

УДК 629.452.225

Моделирование тяговых характеристик прямооточного воздушно-реактивного двигателя для больших сверхзвуковых скоростей полета

В.Н. Карасев, В.М. Левин

Аннотация

В работе рассматриваются вопросы математического моделирования рабочего процесса в элементах сверхзвукового прямооточного воздушно-реактивного двигателя, работающего на жидком углеводородном топливе. Приводятся примеры расчета характеристик одной из схем сверхзвукового прямооточного воздушно-реактивного двигателя.

Ключевые слова: летательный аппарат; комбинированная силовая установка; сверхзвуковой прямооточный воздушно-реактивный двигатель; математическое моделирование

Введение

В настоящее время за рубежом ведутся интенсивные научные и конструкторские разработки ЛА с крейсерскими числами Маха полета более $M_p > 5$, использующие различные типы комбинированных силовых установок (КСУ), основой которых являются сверхзвуковые прямооточные воздушно-реактивные двигатели (СПВРД). Общее финансирование исследовательских программ, превышающие сотни миллионов долларов, осуществляется как государственными организациями, так и крупными аэрокосмическими фирмами. В США продолжаются работы по созданию новых типов перспективных гиперзвуковых летательных аппаратов (ЛА). Так, например, государством из бюджета НАСА и из бюджета МО США финансируются такие программы как HyFly, RATTLS, HTV-2, Hy-V, HyCause и др.

В Европейских совместных гиперзвуковых программах участвуют ученые и разработчики из 12 промышленных фирм и академических учреждений из 6 стран Евросоюза. Разрабатываются программы «Метеор», Lapcat-II, LEA, Shefex, Shyfe, CIRA, в Японии – это национальная программа «S-Engine». В Китае также реализуются несколько программ гиперзвуковых исследований.

Россия как отдельно, так и с зарубежными партнерами, ведет программы создания гиперзвуковых ЛА со скоростями полета более $M_p > 5$. На Международном салоне МАКС-2009 был показан демонстратор ГЛА-АП-02, разработанный в ЦИАМ, летные испытания которого планируются на 2014 г.

В МАИ работы по исследованию двигателей для летательных аппаратов с большими сверхзвуковыми скоростями полета ведутся с середины 60-х годов. Были проведены многочисленные теоретические и экспериментальные исследования, результаты которых были опубликованы как в отечественных, так и в зарубежных научных изданиях, а также были доложены на Международных конференциях.

1 Общая постановка задачи

Для исследования летно-технических характеристик высокоскоростных летательных аппаратов необходимо учитывать особенности течений различных схем входных устройств и достаточно точно рассчитывать тяговые и расходные характеристики силовой установки на основе СПВРД. Это связано с тем, что весовой баланс подобных изделий достаточно специфичен: ЛА имеет относительно большой вес силовой установки (включая твердотопливный разгонщик) и относительно малый вес запасов топлива и полезной нагрузки. С другой стороны, КСУ таких аппаратов может эксплуатироваться в широком диапазоне режимов полета, значительно большем (как по высотам, так и по скоростям), чем, например, для сверхзвуковых истребителей. Дополнительная сложность исследований заключается в том, что при выборе размерности силовой установки на больших сверхзвуковых скоростях полета крайне важно учитывать значительное взаимодействие обтекания головной и кормовой частей ЛА и СПВРД. Поэтому для учета перечисленных выше факторов необходимо было разработать комплексные математические модели (ММ) летательного аппарата, включающие модели аэродинамики изделия, модель силовой установки, модели динамики движения аппарата, систем управления и т.д., учитывающие специфику эксплуатации объекта исследования. Важную роль в данных исследованиях играет математическая модель силовой установки, которая должна включать и рассчитывать все составные ее элементы: воздухозаборник, систему подачи топлива, камеру сгорания и стабилизатор горения, реактивное сопло и т.д., а также особенности их согласования и функционирования, управления с летательным аппаратом в широком диапазоне режимов полета.

В МАИ имеется опыт разработки подобных ММ для других типов летательных аппаратов [1]. Они показали свою надежную работоспособность в широком диапазоне рабочих

параметров и удовлетворительную точность расчетов, достаточную как для предварительного выбора облика силовой установки, так и для этапа уточняющих исследований. В данной работе, разработанная ранее методология имитационного моделирования была взята за основу, однако была существенно модифицирована с учетом специфики полетов с большими сверхзвуковыми числами Маха. Была разработана математическая модель КСУ на основе СПВРД и ее составляющих узлов и агрегатов, структурная схема которой представлена на рис. 1.

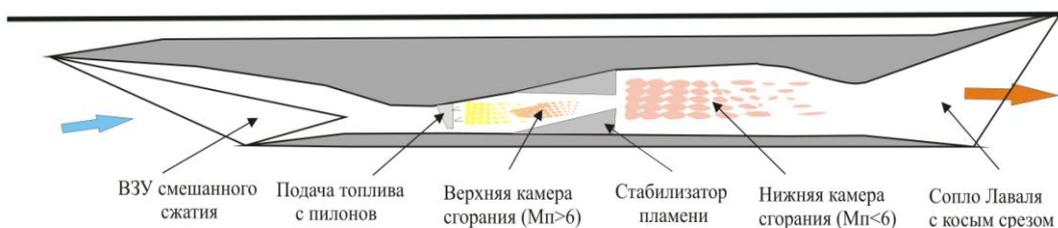


Рис. 1 Структурная схема исследуемого СПВРД

2 Математическая модель ПВРД

Математическая модель КСУ на базе СПВРД входит в состав комплексной модели ЛА как отдельная подсистема и должна обеспечивать расчеты тяговых и расходных характеристик в реальном масштабе времени и в широком диапазоне полетных режимов с учетом возможности управления как геометрией проточной части (углами установки панелей клина воздухозаборника и критическим сечением сопла $F_{кр}$), так и подачей топлива в камеру сгорания (изменением коэффициента избытка воздуха $\alpha_{кс}$). Данную математическую модель КСУ можно отнести к классу динамических имитационных моделей воздушно-реактивных двигателей. Математическая модель строится по объектно-структурному принципу и состоит из следующих подсистем расчета (рис.2):

- блока расчета стандартных атмосферных условий;
- блок расчета термодинамических параметров;
- блока расчета газодинамики течений в каналах;
- модели воздухозаборника смешанного сжатия;
- модели предкамерного диффузора;
- модели камеры сгорания и стабилизатора горения;
- модели реактивного сопла Лавалья;
- модели системы управления силовой установки.

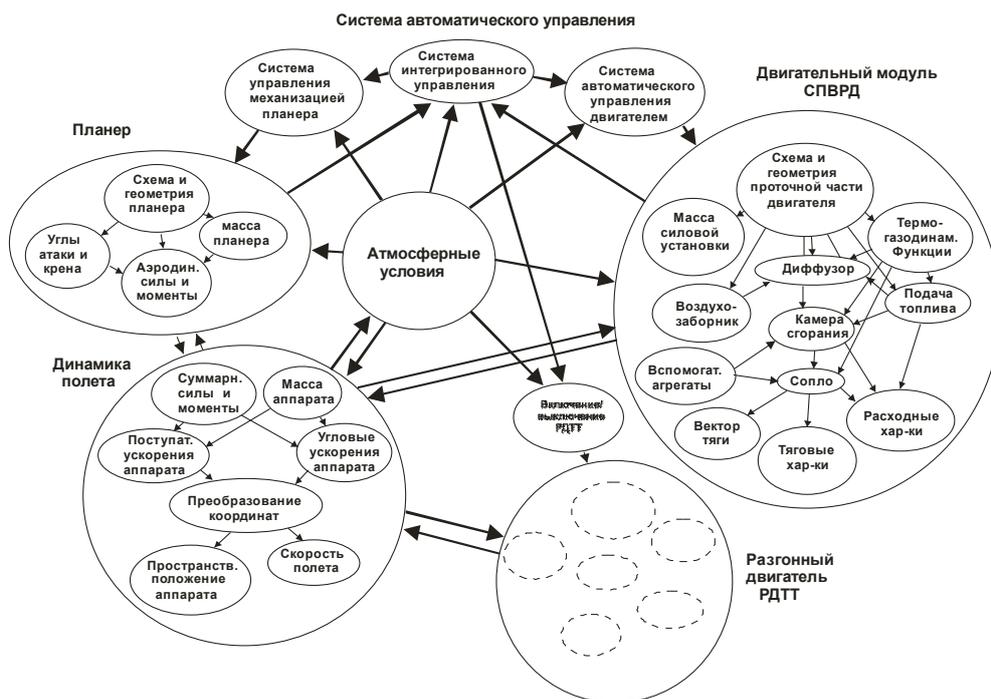


Рис. 2 Математическая модель КСУ в составе ЛА

Перечисленные выше расчетные блоки и модели основных узлов объединены в общую модель ПВРД. Модель построена таким образом, что выходные параметры текущего расчетного блока являются входными для последующего. Подобный универсальный интерфейс позволяет соединять и комбинировать различные расчетные блоки в зависимости от решаемой задачи. Кроме того, это позволяет учитывать изменение входных параметров во время полета, а также интегрировать основные характеристики силовой установки по времени, т.е. сделать модель динамической. Комплексная ММ была реализована в виде алгоритмов и программ на языке Фортран-2005. Ниже рассмотрим основные принципы построения ее расчетных блоков.

Параметры атмосферы (статические давления и температуры), необходимые для расчета параметров полета берутся в зависимости от высоты в соответствии с Международной стандартной атмосферой (ГОСТ 4401-81). Предельным значением расчетной высоты полета ЛА является высота равная 100 км.

Расчет параметров потока на входе в двигатель за носовым обтекателем ЛА построен в предположении, что обтекатель является телом вращения заданной формы, которая аппроксимируется набором конических элементов с фиксированными углами раскрытия. Влияние угла атаки на обтекание головной части изделия и влияние на аэродинамические характеристики аппарата в целом не рассчитывалось, а бралось из результатов продувок физических моделей в аэродинамических трубах.

Для больших скоростей полета и, следовательно, высоких температур торможения (в диапазоне $T_{\Gamma}^* = 700 \dots 1700 \text{K}$) существенно изменяются основные **свойства газов**. Поэтому в процессе счета необходимо было учитывать изменение теплофизических свойств газа в зависимости от состава и статической температуры потока в каналах. В данной модели двигателя используется блок расчета показателя адиабаты и газовой постоянной воздуха или продуктов сгорания керосина по аппроксимациям табличных данных по температуре из работ [2][3]. Корректировка свойств воздуха и газа проводится по сечениям за каждым из скачков уплотнения воздухозаборника, а также в характерных сечениях камеры сгорания и реактивного сопла.

Модель расчета **сверхзвукового воздухозаборника** смешанного сжатия основана на методиках расчета системы косых скачков давления и течений Прандтля-Майера в квазидвухмерной постановке [4][5]. Отличительной особенностью данной модели является то, что дополнительно учитываются потери на трение при течении в пограничном слое на плоских панелях ВЗУ и вводятся поправочные коэффициенты на загромождение сечений каналов из-за нарастания пограничного слоя.

Сверхзвуковые режимы течения на внешних панелях рассчитываются, как и для воздухозаборника внешнего сжатия – положением системы плоских скачков давления, а особенности течений внутри канала со сложной структурой косых скачков заменяются упрощенной схемой, состоящей из системы косых скачков от обечайки и слабого замыкающего прямого скачка перед горлом воздухозаборника (рис. 3). Неустойчивая работа ВЗУ, например, режим с выбитой волной давления, возможная при некотором сочетании входных и внутренних параметрах воздухозаборника на данном этапе работы не исследовалась. Процессы теплообмена горячего воздуха со стенками ВЗУ в расчетах также не учитывались.

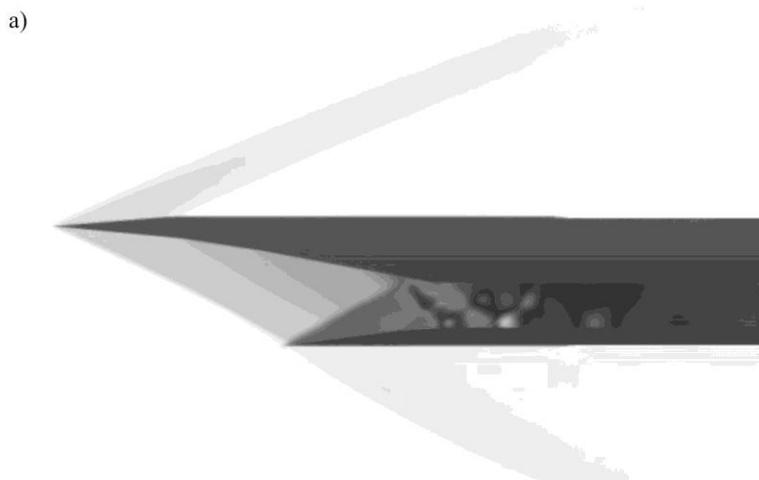


Рис. 3 Расчетная схема течения со скачками давления в канале воздухозаборника смешанного сжатия

Особенностью данной силовой установки является наличие канала предкамерного диффузора с **системой подачи топлива** и стабилизатора пламени. Назначение этой схемы заключается в том, что независимо от условий на входе в двигатель, на выходе из воздухозаборника всегда реализуется небольшая сверхзвуковая скорость потока, которая после торможения становится дозвуковой. Такая схема течения позволяет стабилизировать параметры на входе в камеру сгорания и обеспечивает ее устойчивую работу в широком диапазоне полетных условий. Особенности этой схемы стабилизации течения моделируются сверхзвуковым течением в канале с косыми скачками давления на пилонах и серией косых скачков в зоне подачи топлива. Учитывается также изменение теплофизических параметров топливо-воздушной смеси при изменении температуры потока.

Как показывает опыт, разработка математической модели **камеры сгорания** является наиболее сложной из-за необходимости описания физических процессов при подаче керосина, смешении его с воздухом и последующего горения в скоростном потоке. В данной комплексной модели используется инженерный подход к расчету характеристик камеры сгорания, в основе которого заложены законы сохранения энергии, равенства расходов и сохранения импульсов в одномерной постановке задачи. Кинетика процессов горения и состав продуктов сгорания в данной работе не рассчитывается. Необходимые коэффициенты потерь полного давления и полноты сгорания были заимствованы из экспериментальных данных, полученных в МАИ ранее, а также из данных для форсажных камер современных ТРДД [6][7]. При известных параметрах топливо-воздушной смеси на входе в камеру сгорания рассчитываются полные и статические температуры в камере сгорания осредненные по высоте канала, с учетом потерь полного давления на каждом участке. Статические осредненные давления по тракту двигателя определяются из совместного решения уравнений расходов воздуха и газа в каналах воздухозаборника, камеры сгорания и выходного сопла в результате их интегрирования по времени.

В качестве **топлива** используется авиационный керосин, однако предусмотрен вариант применения других видов топлив, например, газообразного метана. При этом новые теплофизические характеристики вводятся в расчет газодинамических параметров газа ниже системы подачи топлива. Как указывалось выше, расчеты ведутся с учетом переменной теплоемкости газов в зависимости от текущей температуры продуктов сгорания керосина. При высоких температурах в камере сгорания (свыше 2200К) вводятся поправки на расчетные статические температуры из-за влияния процесса диссоциации газов.

Выходным устройством данной силовой установки является сверхзвуковое сопло Лаваля, критическое сечение которого может быть фиксированным, либо регулироваться в заданных пределах. Расчет параметров сопла в различных сечениях для данной модели ведется в одномерной постановке без учета теплообмена. Входными данными для расчета сопла являются давление и температура торможения на выходе камеры сгорания. В расширяющейся части сопла, при заданной геометрии, статическое давление и скорость потока в каждом сечении подбирается таким образом, чтобы ему соответствовал расход газа в критическом сечении. Данный подход позволяет моделировать работу сопла даже на нерасчетных режимах. Потери вдоль проточной части сопла взяты из экспериментальных данных работы [7].

Управление двигателем осуществляется регулированием подачи топлива из специальных форсунок, встроенных в пилоны, а также регулированием критического сечения сопла Лаваля.

На рис. 3 и 4 показаны, в качестве примера, данные расчетов высотно-скоростных и дроссельных характеристик в относительном виде, для приведенной выше схемы СПВРД.

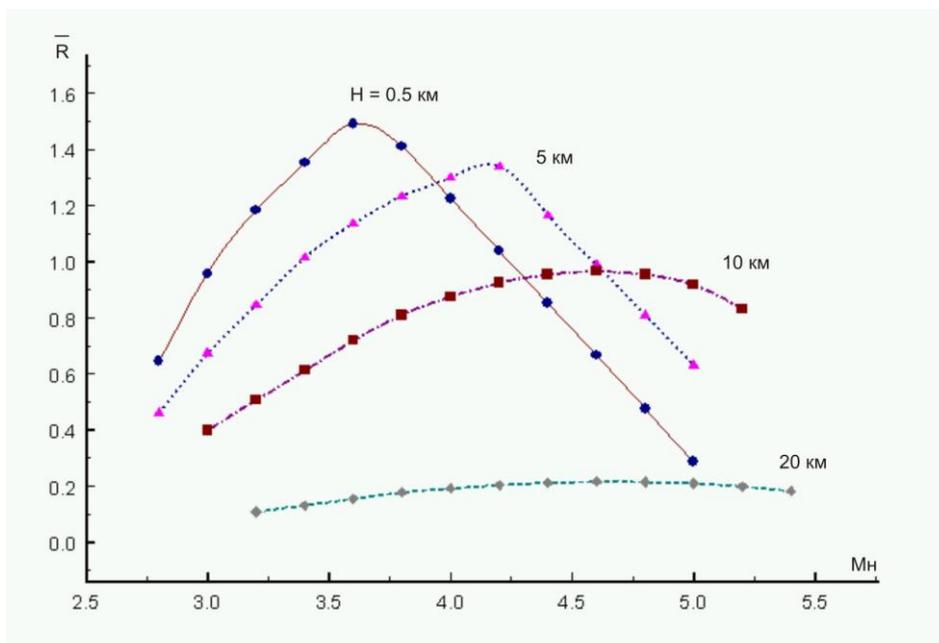


Рис. 3 Высотно-скоростные характеристики СПВРД, исследуемой схемы

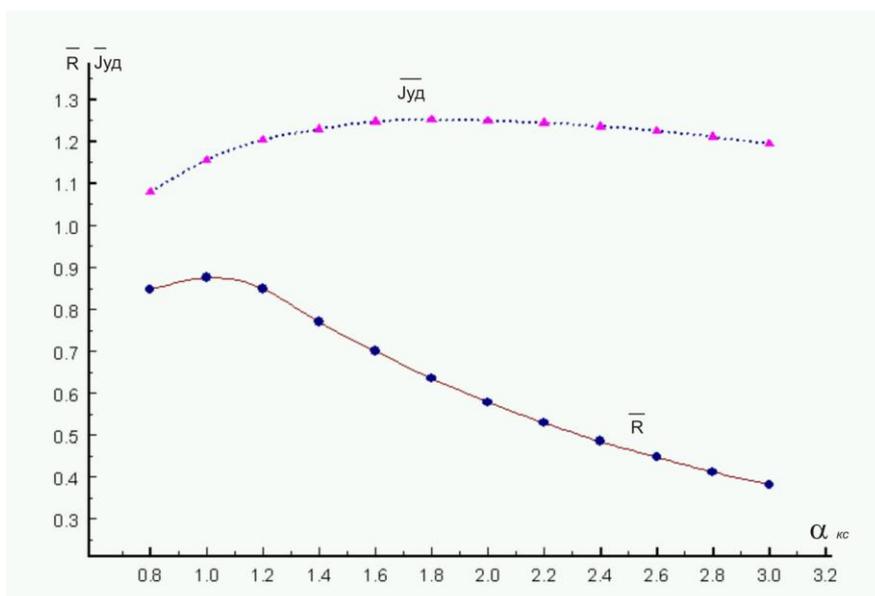


Рис. 4 Дроссельные характеристики СПВРД, исследуемой схемы

Разработанные математические модели основных узлов двигателя позволяют комбинировать и рассчитывать различные схемы сверхзвуковых ПВРД.

Описанная выше модель сверхзвукового ПВРД может быть использована на различных этапах проектирования ЛА: во-первых, при выборе размерности двигательной установки и согласовании основных параметров воздухозаборника, камеры сгорания и сопла («завязка» силовой установки) на начальных этапах проектирования. Во-вторых, это выбор оптимальных программ управления ЛА и силовой установкой для обеспечения максимальных дальностей, скоростей и высот полета в процессе уточнения конструкции на более поздних этапах проектирования.

Библиографический список

1. Карасев В.Н. Моделирование динамики и вопросы интеграции силовых установок самолетов вертикального взлета.- М.: Изд-во МАИ, 2007. - 184с.: ил.
2. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок: Учебник/ В.И.Бакулев, В.А.Голубев, Б.А.Крылов, Е.Ю.Марчуков, Ю.Н.Нечаев и др.; под ред. В.А.Сосунова, В.М.Чепкина - М.: Изд-во МАИ, 2003г. – 688 с.: илл.

3. Фишбейн Б.Д., Кедровский О.А. Характеристики двухтопливных двухконтурных двигателей, работающих на криогенном топливе и керосине. Статья. - Казань: Известия высших учебных заведений. Авиационная техника, №1, 1996г, 112-115 с.
4. Ремеев Н.Х. Аэродинамика воздухозаборников сверхзвуковых самолетов. - г.Жуковский: Изд-во ЦАГИ, 2002г., 178с.
5. Р. Герман. Сверхзвуковые входные диффузоры. - М.: Физматгиз, 1960г., 290с.
6. Левин В.М., Карасев В.Н., Картовицкий Л.Л. Вопросы организации рабочего процесса в камере сгорания ПВРД // Вестник Московского авиационного института, 2009, т.16, № 5, с.78-87.
7. Нечаев Ю.Н. Силовые установки гиперзвуковых и воздушно-космических летательных аппаратов. М: Академия космонавтики им. К.Э.Циолковского, 1996г., 213с.

Сведения об авторах

Карасев Владимир Николаевич, доцент Московского авиационного института (национального исследовательского университета), к.т.н.

МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993;

тел.: (499) 158-42-27, e-mail: aerospace@mai.ru

Левин Вадим Михайлович, ведущий научный сотрудник Московского авиационного института (национального исследовательского университета), д.т.н.

МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993;

тел.: (499) 158-48-39, e-mail: aerospace@mai.ru