

Секция 3

**Основоположники аэрокосмического
двигателестроения и проблемы теории и
конструкций двигателей
летательных аппаратов**

**ИССЛЕДОВАНИЕ ЯВЛЕНИЯ КАВИТАЦИИ КРИОГЕННОЙ
ЖИДКОСТИ В ШНЕКОВОМ КОЛЕСЕ С УЧЕТОМ
НЕРАВНОВЕСНОСТИ ТЕРМОДИНАМИЧЕСКОГО ЭФФЕКТА И
КИПЕНИЯ ВО ВХОДНОМ ПАТРУБКЕ**

*Д.Л.Белокопытов, Е.В.Лебединский, В.А.Федотчев
(ФГУП Исследовательский Центр им. М.В.Келдыша)*

В работе рассмотрены нетрадиционные подходы к учету термодинамического эффекта кавитирования жидкого водорода в шнеке. Разработан полуэмпирический подход к расчету непрерывной срывной характеристики шнека. Метод основан на теоретической модели расчета объема каверны и на обобщенной экспериментальной зависимости относительного напора шнека от относительного объема каверны. Метод учитывает возможность кипения водорода на входе в шнек, при этом термодинамический эффект фазового перехода учитывается первоначально во входном патрубке, затем на лопастях шнека.

Показано сильное влияние на величину термодинамической поправки в криогенной жидкости неравновесности процесса парообразования в каверне на лопасти шнека.

Проведено сопоставление расчетов и экспериментов по срывной характеристике модельного насоса при его испытаниях на воде в широком диапазоне коэффициентов расхода.

Установлено удовлетворительное соответствие между расчетом и экспериментом по величине термодинамической поправки для водорода.

Задача актуальна для создания водородных двигателей, способных работать на кипящих на входе в шнек компонентах (например, безнаддувная схема водородного ЖРД), а также для решения задач по эффективной перекачке жидкого водорода.

**КОСМИЧЕСКИЕ НОСИТЕЛИ «ЦИКЛОН» - ПРОДУКТ
КОНВЕРСИИ БОЕВЫХ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ РАКЕТ****В.Ф. Рахманин***(ОАО «НПО Энергомаш им. академика В.П.Глушко»)*

В 60-х годах XX века в Советском союзе в эксплуатации находились космические ракеты-носители: «Космос-2», выводящая на орбиту полезную нагрузку до 0,5 т, «Космос-3» - полезная нагрузка до 1,3 т, «Молния» - нагрузка до 7,0 т и «Протон» - нагрузка до 20 т. Для дальнейшего освоения околоземного космического пространства путем запусков большого количества простых в производстве, унифицированных по конструкции, относительно дешевых космических аппаратов требовалась еще одна ракета-носитель легкого класса, способная вывести на орбиту нагрузку в 3-3,5 т.

Успешный опыт создания двухступенчатых космических ракет-носителей «Космос-2» и «Космос-3» на базе боевых одноступенчатых ракет Р-12 и Р-14 определил дальнейшее направление работ. КБ «Южное» предложило использовать в качестве базового варианта боевую ракету Р-16, которая заменялась более совершенной ракетой-носителем Р-36.

Однако, исходя из наличия в семействе ракет Р-36 варианта с орбитальной головной частью, было принято правительственное постановление использовать этот вариант в качестве базы для создания семейства космических ракет «Циклон-2» (двухступенчатая ракета) и «Циклон-3» (трехступенчатая ракета).

Особенности эксплуатации космических ракет «Циклон» привели к изменению требований к работе двигателей. Так, был увеличен верхний предел температуры окружающей среды и конструкции двигателя при запуске, расширен диапазон регулирования рабочего режима, повышены требования к герметичности стыков топливных магистралей, введена скоростная заправка баков, которая осуществлялась через двигательные магистрали, установлены дополнительные телеизмерения и т.д.

Двигатели I и II ступени (РД-251 и РД-252 соответственно) с введенными изменениями в конструкцию прошли минимальную стендовую отработку и были рекомендованы для проведения ЛКИ и последующего серийного изготовления. Изготовление РН «Циклон» велось достаточно длительное время, в этот период боевые ракеты Р-36 были сняты с вооружения, а их матчасть использовалась для комплектации двигателей РН «Циклон».

Изготовление РН «Циклон» было прекращено в конце 80-х годов, однако их пуски продолжают до настоящего времени. Всего было проведено 103 запуска РН «Циклон-2» и 118 запусков РН «Циклон-3», при этих пусках не отмечено ни одного отказа в работе двигателей.

**РАСЧЕТНО-ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ ИССЛЕДОВАНИЯ
ХАРАКТЕРИСТИКИ ТОПЛИВНЫХ КОМПОЗИЦИЙ НА
ОСНОВЕ НАНОДИСПЕРСНЫХ ПОРОШКООБРАЗНЫХ
МЕТАЛЛИЧЕСКИХ ГОРЮЧИХ ДЛЯ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ**

*Д.А.Ягодников, Е.А.Андреев, С.Н.Жданкин, А.И.Качин
(МГТУ им. Н.Э.Баумана)*

Появление новых технологий производства нанодисперсных ($0,001\text{ мкм} < D_{50} < 1\text{ мкм}$) материалов и, в частности, порошкообразных металлических горючих (НПМГ) позволяет создать топлива с новыми характеристиками, открывая пути для дальнейшего развития ракетных и реактивных двигательных установок, за счет повышения энергетики и плотности твердых топлив посредством применения более энергоемких и тяжелых металлов, включая те, которые являются неэффективными, если их характерный размер лежит в диапазоне $1 \dots 100\text{ мкм}$.

Внедрение топлив на основе НПМГ может привести к следующему:

- улучшению характеристик воспламеняемости, в частности снижению температур теплового взрыва до уровня $320\text{-}370\text{ К}$, сокращению периода индукции воспламенения и времени горения частиц НПМГ на 2-4 порядка;
- упрощению зарядов твердых топлив вследствие отказа от воспламеняемых и переходных составов;
- уменьшению двухфазных потерь в соплах из-за более мелкой дисперсности частиц конденсированной фазы и интенсификации процессов релаксации в потоке (что аналогично наличию квазигомогенных продуктов сгорания);
- повышению полноты сгорания металла за счет интенсификации окислительно-восстановительных процессов и, следовательно, уровня преобразования химической энергии топлива в кинетическую энергию истекающей струи продуктов сгорания.
- в случае существенного снижения эрозионного воздействия рабочего тела применить турбонасосные схемы в ЖРД, а также в гидрореактивных двигателях (ГРД), обеспечивающие значительный прирост

удельного импульса, разработка которых сдерживается низким ресурсом элементов конструкции;

- созданию схем ЖРД, ГРД, РПД с гидротранспортом порошков или с регулируемыми газогенераторами на НПМГ.

В данной работе проведены термодинамические расчеты значений теоретического удельного импульса различных топливных композиций с добавками нанодисперсного алюминия с учетом повышенных значений поверхностной энергии НПМГ, разработаны теоретические основы математического моделирования физико-химических процессов воспламенения и горения нанодисперсных ПМГ на основе алюминия, а также рассмотрены концептуальные проекты принципиально новых схем ракетных и реактивных двигательных установок, энергетических систем и технологий на основе НПМГ.

ЛАЗЕРНОЕ ЗАЖИГАНИЕ УНИТАРНЫХ РАКЕТНЫХ ТОПЛИВ

В.В. Ягодин (ОАО РКА «Энергия» им. С.П. Королёва)

В.П. Бурдаков

(Московский авиационный институт (государственный технический университет))

В [1, 2] рассмотрены проблемы лазерного зажигания унитарных ракетных топлив, представляющих собой смесь используемых на практике окислителей (жидкий кислород, азотный тетроксид) и размещённых в них сгораемых пластиковых металлизированных топливных микрокапсул (ТМК) или микрогранул (ТМГ) нулевой плавучести. Поскольку ТМК и ТМГ защищены от воздействия окислителя, возникает проблема запуска двигателей, работающих на этих топливах. В работе предложено для этой цели использовать энергию лазерного луча требуемой мощности. Приведены результаты предварительных расчётов и экспериментальных исследований.

Литература

1. В.П. Бурдаков, В.В. Ягодин. Зажигание капсулированного топлива методом лазерной резки. Изв. АИН РФ. М-Н. Новгород, 2001.
2. В.П. Бурдаков, А.И. Канаев, В.В. Ягодин. Способ зажигания горючей смеси в камере сгорания и система для его осуществления. Патент РФ № 2065990, 1994.

**ЭЛЕКТРИЗАЦИЯ ТВЕРДОТОПЛИВНЫХ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ
УСТАНОВОК ПРИ ВОЗДЕЙСТВИИ ИОНИЗИРУЮЩЕГО
ИЗЛУЧЕНИЯ**

*Ю.М.Милёхин, С.А.Гусев, Д.Н.Садовничий
(ФГУП ФЦДТ "СОЮЗ", Моск. обл., г.Дзержинский)*

Твердотопливные энергетические установки (ЭУ) в процессе производства или эксплуатации могут подвергаться воздействию ионизирующего излучения, например, при дефектоскопии, в радиационных поясах Земли и т.д..

При электрическом пробое энергетический материал (ЭМ) выступает одновременно как накопитель и концентратор энергии воздействующего облучения, поскольку в канале пробоя способна выделяться энергия, первоначально накопленная во всем объеме [1]. Таким образом, основная опасность электризации связана с возможностью повреждения ЭУ электрическим пробоем, который может сопровождаться воспламенением ЭМ или потерей защитных свойств теплозащитных покрытий в результате разгара отверстия электрического пробоя. Основным процессом, вызывающим уменьшение уровня электрического нагружения, является резкое возрастание электропроводности материалов конструкции, возникающее во время действия ионизирующего излучения – эффект радиационной электропроводности. Поэтому электризация ЭУ при действии ионизирующих излучений представляет собой новую физическую проблему, принципиально отличную от электризации, связанной, например, с трением.

В настоящей работе проведены исследования закономерностей электризации твердотопливных ЭУ от воздействия фотонного и электронного излучений [2, 3], что позволило разработать критерии повреждения энергетических двигательных установок.

На основании обработки экспериментальных и расчетных результатов был развит энергетический критерий стойкости и показано, что не всякий электрический пробой способен вызвать критическое повреждение, а только тот, энергия которого превышает определенный пороговый уровень. Наиболее важным достижением, выполненного исследования, является то, что опасность повреждения ЭУ из-за электрического пробоя резко снижается при уменьшении габаритов конструкции начиная с толщины свода < 20 см.

Литература:

1. Лисицын В.М., Олешко В.И., Штанько В.Ф. // ЖТФ. 1985. Т. 55. №9. С. 1998.

2. Садовничий Д.Н., Голуб Е.А., Тютнев А.П., Юшков Е.С. //ХВЭ. 1993. Т.27. №5. С.3-8.
3. Садовничий Д.Н. и др. // Высокомолек. соед. Сер.А. 2003. Т.45. №2. С.230-236.

ОБЩИЕ ПРЕДСТАВЛЕНИЯ О ВОЗМОЖНОСТИ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПУСКА РАКЕТ С ПОМОЩЬЮ УСТАНОВОК ЭЛЕКТРОМАГНИТНОГО МЕТАНИЯ

*А.Н.Ключников, А.А.Колесов
(ФГУП ФЦДТ «Союз», Россия, Моск. обл., г.Дзержинский)*

В настоящее время достигнут большой прогресс в разработке мощных электромагнитных ускорителей (ЭМУ) за счет использования материалов с низким активным сопротивлением. В ближайшей перспективе не исключено создание сверхпроводников сохраняющих свои уникальные свойства при комнатной температуре. Это открытие позволит перейти на качественно новый этап разработкам пусковых систем не порохового действия.

В работе изучается возможность создания электромагнитных ускорителей многоразового использования для пуска ракет, что позволит исключить использование пороховых аккумуляторов давления, применяемых в этих целях на данный момент. Использование ЭМУ позволит значительно снизить ударные нагрузки на изделие при старте за счет распределения приложенных сил по разгоняемой массе, предотвратить избыточный нагрева изделия на первом этапе пуска. С помощью одной такой установки можно будет разгонять практически любое ракетное изделие, имеющее диаметр, укладываемый в калибр разгонного блока установки.

На основании проведенных расчетно-теоретических исследований получены следующие результаты:

- теоретически обоснована необходимость и возможность пуска ракетного изделия с помощью установки электромагнитного метания;
- исходя из существующих на данный момент прототипов электромагнитного ускорителя, их особенностей, применимости, технической реализуемости выбрана схема электромагнитного ускорителя и доказана ее целесообразность и преимущества перед другими возможными;
- проведен анализ принципиальной схемы электромагнитного ускорителя на основе бифилярной катушки Тесла в качестве разгонного блока;

- выполнены оценки энерговыделения в топливном заряде за один цикл работы генератора электромагнитного поля и показано, что при метании изделий массой 100кг максимальное повышение температуры изделия не превышает 1⁰С;

Таким образом, рассмотрены перспективные направления в создании электромагнитных ускорителей массы и существующие проблемы в области их разработки. Исходя из представленных материалов, можно говорить о перспективности дальнейших работ в данном направлении.

ТЕПЛОВОЙ АККУМУЛЯТОР ДЛЯ ДВИГАТЕЛЯ СОЛНЕЧНОЙ ЭНЕРГОДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ

А.В. Каревский

(ФГУП «Исследовательский Центр имени М.В. Келдыша»)

Проводимые в последние годы исследования направлений повышения эффективности средств межорбитальной транспортировки космических аппаратов с низких околоземных орбит на высокоэнергетические орбиты, включая геостационарную, показывают, что одним из таких направлений является использование солнечной энергии в энергодвигательных установках на основе ракетного двигателя, работающего на предварительно нагретом водороде..

Принципиальным элементом этого двигателя является тепловой аккумулятор, в котором периодически осуществляется накопление тепловой энергии и передача ее рабочему телу, что обеспечивает повышение удельного импульса двигателя. Высокая температура водорода, подогретого в тепловом аккумуляторе, создает условия для его самовоспламенения с кислородом в камере сгорания и обеспечивает надежный многократный запуск двигателя.

Тепловой аккумулятор является наиболее критичным элементом двигателя. Условия его работы характеризуются высокой температурой нагрева водорода перед его подачей в камеру сгорания двигателя, большим числом циклов «нагрев-охлаждение», значительным ресурсом работы. Кроме того, тепловой аккумулятор должен иметь высокий КПД процесса нагрева водорода, малый уровень непроизводительных потерь запасенной тепловой энергии и высокий уровень энергомассового совершенства.

Отличительной особенностью теплового аккумулятора является модульная конструкция его теплоаккумулирующего блока. Составление теплоаккумулирующего блока из набора одинаковых осесимметричных

теплоаккумулирующих модулей определяет следующие важные положительные характеристики теплового аккумулятора:

- уменьшаются радиальные размеры герметизируемых зон, снижаются абсолютные усилия на уплотнения, что облегчает надежную герметизацию стыков;
- отсутствует общий герметичный внешний корпус и коллекторные крышки, вследствие чего уменьшается полная масса теплового аккумулятора, приближаясь к массе теплоаккумулирующего блока;
- упрощается и удешевляется экспериментальная отработка, так как значительная доля испытаний (на ресурс, количество циклов «нагрев-охлаждение», эффективность теплообменных процессов и др.) может быть выполнена при испытании единичного теплоаккумулирующего модуля.

В ФГУП «Центр Келдыша» изготовлен и в настоящее время проходит испытания экспериментальный тепловой аккумулятор для нагрева водорода до температуры 1500К, состоящий из 18-ти теплоаккумулирующих модулей. Проведенные огневые испытания с камерой сгорания показали правильность принятых технологических и конструкторских решений по основным элементам теплового аккумулятора: теплоаккумулирующим модулям, нагревателю, уплотнениям, узлам подвода и отвода рабочего тела, узлу стыковки с камерой сгорания. Дальнейшие испытания теплового аккумулятора будут направлены на проверку его функционирования в составе комплексной сборки, включающей, кроме камеры сгорания, агрегаты подачи газообразных и жидких компонентов топлива, теплообменники, запорно-регулирующую арматуру.

О ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОМ НЕОДНОКРАТНОМ ПРИСОЕДИНЕНИИ МАССЫ В ПУЛЬСИРУЮЩЕМ ЭЖЕКТОРНОМ УСИЛИТЕЛЕ ТЯГИ

В.И. Богданов
(ОАО «НПО «Сатурн», г. Рыбинск)

Проведенные в ОАО «НПО «Сатурн» экспериментальные исследования ПуВРД с эжекторным усилителем тяги (ЭУТ) показали, что на частоте рабочих пульсаций $f = 230$ Гц наблюдалось резкое увеличение усилия (в $\sim 1,5$ раза) на эжекторном канале. При этом расход воздуха через него увеличился незначительно. Было высказано предположение, что в данном случае имеет место колебательное (возможно резонансное) явление в процессе которого происходит неоднократное взаимодей-

ствие одних и тех же масс (последовательное присоединение) с преобразованием кинетической энергии в импульс. При этом расход воздуха, участвующий в создании тяги будет больше измеренного.

Это могут подтвердить и аналогичные экспериментальные исследования пульсирующего ($f = 220$ Гц) ЭУТ, проведенные в центре Гленна НАСА. Результаты данного исследования были обработаны автором и в виде других зависимостей коэффициента усиления тяги (K_u) от диаметра эжекторного канала (d) для трех значений его длины проанализированы. Анализ зависимостей показывает:

- величина K_u слабо зависит от длины эжекторного канала; полученное максимальное значение $K_u = 1,8$ характерно для высокоэффективного пульсирующего ЭУТ;
- в отличие от стационарного ЭУТ, в котором K_u растет монотонно с увеличением d , здесь имеет место сильно выраженный «оптимум», который можно объяснить с позиций закона сохранения количества движения Эйлера возникновением колебательного (резонансного) процесса; при этом одна и та же масса неоднократно участвует в создании тяги.

ЭКСПЕРТНАЯ СИСТЕМА СРАВНИТЕЛЬНОГО АНАЛИЗА ТЕХНИЧЕСКИХ РЕШЕНИЙ НА ЭТАПЕ РАЗРАБОТКИ КОНЦЕПЦИИ ПРОЕКТА (ПРИМЕНИТЕЛЬНО К ОБЪЕКТАМ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ)

*С.Ю. Драгушин, Е.В. Лебединский, И.А. Терентьева
(ФГУП Исследовательский Центр им. М.В. Келдыша)*

Проблема принятия научно-обоснованных, а в определенном смысле и оптимальных технических решений, на этапе разработки концепции таких сложных технических систем как объекты ракетно-космической техники является актуальной государственной задачей. От правильности технических решений, которые принимаются на этапе разработки концепции новых ракетно-космических систем, зависит успех проекта с одной стороны и с другой – сроки его успешной реализации и объемы финансовых затрат. Сложность решения задачи выбора оптимального проекта состоит в удовлетворении большому количеству критериев (критерии качества). Зачастую эти критерии являются конфликтующими, иногда они не имеют форму количественного параметра, а носят эмоциональный характер («я чувствую, что надо сделать так-то...»).

В работе предлагается новый подход к решению этой задачи. Его основу составляет известный в литературе метод анализа иерархий (МАИ). МАИ и программная система «Space-Expert», разработанная авторами на его основе, позволяет оценить, выбрать, обосновать и спланировать варианты решения того или иного технического проекта на основе экспертных оценок. Достоинство метода состоит в том, что он позволяет придать качественным параметрам (определяемым интуитивно) строгую количественную оценку. Возможности метода иллюстрируются двумя примерами из области ЖРД-строения:

- Выбор оптимальной схемы двигателя,
- Выбор предполагаемой пары компонентов топлива

Приводятся и обсуждаются иерархии процесса принятия подобных решений и мнения экспертов по этим двум задачам. Имеется возможность контролировать объективность мнения экспертов.

ДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ТНА

В.А.Шерстянников

Современные ЖРД с турбонасосной подачей топлива резко отличаются от авиационных ГТД и других тепловых двигателей высокой энергонапряженностью и динамичностью процессов во всех основных агрегатах. Особенно высокая динамичность характерна для процесса запуска ЖРД, протекающего с высокими темпами разгона ротора ТНА при динамических возмущениях и резких (кавитационных) провалах давления на входе в насосы. Характерным отличием ТНА ЖРД (особенно при больших расходах и давлениях подачи топлива) является их высокая виброактивность, приводящая к разрушениям и разгарам конструкции двигателя. Создание мощных ТНА, надежно работающих в условиях воздействия высоких динамических возмущений, потребовало от ОКБ и НИИ проведения большого объема научно-исследовательских и конструкторских работ, включая разработку специальных экспериментальных установок и новых методов доводки ТНА.

Ниже приведены результаты исследования натуральных ТНА на гидравлическом стенде У-393П ЦИАМ с заданием высоких темпов разгона ротора ТНА и динамических возмущений в гидравлических и газовых трактах, близких к значениям, регистрируемым в процессе запуска двигателя. Исследованы динамические характеристики насосов и турбин динамического перемещения и нагружения ротора и вибрационно-пульсационного состояния ТНА на установившихся и нестационарных режимах, включая аварийные.

**КНИГИ АКАДЕМИКА В.П.ГЛУШКО КАК ОТРАЖЕНИЕ ЕГО
НАУЧНО-ПОПУЛЯРНОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ**

*В.С.Судаков, Р.Н.Котельникова, Л.Д.Перышкова
(ОАО «НПО Энергомаш им. Академика В.П.Глушко»)*

Академик В.П.Глушко, основоположник отечественного двигателестроения, всю жизнь посвятивший созданию мощных жидкостных ракетных двигателей и ракетно-космических систем, уделял большое внимание пропаганде достижений советской космонавтики, изучению и освещению вопросов истории ракетно-космической техники. Как выдающийся ученый В.П.Глушко вел большую научно-исследовательскую и научно-организационную работу в этом направлении. Он являлся автором многих научных и научно-популярных трудов. Несмотря на большие трудности, связанные с секретностью его деятельности, В.П.Глушко, по мере возможности, знакомил специалистов и интересующихся читателей с историей развития ракетостроения и космонавтики в нашей стране.

В докладе рассматриваются некоторые, представляющие наибольший интерес, книги академика В.П.Глушко.

**О ФОРМЕ ОБЛАСТИ ВОЗМУЩЕННОГО ТЕЧЕНИЯ В
СВЕРХЗВУКОВОЙ ЧАСТИ СОПЛА С НЕСИММЕТРИЧНЫМ
ПРЯМОУГОЛЬНЫМ ВХОДОМ**

*Д.С. Шабанов, В.А. Гостев
(МГТУ им. Н.Э.Баумана)*

Несимметричный вход формируется в исходном квадратном минимальном сечении сопла фиксированным положением заслонки. В основу математической модели (рис. 1) положено разбиение всего течения на две области: область невязкого свободного течения и область возмущенного течения.

Определение формы области возмущенного течения имеет важное значение при интегрировании давления по поверхности сопла и, соответственно, для вычисления осевой и боковой тяги. Эта область имеет весьма сложную форму и, в свою очередь, может быть представлена в виде донной области и области сжатия, которые разграничены разделяющей поверхностью тока (РПТ) и скачком уплотнения. Форма донной области определяется, с одной стороны, формой стенки сопла, с другой стороны, формой РПТ. Если как допущение представить РПТ в

виде плоскости, то угол ее наклона будет равен углу поворота сверхзвукового потока при обтекании задней кромки (сечение 1-2). Значение угла поворота определяется согласно уравнениям течения Прандтля-Майера.

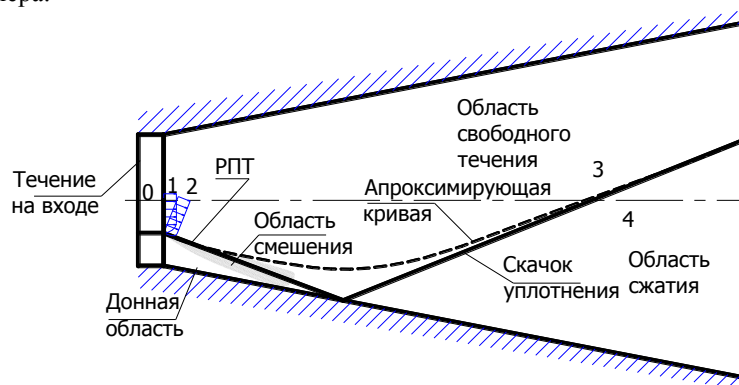


Рис. 1. Модель течения в сопле

По линии пересечения РПТ и стенки сопла в сверхзвуковом течении образуются возмущения, что приводит к возникновению скачка уплотнения. Этот скачок представляется в виде множества ударных волн, характеризуемых углами наклона в поперечном и продольном направлении. Угол наклона криволинейной ударной волны в проекции на поперечное сечение сопла определяется по следующему алгоритму (рис 2):

1. вычисляются координаты точки пересечения ударной волны предыдущего поперечного сечения и плоскости текущего поперечного сечения сопла (x_1, y_1) ;
2. используя координаты (x_1, y_1) , координаты начальной точки ударной волны в текущем сечении (x_0, y_0) и известный угол наклона проекции ударной волны предыдущего сечения в точке пересечения с текущим сечением a_1 , определяются коэффициенты полиномиального уравнения проекции ударной волны на поперечное текущее сечение;
3. согласно полиномиальному уравнению проекции ударной волны, находится угол ее наклона в проекции на поперечное текущее сечение a_0 ;
4. п.п.1,2,3 повторяются для всех выбранных сечений.

Угол наклона ударной волны в проекции на меридиональное сечение сопла находится согласно условию перпендикулярности линии пересечения РПТ и стенки сопла – кривой z (рис 2).

По результатам проведенных расчетов были определены координаты точек пересечения ударных волн со стенкой сопла. На рис. 1 аппроксимирующая кривая этих точек представлена в виде пунктирной

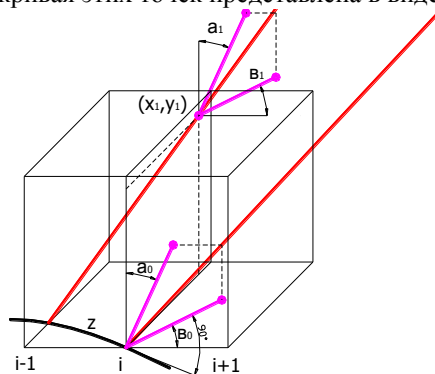


Рис. 2. Схема определения формы ударных волн в расчетных сечениях

линии в меридиональном сечении сопла. Эта же кривая представлена на развертке половины сверхзвуковой части сопла (рис 3) в виде пунктирной кривой. Там же сплошной линией нанесена кривая пересечения РПТ и стенки сопла.

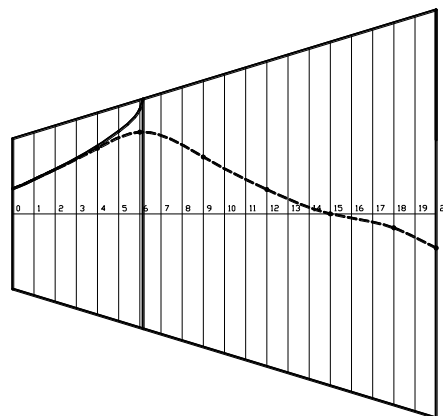


Рис. 3 Аппроксимирующие кривые на развертке половины сопла

Полученные кривые предоставляют возможность определения границ донной области и области сжатия, что позволяет построить картину распределения давления по поверхности сопла и решения основной задачи – нахождения интегральных силовых характеристик сопла.