловых двигателях, чем выше разница между «нагревателем» и «охладителем», тем выше топливный КПД. Сдерживающим фактором является жаростойкость конструкционных материалов (способность стали, сплавов никеля, керамики или других материалов выдерживать температуру и давление). Для предупреждения разрушения деталей двигателя при их изготовлении используют жаропрочные сплавы и термобарьерные покрытия. Значительная часть инженерных разработок направлена на то, чтобы отводить тепло от частей турбины. Также применяется система охлаждения воздухом, отбираемым от средних ступеней компрессора. Для этого вал и лопатки турбины делают полыми. Чем меньше двигатель, тем выше должна быть частота вращения вала(ов), необходимая для поддержания максимальной линейной скорости лопаток. Т. е. скорость вращения турбинных лопаток определяет давление и, соответственно, получение максимальной мощности, которая может быть достигнута независимо от размера двигателя. Реактивные двигатели, которые производят тягу главным образом от прямого импульса выхлопных газов, называются турбореактивными двигателями (ТРД). Те двигатели, которые создают тягу от туннельного вентилятора, часто называются турбовентиляторными (ТВД). Турбореактивный двигатель с форсажной камерой (ТРДФ) – модификация ТРД, применяемая в основном на сверхзвуковых самолётах. Между турбиной и соплом устанавливается дополнительная форсажная камера, в которой сжигается дополнительное горючее. В результате происходит увеличение

тяги (форсаж) до 50%, но расход топлива резко возрастает. Двигатели с форсажной камерой, как правило, используются на боевых самолётах для взлёта и маневрирования (в коммерческой авиации не используются по причине их низкой экономичности). ВРД прямой реакции создают тягу непосредственно путём истечения рабочего тела из реактивного сопла. К ним относятся, напр., турбореактивные одноконтурные и двухконтурные двигатели (ТРД и ТРДД). В ВРД не прямой реакции мощность на валу газовой турбины передаётся движителю – воздушному винту или винтовентилятору для создания тяги. Примером таких двигателей могут служить турбовинтовые двигатели (ТВД) для самолётов, турбовальные – для вертолёт. В этой ситуации крутящий момент снимается целым каскадом турбин и через редуктор передаётся к движителю (винту, вентилятору). Остаточная тяга на выхлопе из сопла составляет около 10–15%. Турбовинтовые двигатели гораздо более экономичны на малых скоростях полёта и широко используются для самолётов, имеющих большую грузоподъёмность и дальность полёта. Крейсерская скорость самолётов (Ту-95, Ту-114, Ан-22), оснащённых ТВД, 600–800 км/ч.

Этапы разработки турбореактивных двигателей условно разделены на 5 этапов (см. табл.).

Турбореактивные двигатели различных поколений

Период, года	Температура газа перед турбиной, °С	Степень сжатия газа, пк	Основные типы двигателей	Самолёты, на которых установлены двигатели
1-е поколение 1943–1949	730–780	3–6	BMW 003, Jumo 004	Me 262, Ar 234, He-162
2-е поколение 1950–1960	880–980	7–13	J 79, P11-300	F-104, F4, МиГ-21
3-е поколение 1960–1970	1030–1180	16–20	TF 30, J 58, АЛ 21Ф	F-111, SR 71, МиГ-23Б, Су-24

4-е поколение 1970–1980 гг.	1200–1400	21–25	F 100, F 110, F404, РД-33, АЛ-31Ф	F-15, F-16, F-18 МиГ-29, Су-27, Су-34
5-е поколение 2000–2020	1500–1650	25–30	F119-PW-100, EJ200, F414, АЛ-41Ф	F-22, F-35, ПАК ФА

Турбовальный двигатель

Турбовальный двигатель чаще всего имеет свободную турбину. Вся турбина поделена на две части, между собой механически несвязанные. Связь между ними только газодинамическая. Газовый поток, вращая первую турбину, отдаёт часть своей мощности для вращения компрессора и далее, через вал второй турбины приводит в действие полезные агрегаты. Сопло на турбовальном двигателе отсутствует.

Выходное устройство для отработанных газов соплом не является и тяги не создаёт.

Выходной вал турбовального двигателя, с которого снимается вся полезная мощность, может быть направлен как назад (через канал выходного устройства), так и вперёд, либо через полый вал турбокомпрессора, либо через редуктор вне корпуса двигателя. Редуктор – неременная принадлежность турбовального двигателя.

Скорость вращения как ротора турбокомпрессора, так и ротора свободной турбины велика настолько, что это вращение не может быть напрямую передано на приводимые агрегаты. Поэтому между свободной турбиной и полезным агрегатом обязательно ставится редуктор для снижения частоты вращения приводного вала. Основное применение турбовальный двигатель находит в авиации, по большей части, на вертолётах (например, на вертолётах МИ-8 и МИ-24 с двигателями ТВ2-117 и ТВ3-117).

Наибольшее распространение в авиации получили турбореактивные двухконтурные двигатели (ТРДД), обладающие оптимальными экономическими и экологическими характеристиками. В ТРДД воздушный поток попадает в компрессор низкого давления, после чего часть потока проходит по обычной схеме через турбокомпрессор, а оставшаяся часть (холодная) проходит через внешний контур и

выбрасывается без сгорания, создавая дополнительную тягу. В результате снижается температура выходного газа, снижается расход топлива и уменьшается шум двигателя. Отношение количества воздуха, прошедшего через внешний контур, к количеству прошедшего через внутренний контур воздуха называется степенью двухконтурности (m). При степени менее 4 потоки контуров на выходе, как правило, смешиваются и выбрасываются через общее сопло, если двухконтурность более 4 – потоки выбрасываются отдельно, так как из-за значительной разности давлений и скоростей смешение затруднительно.

Турбовентиляторный реактивный двигатель

Турбовентиляторный реактивный двигатель (ТВРД) – это ТРДД со степенью двухконтурности $m=2-10$. Здесь компрессор низкого давления преобразуется в вентилятор, отличающийся от компрессора меньшим числом ступеней и большим диаметром, и горячая струя практически не смешивается с холодной. Дальнейшим развитием ТВРД с увеличением степени двухконтурности $m=20-90$ является турбовинтовентиляторный двигатель (ТВВД). В отличие от турбовинтового двигателя, лопасти двигателя ТВВД имеют саблевидную форму, что позволяет перенаправить часть воздушного потока в компрессор и повысить давление на входе компрессора. Такой двигатель получил название винтовентилятор и может быть как открытым, так и закапотированным кольцевым обтекателем, составляющим единую гондолу (Ту-154 с двигателем НК-8-2У, Ил-96 с двигателем ПС-90А и др.).

Прямоточный воздушно-реактивный двигатель

Прямоточный воздушно-реактивный двигатель (ПВРД, англоязычный термин – Ramjet), реактивный двигатель, является самым простым в классе ВРД по устройству. С увеличением скорости полёта компрессор ВРД вырождается, и уже на скорости $M=3$ рабочее тело на входе в двигатель в большей степени сжимается регулируемым сверхзвуковым воздухозаборником (МиГ-25 с двигателем Р15БД-300), а при дальнейшем увеличении скорости компрессор просто вырождается. Нет компрессора, не нужна и турбина. В упрощённом виде так можно описать схему появления ПВРД.

ПВРД относится к типу ВРД прямой реакции, в которых тяга создаётся

исключительно за счёт реактивной струи, истекающей из сопла. Необходимое для работы двигателя повышение давления достигается за счёт торможения встречного потока воздуха. ПВРД неработоспособен при низких скоростях полёта, тем более – при нулевой скорости, для выхода его на рабочую мощность необходим тот или иной ускоритель. Дозвуковые ПВРД предназначены для полётов на скоростях с числом Маха от 0,5 до 1. Торможение и сжатие воздуха в этих двигателях происходит в расширяющемся канале входного устройства – *диффузоре*. Идеальный термический КПД – 16,7%, что в 1,5 раза меньше, чем у реальных поршневых ДВС, и вдвое меньше, чем у газотурбинных двигателей. К тому же и поршневые, и газотурбинные двигатели эффективны при работе на месте. По этим причинам дозвуковые прямоточные двигатели оказались неконкурентоспособными в сравнении с авиадвигателями других типов и в настоящее время серийно не выпускаются.

Сверхзвуковой ПВРД

Сверхзвуковой ПВРД (СПВРД) предназначен для полётов в диапазоне $1 < M < 5$ и на высоте от 10 до 100 км. Торможение сверхзвукового газового потока происходит всегда разрывно (скачкообразно) – с образованием ударной волны, называемой также скачком уплотнения. Процесс сжатия газа на фронте ударной волны не является изоэнтروпийным, вследствие чего в нём имеют место необратимые потери механической энергии, и степень повышения давления в нём меньше, чем в идеальном – изоэнтропийном процессе. Чем интенсивнее скачок уплотнения, то есть чем больше изменение скорости потока на его фронте, тем больше потери давления, которые могут превышать 50%. Потери давления удаётся минимизировать за счёт организации сжатия не в одном, а в нескольких (обычно, не более 4) последовательных скачках уплотнения меньшей интенсивности, после каждого из которых (кроме последнего) скорость потока снижается, оставаясь сверхзвуковой. Это возможно, если все скачки (кроме последнего) являются косыми, фронт которых наклонён к вектору скорости потока (косой скачок уплотнения образуется, когда сверхзвуковой поток встречается с препятствием, поверхность которого наклонена к вектору скорости воздушного потока). В промежутках между скачками параметры потока остаются постоянными. В последнем скачке (всегда прямом – нормальном к вектору скорости воздушного потока) скорость становится дозвуковой, и дальнейшее торможение и сжатие воздуха

происходит непрерывно в расширяющемся канале диффузора. Система косых скачков организуется регулируемым воздухозаборником, наплывами крыла, носовым обтекателем и т. д. На самолётах F-16, F-18, SR-71 и т. д. от трёх до пяти косых скачков удаётся реализовать за счёт аэродинамической компоновки носовой части самолёта.

Гиперзвуковой ПВРД

Гиперзвуковым ПВРД (ГПВРД, англоязычный термин — Scramjet) называется ПВРД, работающий на скоростях полёта свыше 5М, например, ракетоплан North American X-15 (начало эксплуатации 1959), достигший высоты полёта 107 км и скорости 6,72 М. На беспилотном экспериментальном гиперзвуковом самолёте (первый полёт в июне 2001) с прямоточным реактивным двигателем X-43 (для разгона, т. е. вывода на требуемую скорость и высоту, использовался разгонный блок ракеты «Пегас») 16.11.2004 (третий полёт) установлен мировой рекорд скорости – 11 200 км/ч (9,6 М = 3,2 км/с). Торможение потока воздуха во входном устройстве ГПВРД происходит лишь частично, так что на протяжении всего остального тракта движение рабочего тела остаётся сверхзвуковым. При этом бóльшая часть исходной кинетической энергии потока сохраняется, а температура после сжатия относительно низка, что позволяет сообщить рабочему телу значительное количество тепла. Проточная часть ГПВРД расширяется на всём её протяжении после входного устройства. Горючее вводится в сверхзвуковой поток со стенок проточной части двигателя. За счёт сжигания горючего в сверхзвуковом потоке рабочее тело нагревается, расширяется и ускоряется, так что скорость его истечения превышает скорость полёта. Двигатель предназначен для полётов в стратосфере. Возможное назначение летательного аппарата с ГПВРД – низшая ступень многоразового носителя трансконтинентальных челноков с пассажирами. Организация горения топлива в сверхзвуковом потоке составляет одну из главных проблем создания ГПВРД.

Для дальнейшего развития газотурбинных авиационных двигателей рационально применять новые разработки в области высокопрочных и жаропрочных материалов для возможности повышения температуры и давления. Применение новых типов камер сгорания, систем охлаждения, уменьшения числа и массы деталей и двигателя

в целом возможно в прогрессе применения альтернативных видов топлива, изменения самого представления конструкции двигателя. Дальнейшее совершенствование авиационных двигателей происходит в направлении оптимального сочетания в единой силовой установке ЛА двигателей различных типов с целью создания комбинированных двигателей, применение которых позволит расширить диапазон эксплуатации ЛА по скорости и высоте полёта.

Ракетный двигатель

Ракетный двигатель, реактивный двигатель, источник энергии и рабочее тело которого находятся в самом средстве передвижения. Сила тяги в ракетном двигателе возникает в результате преобразования исходной энергии в кинетическую энергию реактивной струи рабочего тела. В зависимости от вида энергии, преобразующейся в кинетическую энергию реактивной струи, различают химические ракетные двигатели, ядерные ракетные двигатели и электрические ракетные двигатели. Ракетный двигатель – единственный практически освоенный для вывода полезной нагрузки на орбиту Земли и применения в условиях безвоздушного космического пространства тип двигателя. Другие типы двигателей, пригодные для применения в космосе (например, солнечный парус, космический лифт), пока ещё не вышли из стадии теоретической и/или экспериментальной отработки. Ракетные двигатели применяются в катапультируемых креслах всех марок (К-36ДМ, К-36РБ), стартовых ускорителях для сокращения длины взлётно-посадочной полосы. Самолёт с ракетным двигателем называют ракетопланом (первые ракетопланы – He-176; БИ-1; X-1). С началом космической эпохи (1960-е гг.) название стало применяться в том числе и к запускаемым с самолётов-носителей или ракетносителей суборбитальным гиперзвуковым самолётам и орбитальным (воздушно-космическим) самолётам-космопланам, например: X-15; X-20; орбитальный самолёт «Спираль»; космический корабль многоразового использования [«Спейс шаттл»](#); космический корабль многоразового использования [«Буран»](#), SpaceShipOne и SpaceShipTwo – первые частные суборбитальные ракетопланы, ракетоплан-космоплан Boeing X-37 и т. д.

Характеристикой эффективности ракетного двигателя является удельный импульс (в двигателестроении применяют характеристику удельная тяга) – отношение

количества движения, получаемого ракетным двигателем, к массовому расходу рабочего тела. Удельный импульс имеет размерность м/с, то есть размерность скорости. Для ракетного двигателя, работающего на расчётном режиме (при равенстве давления окружающей среды и давления газов на срезе сопла), удельный импульс численно равен скорости истечения рабочего тела из сопла. Ракетные двигатели относятся к двигателям прямой реакции, которые используют для работы только вещества, имеющиеся на ЛА; в качестве А. д. практического применения не нашли.

Паровые двигатели

Бурный энергетический рост реактивных двигателей и успех их применения отбросили на второй план, а то и вовсе отправили в небытие ряд направлений двигателестроения. Самолёты с паровыми двигателями распространения не получили. На заре авиации, ещё в эпоху до двигателей внутреннего сгорания, попытки подняться в воздух на паровом двигателе были малоуспешны (самолёт Можайского в 1883, паролёт «Эол» Клемана Адера в 1890). Это была эпоха «попрыгунчиков» – самолётов, которые «подлетали» при встречном ветре. Низкая тяговоружённость не позволяла им взлететь. В 1933 у братьев Бесслер взлетел самолёт Airspeed 2000 с паровым приводом. Самолёт летал как почтовый до 1936. Во-первых, мощность двигателя не зависела от высоты полёта и степени разрежённости воздуха – это было вечной проблемой бензиновых и дизельных двигателей. Во-вторых, самолёт был совершенно бесшумным – только свист пропеллера. Особенно была отмечена способность самолёта к реверсивному ходу и быстрому торможению. Современные паровые двигатели хотя и не нашли применения в современной авиации, но заслуживают внимания с точки зрения перспектив развития на новом витке диалектической спирали развития авиации. Их черты прослеживаются в ядерных силовых установках.

Перспективные концепции авиационных двигателей

Некоторые черты прошлого или космического футуризма можно увидеть в перспективных проектах авиационных двигателей. Авиационная ядерная силовая

установка (АЯСУ), в которой теплота генерируется в ядерном реакторе, подводится в авиационный газотурбинный двигатель (ТРДД, ТРД, ТВД) и преобразуется в тягу. В зависимости от способа подвода тепла различают АЯСУ «открытой» и «закрытой» схемы. В «открытой» схеме сжатый в компрессоре двигателя воздух нагревается непосредственно в соответствующих каналах ядерного реактора до высокой температуры и либо преобразуется в механический вращательный момент на турбине, либо поступает в сопловой аппарат, где и трансформирует потенциальную энергию газа в кинетическую энергию реактивной струи. В АЯСУ «закрытой» схемы тепловая энергия реактора подводится в теплообменник ГТД к воздуху теплоносителем, циркулирующим в замкнутом контуре или контурах. Теплоносителями первого контура выступают жидкие щелочные металлы (натрий, литий) или инертные газы (гелий). Масса реакторного блока «закрытого» типа составляет 25-30% от взлётной массы тяжёлого дозвукового самолёта, а «открытого» типа – 15–20%. Взлёт и посадка для безопасности осуществляются на обычном топливе (керосин), крейсерский полёт – на ядерном. Самолёты с такой силовой установкой получили название атомолёт. Ту-95 ЛАЛ, Ан 22ПЛО и Convair ND-36 – это атомолёты, которые, находясь на разных стадиях реализации, показали множество проблем создания таких двигателей. Самолёты летали, но обеспечение безопасности полёта стало критичным фактором в судьбе атомолётов в 1960–70-х гг.

В 2003 военно-исследовательская лаборатория ВВС США профинансировала разработку атомного двигателя для беспилотного самолёта-разведчика Global Hawk с целью увеличить продолжительность полёта до нескольких месяцев.

Авиационный электрический двигатель с начала 2000-х гг. доминирует в авиамоделлизме и лежит в основе концепции электрического самолёта, т. е. самолёта, который приводится в движение электрическим двигателем, питающимся от солнечных батарей, топливных элементов, фотоэлементов, суперконденсаторов. В настоящее время электрические самолёты представлены преимущественно экспериментальными моделями, в число которых входят как пилотируемые, так и беспилотные летательные аппараты (БПЛА). Электрические двигатели на воздушных судах применялись ещё в 19 в. Например, 8.10.1883 года французский воздухоплаватель Гастон Тиссандье совершил первый полёт на дирижабле La France

с использованием электрического двигателя Вернера фон Сименса, получавшего питание от батареи массой 435 кг.

Запуски электрических авиамodelей получили распространение с 1970-х гг. Первый официальный запуск датирован 1957, а уже в 1973 Фред Милишки и Хейно Брдишка на базе австрийского моторного планера Brditschka HB-3 создали вариант Militky MB-E1 с электрическим двигателем и Брдишка осуществил первый полёт электрического самолёта с человеком на борту, время полёта составило 14 мин. С середины 2000-х гг. электрические двигатели широко используются на БПЛА.

Очередной рубеж был преодолен 7.7.1981, когда Solar Challenger совершил перелёт через пролив Ла-Манш. Время полёта составило 5 ч 23 мин. Помимо прочего, электрические самолёты отличает низкий уровень шума, что может быть значимым преимуществом при выполнении разведывательных операций. Британский БПЛА QinetiQ Zephyr с питанием от солнечных батарей в 2010 установил на тот момент мировой рекорд длительности полёта для БПЛА, пробыв в воздухе две недели.

20.7.2012 Long-ESA установил рекорд скорости для самолётов с электродвигателем, разогнавшись во время испытания до 326 км/ч. Швейцарский самолёт Solar Impulse стал первым в мире пилотируемым самолётом, способным летать за счёт энергии Солнца достаточно долго. В 2015–16 на этом самолёте совершён кругосветный перелёт, начавшийся 9.3.2015 в Абу-Даби в 07 ч 12 мин по местному времени. Маршрут разбит на 12 участков с посадками в Маскате, Ахмадабаде, Варанаси, Мандалае, Чунцине, Нанкине, на Гавайях, в Финиксе и Нью-Йорке. Два самых длинных участка (из Китая на Гавайи и из Нью-Йорка в Европу или Северную Африку) потребовали около 120 ч непрерывного полёта. В июле 2015 стало известно, что из-за повреждения аккумуляторов от перегрева на пути из Японии на Гавайи самолёт прервал кругосветный перелёт. Миссия возобновилась 21 апреля 2016 года.

24.4.2016, совершив трёхсуточный перелёт с Гавайских островов, самолёт Solar Impulse 2, управляемый пилотом Бертраном Пиккаром, достиг западного побережья США. 12.5.2016 Solar Impulse 2 начал финальный этап своего кругосветного путешествия, вылетев из штата Аризона по направлению к городу Талса штата Оклахома. 26.7.2016 совершил посадку в Абу-Даби. Размах крыльев самолёта – 72 м, общая масса – 2300 кг. Реально самолёт способен подняться на 8500 м, а мощность

его электродвигателей по совокупности составляет 70 л. с. (около 51,5 кВт).

Литература

Лит.: ГОСТ РФ 51852-2001 Установки газотурбинные. Термины и определения;
Абрамович Г. Н. Прикладная газовая динамика. Издание 4-е. М., 1976; Акимов В. М.,
Бакулев В. И., Курзинер Р. И. и др. Теория и расчёт воздушно-реактивных двигателей.
Учебник для вузов. // Под редакцией С. М. Шляхтенко. 2-е издание, переработанное и
дополненное. М., 1987; Газотурбинный двигатель // Энциклопедия Авиация. М., 1989;
Отечественная авиационная и ракетно-космическая техника. М., 2000. Зрелов В. А.
Отечественные газотурбинные двигатели. Основные параметры и конструкционные
схемы. М., 2005; Иноземцев А. А., Сандрацкий В. Л. Газотурбинные двигатели. Пермь,
2006; Иноземцев А. А. Авиационный двигатель ПС-90 А. М., 2007; Иноземцев А. А.,
Нихамкин М. А. и др. Основы конструирования авиационных двигателей и
энергетических установок. Том 2. М., 2008.