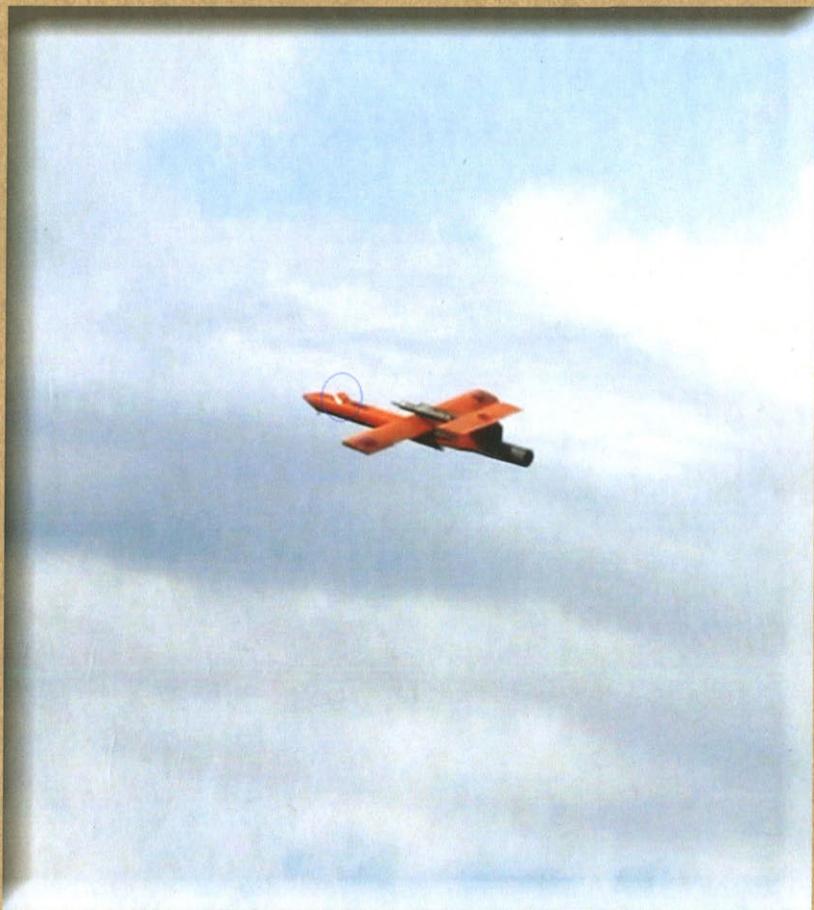


ПУЛЬСИРУЮЩИЕ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫЕ ДВИГАТЕЛИ



1

Министерство образования и науки Российской Федерации
Тольяттинский государственный университет

**ПУЛЬСИРУЮЩИЕ
ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫЕ
ДВИГАТЕЛИ**

Монография



Тольятти
Издательство ТГУ
2014

УДК 621.41

ББК 39.55

П885

Рецензенты:

генеральный конструктор ОАО «Кузнецов», лауреат Премии Правительства РФ по науке и технике, канд. техн. наук,
член-корреспондент Академии наук авиации и воздухоплавания,
заслуженный машиностроитель России *Д.Г. Федорченко*;
академик Академии транспорта, д-р техн. наук,
профессор *Ю.И. Цыбизов*;
д-р техн. наук, профессор Тольяттинского государственного
университета *А.Г. Егоров*.

Авторы:

*К.В. Мигалин, А.В. Амброжевич, В.А. Середа, С.Н. Ларьков,
И.П. Бойчук, А.С. Карташёв, В.Ю. Силевич.*

П885 Пульсирующие воздушно-реактивные двигатели : моно-
графия / К.В. Мигалин [и др.] ; под общ. ред. К.В. Мигалина. –
Тольятти : Изд-во ТГУ, 2014. – 296 с. : пер.

Представлено систематизированное многообразие пульсирующих воздушно-реактивных двигателей (ПуВРД) и оснащенных ими летательных аппаратов (ЛА). Приведен функционально-аналитический обзор наиболее известных ПуВРД (свыше 72 образцов) и ЛА (41) в историческом контексте. Рассмотрены рабочие процессы в ПуВРД, в том числе детонационных, их расчёты и методы проектирования.

Для научных работников, преподавателей авиационных вузов, инженеров, аспирантов, студентов и широкого круга читателей.

УДК 621.41

ББК 39.55

Рекомендовано к изданию научно-техническим советом
Тольяттинского государственного университета.

ISBN 978-5-8259-0782-6

© ФГБОУ ВПО «Тольяттинский
государственный университет», 2014

Предисловие



Разнообразные формы профессионального интереса к пульсирующим воздушно-реактивным двигателям (ПуВРД), несмотря на более чем столетнюю историю вопроса, так и не нашли концентрированного литературного выражения в виде монографий, причем не только в своем отечестве, но и за рубежом. Подобное положение вещей, хотя и нередко встречающееся в технической науке, несправедливо. Авиамоделистам в этом смысле повезло больше: в расчете на их специфику в свое время была издана весьма добротная книга В. Бородина [1]. Среди переводных изданий наиболее полное изложение проблематики ПуВРД содержится в книге под редакцией О. Ланкастера [2] в главе V, написанной Дж. Фоа. Из популярных изданий наиболее известен очерк Огорельца (B. Ogorelec) в сетевой версии [3]. На этом список заканчивается, обнаруживая тематический пробел, что отчасти объясняется невысоким нынешним статусом ПуВРД, с которыми некогда связывались большие надежды. Тем не менее часть научного сообщества, с которой авторы солидаризируются, продолжает воспринимать данную альтернативу в двигателестроении в качестве не исчерпавшего себя в развитии направления, что подтверждается публикацией статей, защитой диссертаций.

Авторский коллектив предлагаемой монографии накопил более чем тридцатилетний опыт исследовательской работы в области ПуВРД широкого типажа, вплоть до детонационных, что позволило представить собственное системное видение соответствующей проблематики и тем самым внести свой посильный библиографический вклад.

В качестве главной причины задержки прогрессивного развития ПуВРД авторы усматривают непригодность традиционного расчетного инструментария, базирующегося на неадекватных физике рабочих процессов квазистационарных представлений, перенесенных из классической теории тепловых двигателей. Отсюда и неизбежное превалирование эмпирических подходов к проектированию, которое в современных условиях не-продуктивно. В связи с этим в приложении авторы сочли уместным представить краткое изложение технологии опережающего численного эксперимента, используемой для проектирования в системах с импульсными тепловыми машинами, включая пульсирующие двигатели.

Монография адресована научным работникам, преподавателям авиационных вузов, инженерам, аспирантам и студентам, обучающимся по программе магистратуры, а также может быть интересна для широкого круга читателей.

1. КЛАССИФИКАЦИЯ И ГЕНЕЗИС ПУВРД



Бескомпрессорная реализация фазы сжатия рабочего тела в термодинамическом цикле оставалась в поле повышенного интереса теоретиков и изобретателей с момента появления двигателей внутреннего сгорания.

В отличие от изобарического процесса, эффект сжатия рабочего тела при изохорическом сгорании позволяет реализовать в камере периодического действия замкнутый прямой термодинамический цикл. Это дает возможность получить без использования специальных компрессионных машин газогенератор с самоподдерживающимся периодическим рабочим процессом, способный создавать тягу, т. е. пульсирующий воздушно-реактивный двигатель (ПуВРД).

Сложное видовое разнообразие объектов техники, возникшее в спонтанных условиях развития машинной цивилизации, среди которых ПуВРД не представляют исключения (рис. 1.1), дает основания для использования биологических терминов и аналогий в рамках соответствующего структурно-видового анализа.

Для режимов медленного горения химических топлив, единственное практически освоенное на данный момент в двигателестроении, условие термического сжатия требует обеспечения в каких-либо формах периодической изоляции объема горения. Под «медленным» горением здесь понимаются экзотермические реакции, протекающие со скоростью распространения фронтов пламени, значительно меньшей соответствующих локальных скоростей звука.

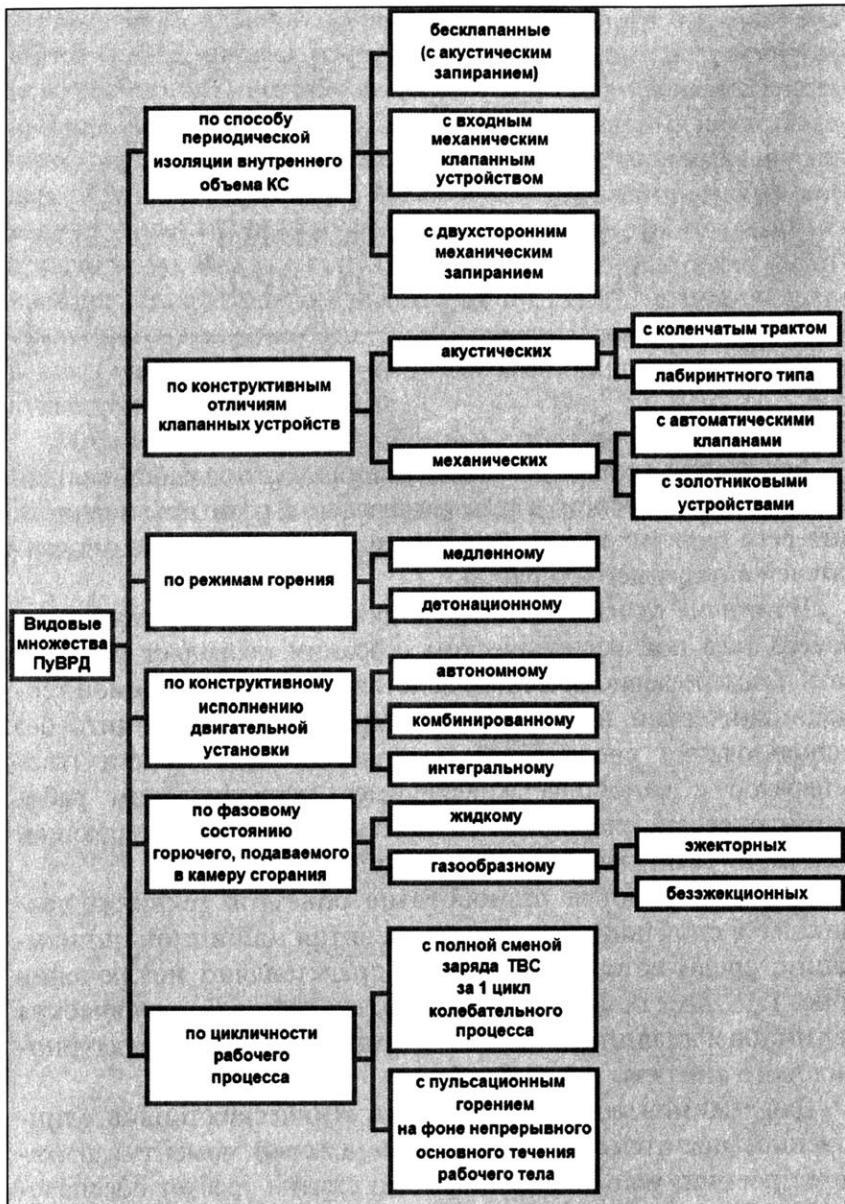


Рис. 1.1. Структурно-классификационные схемы ПуВРД

В области процессов с изохорическим горением изобретательская мысль была сконцентрирована главным образом на способах запирания внутреннего объема камер, которые могут основываться на механическом, акустическом и смешанном принципах реализации. Выбор того или иного способа запирания определяет облик соответствующей тепловой машины и ее функциональные свойства, которые обуславливают видовое многообразие ПуВРД.

Детонационное сгорание, т. е. скоростное протекание химической реакции в условиях запаздывания теплового расширения вовлеченных частиц топливовоздушной смеси (ТВС), рассматривается в настоящий момент как перспективная, но глубоко проблемная альтернатива развития двигателестроения в целом.

Наиболее распространенной формой организации рабочего процесса является завершенный цикл газообмена в течение одного периода колебаний. Однако получили некоторое распространение двигатели с пульсационным процессом (вibrationным горением) на фоне основного течения, в которых газообмен совершается квазинепрерывно.

Согласно традиции, историю пульсирующих воздушно-реактивных двигателей (ПуВРД) принято отсчитывать от изобретения В.В. Караводина [4; 5], хотя это был не реактивный двигатель, а типичная газотурбинная установка (рис. 1.2).

Историографическое обоснование приоритета строилось на том, что в составе данной тепловой машины была камера сгорания (КС) периодического действия с входным пластинчатым клапаном и резонатором, заканчивающимся соплом. Газогенератор, каковым являлась КС (выделен на рис. 1.2 красным контуром), обеспечивал автономный рабочий процесс, а оконечный преобразователь энергии производимого рабочего тела был не обязательен, в его отсутствие вытекающая реактивная струя создавала реактивную тягу. В 1908 году на основе видоизмененной конструкции КСПД была создана экспериментальная установка, а в дальнейшем ряд опытных газотурбинных установок (ГТУ) с частотой пульсаций 70 Гц [5]. В связи с использованием парциальных импульсных турбин КПД этих ГТУ был закономерно низким, что и определило дальнейшую их судьбу.

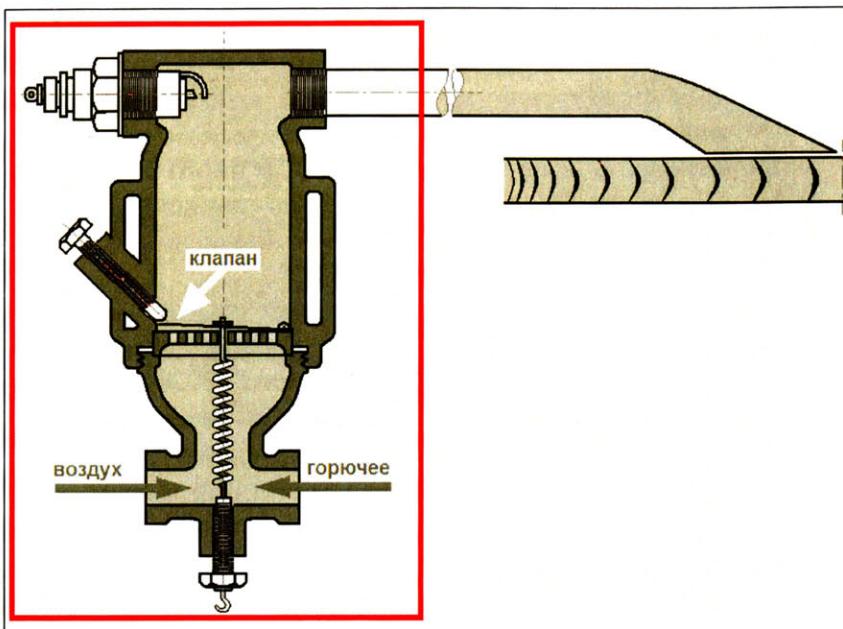


Рис. 1.2. Изобретение В.В. Караводина [4; 5] «Аппарат для получения пульсирующей струи газа значительной скорости вследствие периодических взрывов горючих смесей»
(Привилегия № 15375 от 1906 г.)

Впоследствии был предложен ряд способов запирания камер сгорания. Тем не менее изначальный вариант с входным («холодным») автоматическим клапаном и выходным акустическим («горячим») сохранился в качестве наиболее распространенного. Далее последовала череда непродуктивных попыток промежуточного преобразования энергии газообразного рабочего тела после газогенератора в механическую работу на турбине (Караводин, Хольцвардт и др.) [4; 5]. Главная причина неудач здесь видится в противоречии между пульсационным процессом в газогенераторе и имманентно квазистационарным характером процесса в турбине, несмотря на многочисленные попытки приспособления к быстропеременным волновым режимам работы.

Свободный от посторонних наслоений принцип формирования термодинамического цикла с использованием волновых

процессов вместо механически движущихся частей устройства длительное время находился под спудом. Функциональная концепция ПуВРД (причем бесклапанного, так называемого «реактора-пульсатора»), т. е. газогенератора периодического действия в сочетании с реактивным движителем, была сформулирована Ж. Марконне (патент Франции № 412478 от 1910 г.) в «чистом» виде, но не была доведена до практической реализации по причине неготовности уровня развития того времени к правильному ее восприятию.

Дело в том, что любая авангардная идея требует адекватного осмысления ее роли и места среди технических достижений. На этапе становления должны быть правильно поняты возможные полезные функции технических систем, содержащих в качестве критического звена материальное воплощение новой идеи. В противном случае любые изобретения или даже открытия останутся беспочвенной схоластикой. В авиаракетной области реализация принципиально нового типа двигателя неразрывно связана с осуществимостью соответствующей летающей транспортной системы в облике, порождающем исключительные функциональные возможности. Такого рода единственный, но весьма яркий эпизод в истории ПуВРД был. Речь идет о германском самолете-снаряде V-1 с ПуВРД «Аргус-Шмидт», моральный эффект от которого значительно превысил реальные боевые возможности. На этом «резонансные» достижения в области ПуВРД закончились.

Основываясь главным образом на немецком научно-техническом заделе, в первые послевоенные годы СССР, США и Франция развернули масштабные работы по созданию разнообразных транспортных систем с пульсирующими двигателями: крылатых ракет, пилотируемых самолетов и вертолетов. В период освоения реактивной техники появилось множество изобретений в области воздушно-реактивных двигателей как с периодическим рабочим процессом, так и с постоянным, что объяснялось неудовлетворенностью свойствами главного достижения той эпохи – газотурбинного двигателя в различных его ипостасях, поскольку полезный эффект стоил слишком дорого как с точки зрения термодинамики, так и экономики. В ту пору вполне оправданным выглядело стремление

изобретателей найти асимметричный ответ в виде способов организации рабочего процесса, основывающихся на полностью замкнутом комплексе газотермодинамических факторов и исключающих тем самым необходимость в компрессионных и расширительных машинах. После того как «скоростной кризис» в большой авиации был успешно преодолен, пульсирующие ВРД оказались на задворках прогресса. В области пилотируемой авиации против них выступили низкая экономичность и «устрашающие» внешние факторы – камера красно-белого свечения, в отличие от ГТД не скрытая внутри конструкции, а также сильные вибрации. Сыграло свою роль вполне успешное освоение двигателей прямой реакции с постоянным рабочим процессом: газотурбинных – для аэродинамических ЛА и ракетных – для аэробаллистических, баллистических и космических. В классе крылатых ракет (уст. – «самолетов-снарядов») интерес к ПуВРД был быстро утрачен в послевоенные годы ввиду неудовлетворительных скоростных возможностей по отношению к прочим видам двигателей прямой реакции.

Изобретательству в области ПуВРД, как, впрочем, и в других сферах, были присущи высокая плодовитость, но весьма скромная продуктивность, особенно в «романтической» фазе развития. Предлагалось множество схематичных изобретений, не проявивших впоследствии признаков жизнеспособности. Например, несмотря на вполне предсказуемые трудности в реализации ПуВРД золотниковых схем, обусловленные антагонистическими факторами вращающихся механизмов в сочетании с текучестью конструкционных материалов, сомнительные мас совые характеристики, идея не умерла. Только теперь ее приверженцы переместились в область детонационных двигателей, где состояние дел на современном этапе тоже «романтическое». Справедливости ради следует отметить, что золотниковые камеры сгорания не имели успеха также в области ГТУ.

Свою негативную лепту в депрессивное развитие ПуВРД внесло принципиальное несоответствие расчетного инструментария, базировавшегося на квазистационарных представлениях, волновой природе процесса в ПуВРД, в то время как обычные ГТД были к этому не чувствительны.

2. ПУЛЬСИРУЮЩИЕ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫЕ ДВИГАТЕЛИ С ВХОДНЫМ МЕХАНИЧЕСКИМ КЛАПАНОМ



Вне всяких идеологических штампов следует признать, что основные перспективные идеи, определившие последующий облик технической цивилизации, были сгенерированы немецкими специалистами в период с конца двадцатых годов вплоть до мая 1945 года. Наиболее ярко это проявилось в области авиационной и ракетной техники. Надо заметить, что интеллектуальный задел, созданный в то время в виде ряда образцов так называемых Wunderwaffe, не исчерпался и по сей день. Причем речь идет отнюдь не о спекуляциях на множественных фантастических мифах, а о вполне реальных вещах. Здесь в качестве примеров можно назвать основные виды боевых ракетных комплексов, разнообразные реактивные пилотируемые и беспилотные летательные аппараты, играющие ключевую роль в системах современных и перспективных видов вооружений.

В частности, в рамках доктрины роботизированной дистанционной войны впервые были наложены массовое производство и применение крылатых ракет («самолетов-снарядов» – по терминологии того времени) на базе двигательной установки с ПуВРД, благодаря сбалансированному сочетанию основных функциональных свойств и простоты конструкции. Именно благодаря ПуВРД сформировался классический облик крылатой ракеты (КР) – летательного аппарата дальнего действия с низкой тяговооруженностью, достаточной лишь только для

поддержания скорости на крейсерском режиме полета, что подразумевает необходимость внешней энергетики ввода в полет. В классе полноразмерных КР ПуВРД в силу своей низкой термодинамической эффективности были достаточно быстро вытеснены турбореактивными двигателями, но указанная энергетическая схема сохранилась на уровне парадигмы. Всем этим история техники однозначно обязана единственному массовому образцу КР V-1 (*Vergeltugswaffe-1* – «оружие возмездия»), благодаря которому ПуВРД приобрел широкую известность.

Совершенно в ином классе, но тоже вследствие простоты конструкции миниатюрные ПуВРД получили некоторое распространение в области авиамоделизма. Естественно, не обошли вниманием ПуВРД каскадеры и непрофессиональные любители опасных аттракционов. Впрочем, не исключено, что прогресс в области миниатюризации бортовой радиоэлектронной аппаратуры вновь вызовет к жизни легкие беспилотные летательные аппараты с ПуВРД в качестве средства малозатратного преодоления скоростного кризиса в своем размерном классе.

2.1. Двигатель «Аргус-Шмидт»

В индустриальную эпоху любой объект техники, доведенный до серийного производства, представляет собой продукт коллективного творчества и в этом смысле ПуВРД не составляет исключения. Автору ряда патентов на данную тему П. Шмидту в рамках работ, проводимых фирмой Fieseler по созданию крылатой ракеты с дальностью пуска до 250 км, удалось предъявить к 1939 году демонстрационный образец ПуВРД с приемлемыми характеристиками за исключением неудовлетворительной живучести клапанной решетки (не более 13 минут). Далее последовал непродолжительный период совместных исследовательских работ по заданию министерства авиации в кооперации с фирмой Motoren Gesellschaft Argus. В числе группы специалистов названной фирмы был Г. Дитрих, имевший свое собственное видение проблемы, к тому же воплощенное в виде альтернативного работоспособного образца ПуВРД, датированного тем же 1939 годом.

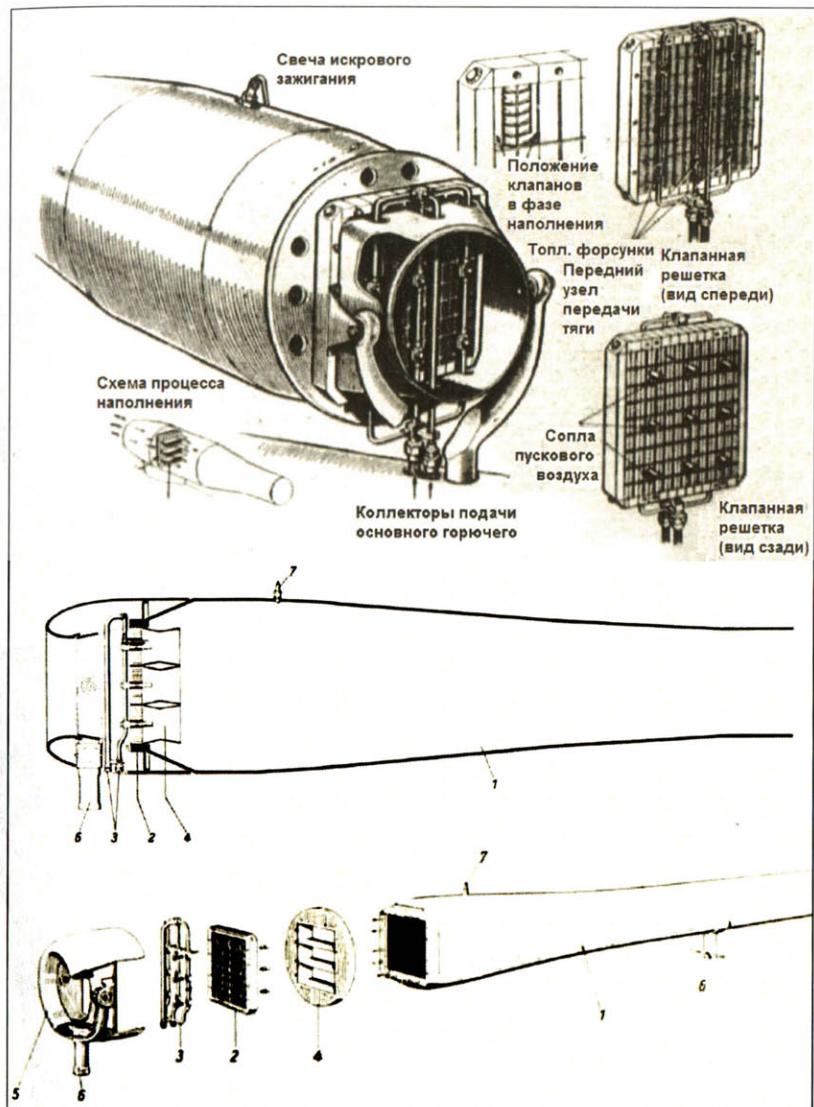


Рис. 2.1. Основные узлы ПуВРД Ас 014:
 1 – корпус; 2 – клапанная решетка; 3 – коллекторы горючего и пускового воздуха; 4 – направляющий аппарат; 5 – входной диффузор; 6 – узлы передачи тяги: передний (с шарнирной термокомпенсацией) и задний (неподвижный);
 7 – свеча искрового зажигания

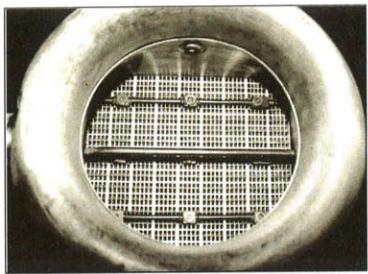


Рис. 2.2. Входное устройство
ПуВРД As 014

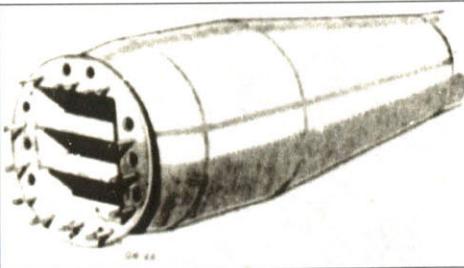


Рис. 2.3. Входной направляющий
аппарат и корпус ПуВРД As 014

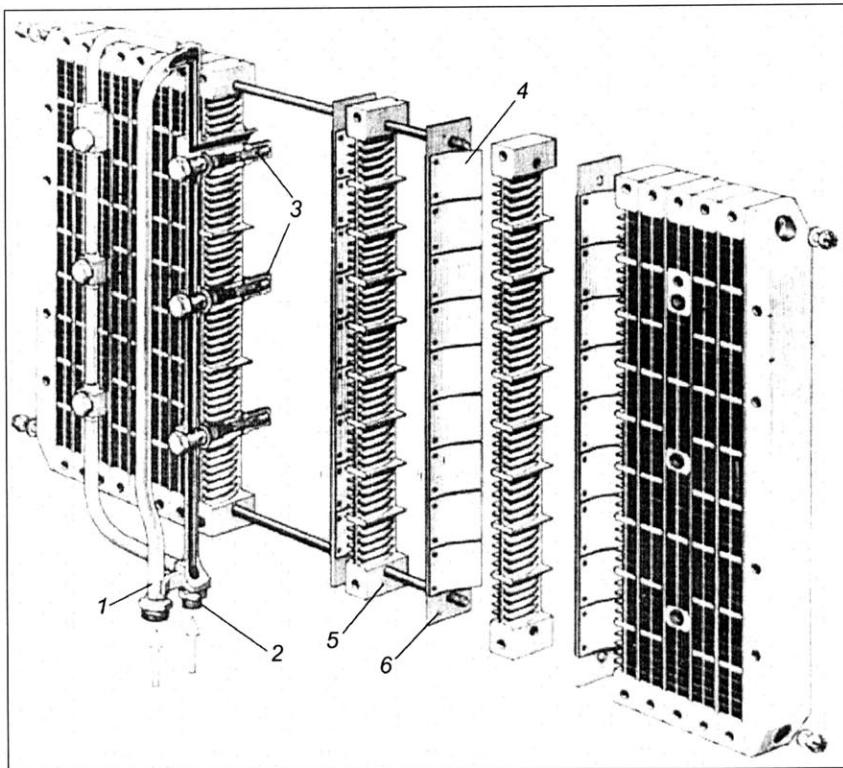


Рис. 2.4. Клапанная решетка ПуВРД «Аргус-Шмидт» HWK 109-014:
1,2 – топливный коллектор; 3 – топливные форсунки;
4 – лепестковые клапаны; 5 – опорная стойка;
6 – державка клапанов

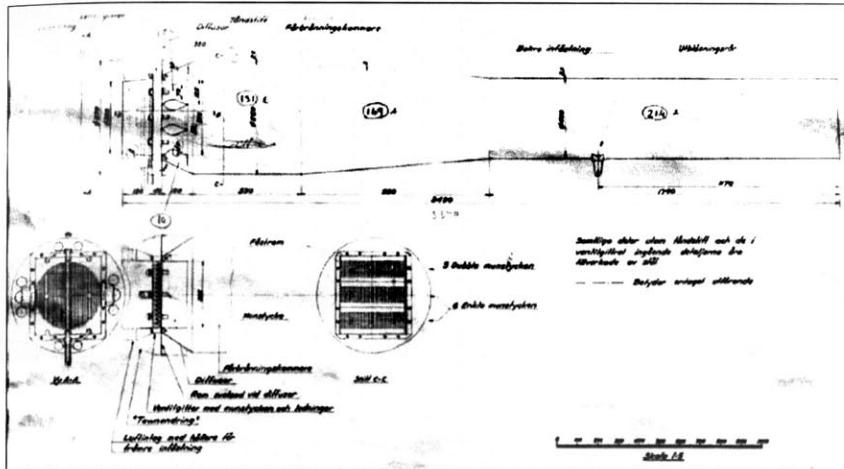


Рис. 2.5. Оригинальный эскиз ПуВРД Ас 014
(размеры указаны в метрической системе)

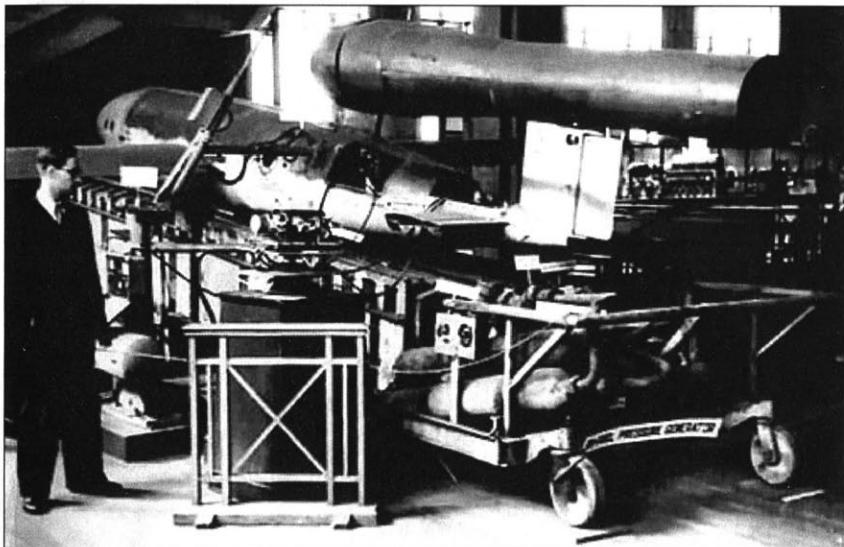


Рис. 2.6. КР V-1 с ПуВРД As 014 на пусковой установке, сбоку видна система пневмопуска

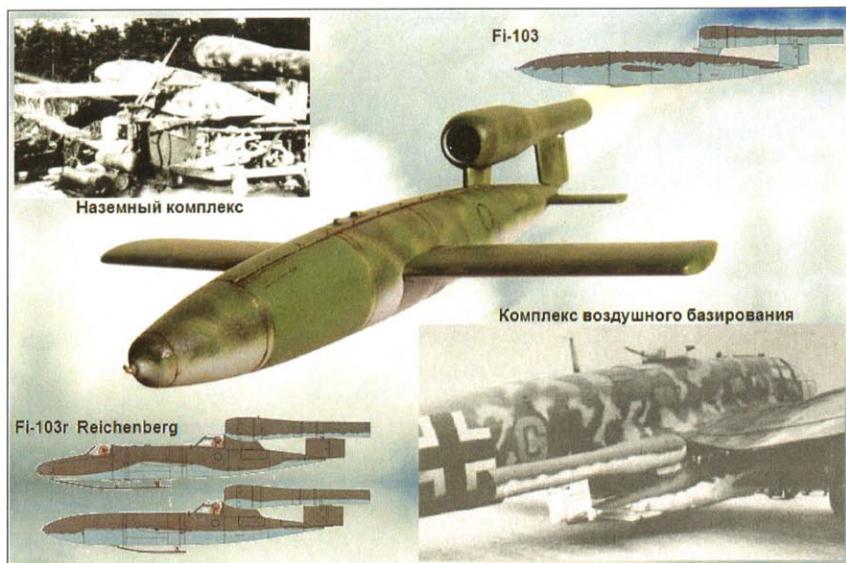


Рис. 2.7. Базовая конструкция КР V-1/ Fi-103 в составе ракетных комплексов наземного и воздушного базирования;
Fi-103r Reichenberg – пилотируемый вариант
в учебном (двухместном) и боевом исполнениях

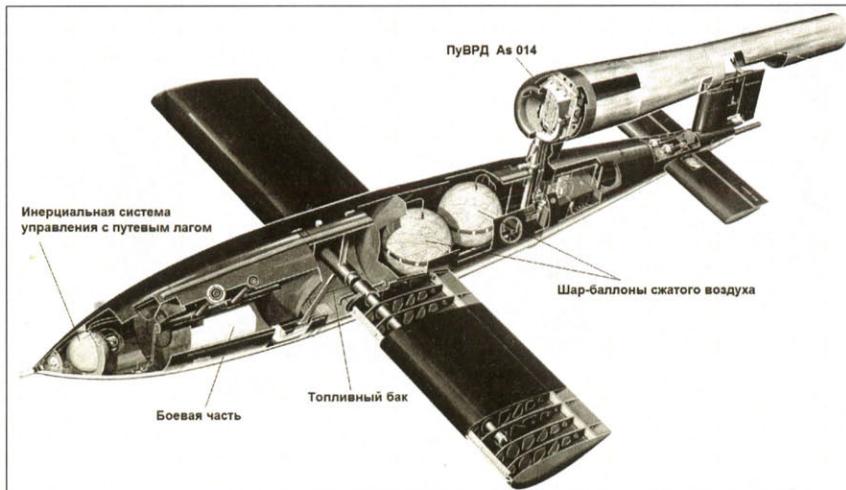


Рис. 2.8. Компоновка КР V-1/ Fi-103

Исчерпав к 1940 году научно-технический задел, носителем которого был П. Шмидт, фирма «Аргус» продолжила работы в автономном режиме, в результате чего в 1942 году появился широко известный серийный ПуВРД «Аргус-Шмидт» (наиболее известное название) HWK 109-014/ As 014 (рис. 2.1–2.6, табл. 1) для крылатой ракеты Fi-103/FZG-76/V-1 (рис. 2.6–2.8, табл. 2).

Таблица 1

ТТХ ПуВРД «Аргус-Шмидт» HWK 109-014 [6–9]

№ п/п	Характеристики	Высота полета, м	Максимальная скорость полета, км/ч*	Значение
1	Тяга, кГс	0	750	390
		3000	560	202
		—	800	0**
2	Частота пульсаций, Гц			47
3	Горючее			бензин
4	Удельный расход горючего, кг/кГс/ч			3,4
5	Давление в КС, кГс/см ²			2,5...6,0***
6	Масса двигательной установки, сухая, кг			150
7	Длина камеры, м			3,66
8	Ресурс клапанной решетки, мин			более 30

* Значительное изменение высотно-скоростных характеристик как неизбежное проявление свойств автоматических клапанов.

** У ранних образцов, за счет открытия клапанов скоростным напором.

*** Путем изменения размеров КС в процессе модернизации.

Таблица 2

**Тактико-технические характеристики самолета-снаряда
Fi-103/ V-1 [6–9]**

№ п/п	Характеристика	Значение
1	Стартовая масса, т	2,2
2	Максимальная скорость полета, км/ч	600...800*
3	Максимальная высота полета, м	3000
4	Масса боевой части, т	0,7...1,0*
5	Емкость топливного бака, л	600
6	Дальность полета, км	250
7	Длина, м	7,6
8	Размах крыла, м	5,5...7,0**

* Наращивалась в процессе серийного производства.

** Уменьшался по мере повышения нагрузки на крыло при модернизации.

Конструкция двигателя была выполнена на базе автоматической впускной клапанной решетки конструкции П. Шмидта и выходного акустического клапана в виде трубы-резонатора. Горючее подавалось через специальные клапаны, открывающиеся синхронно с решеткой. Запуск осуществлялся от автомобильной свечи с одновременной подачей ацетилена на входе в клапанную решетку.

Наращивание возможностей по мере модернизации осуществлялось главным образом за счет варьирования внутреннего объема камеры сгорания без изменения формы резонаторной трубы.

Ряд правильно принятых ключевых технических решений обусловил получение гармоничного сочетания функциональных свойств объекта, а именно:

- высокая в своем классе расходонапряженность тракта ввиду минимизированной загроможденности элементами клапанной решетки мелкочешуйчатой конструкции, обеспечившей

максимизацию расхода воздуха, несмотря на некоторое усложнение, которое вполне обосновывалось условиями одноразового применения (не предусматривавшими проведение регламентных работ);

- механический способ запирания на входе в сочетании с непосредственным впрыском горючего, позволяющий повысить топливную экономичность;
- достижение в силу комплекса вышеуказанных мероприятий высокого показателя лобовой тяги.

Клапанная решетка была наиболее проблемным местом двигателей данного типа, однако разработчикам удалось со временем добиться вполне удовлетворительного, исходя из функционального назначения, ресурсного показателя — немногим более 30 минут.

По этой причине ее конструктивное исполнение (рис. 2.4) послужило в 1950–60-х гг. образцом для многочисленных подражаний, которые, несмотря на все потуги, ни в чем существенно не превзошли оригинал. Выбор облика клапанной решетки обосновывается стремлением к повышению показателя удельной лобовой тяги, который не является сильной стороной ПуВРД, за счет максимально возможной расходонапряженности при минимизации площади проходного сечения в открытом положении.

Что же касается геометрии проточной части, то здесь проектные решения были нацелены на обеспечение волновой настройки за счет правильного подбора длины и диаметра резонаторной трубы и площади проходного сечения клапанной решетки. Например, уменьшением объема камеры сгорания якобы даже удалось увеличить максимальное давление цикла с 2,5 до 6,0 кГс/см². Форма конца резонаторной трубы, по утверждению П. Шмидта, существенной роли не играла.

Запуск двигателя осуществлялся от автомобильной свечи с синхронной подачей воздуха перед клапанной решеткой.

Сила тяги, как и положено воздушно-реактивному двигателю, в значительной степени зависела от высоты и скорости полета. С ростом скорости тяга первоначально увеличивалась за счет скоростного напора, а затем уменьшалась. Вырождение первых модификаций ПуВРД как движителя наступало

примерно при скорости полета 800 км/ч (табл. 1). Примерный вид высотно-скоростной характеристики приведен там же. К концу войны максимальную скорость полета удалось поднять до уровня 800 км/ч.

Ввиду низкой тяговооруженности КР V-1 нуждалась в использовании наземного пускового устройства длиной 42 м с пневмоприводом, разгонявшим тележку с летательным аппаратом до скорости 280...320 км/ч (рис. 2.6, 2.7, 2.9). Главным идеологом стартового комплекса выступила другая знаменитость – Г. Вальтер, который в свойственном ему жанре решил задачу генерации пара за счет каталитического разложения перекиси водорода перманганатом натрия. Одним словом, стартовая площадка представляла собой стационарное громоздкое и легкоуязвимое сооружение. Дальности полета, составлявшей 250 км, было в принципе достаточно, чтобы «попугать» англичан, укрывшихся за Ла-Маншем, но впоследствии она тоже была несколько увеличена.

Существовал также серийный вариант воздушного базирования КР V-1 (рис. 2.7) с максимальной дальностью пуска до 330 км, о боевой эффективности которого история умалчивает. Учитывая уровень развития систем наведения, обычное снаряжение боевых частей, а также не массированный характер применения, это были всего лишь испытания в боевых условиях.

Надо отдать должное немецким специалистам, которым удалось найти удачное применение данному типу двигателей и создать работоспособную конструкцию. Расхожее мнение о том, что данный проект носил политический характер, с легкостью опровергается тем фактом, что выпуск КР V-1 за последние девять месяцев войны составил более 10000 экземпляров. Всего же было изготовлено 32000 экземпляров на заводах Fieseler, Volkswagen и Mittelwerke – объем производства явно избыточный для политических демонстраций. Не всякий поршневой авиационный мотор за весь период его производства мог похвастаться таким тиражом. Возможность массового производства V-1 в таких объемах обеспечила в первую очередь простота и технологичность двигателя. Фактически был сделан первый ударный беспилотный летательный аппарат, который даже в условиях достигнутого на тот момент уровня развития систем

навигации и наведения имел достаточно высокую эффективность, о чем свидетельствует объем его производства и то обстоятельство, что, по разным источникам, от 20 до 32 % КР V-1 наземного базирования поразили цели на британских островах. По мнению некоторых специалистов, V-1 оказались наиболее эффективными из всех образцов чудо-оружия, доведенных до боевого применения.

Не последнюю роль в этом сыграла также высокая технологичность конструкции V-1 с широким использованием электросварки, что позволило снизить трудоемкость изготовления и обеспечить массовый выпуск.

Наиболее известным примером пилотируемого летательного аппарата с ПуВРД была модификация КР V-1 воздушного базирования –Fi-103R Reichenberg (табл. 3) в комплексе с самолетом-носителем He-111 (рис. 2.7).

Помимо того, на базе ПуВРД As 014 по заданию министерства авиации сразу несколькими конструкторскими коллективами разрабатывалась серия мини-перехватчиков и ударных самолетов (рис. 2.9–2.15, табл. 3).



Рис. 2.9. КР V-1 на направляющей пусковой установке
(прочее стартовое оборудование у музеиного экспоната отсутствует)

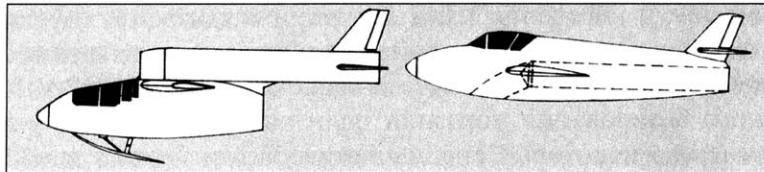


Рис. 2.10. Компоновочные варианты истребителя «Мессершмитт»: Р.1079 [9;10]

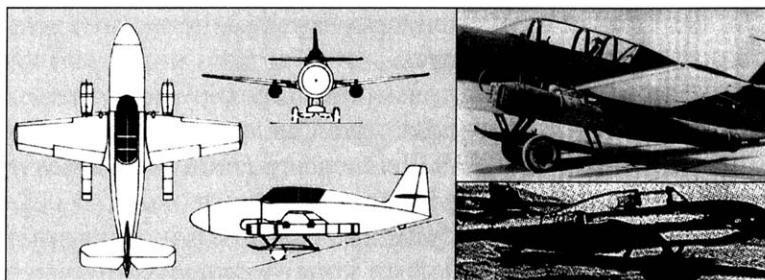


Рис. 2.11. Варианты истребителя-бомбардировщика Ме-328:
с двигателями под крылом (ранний)
и в хвостовой части фюзеляжа (поздний) [9; 10]

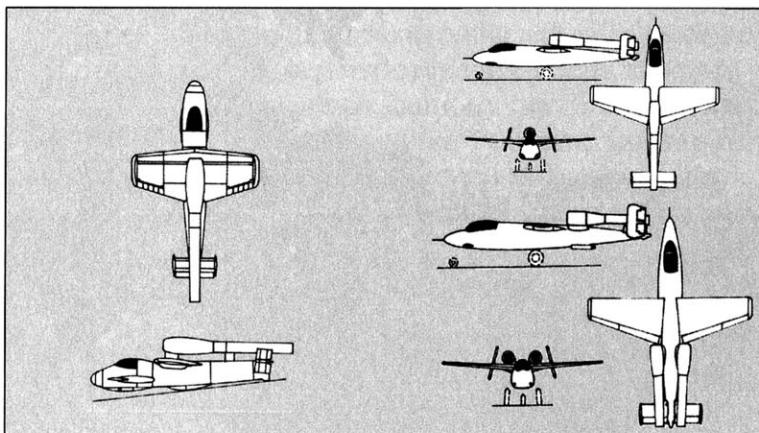


Рис. 2.12. Проект переделки
ракетного мини-перехватчика
He P.1077 Julia II в бортовой
истребитель с ПуВРД (Romeo) [9; 10]

Рис. 2.13.
Нереализованные
проекты «Хейнкель» –
He 162 В-1/ В-2 [9; 10]

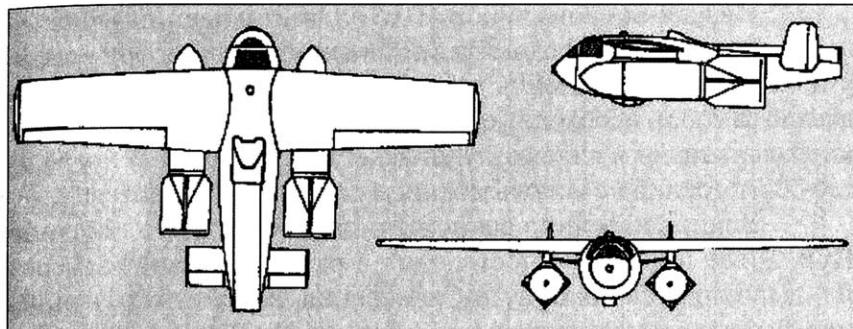


Рис. 2.14. Мини-бомбардировщик DVL Flugsegler [9; 10]
с явно переразмеренными авиабомбами

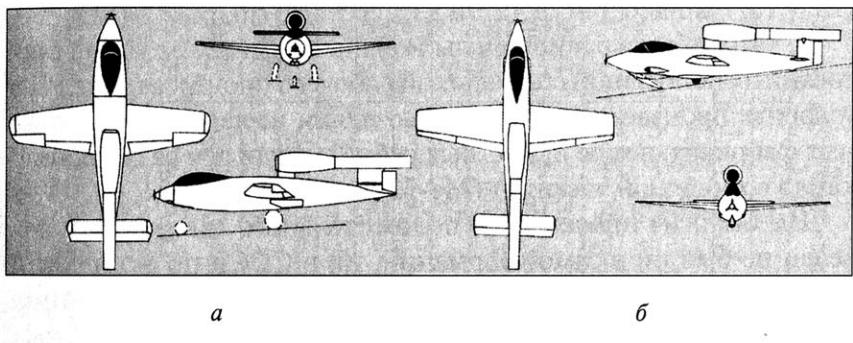


Рис. 2.15. Проект фирмы «Юнкерс»:
ПуВРД вместо ТРД –Ju EF 126 Elli (а) и Lilli (б) [11]

Основой мотивации подобных программ была возможность получения скорости полета несколько большей, чем позволяла развить винтомоторная установка на фоне дешевизны двигателя, обеспечивавшей многократное снижение производственных затрат, что было критично в условиях истощения ресурсов.

Конструкторская мысль породила множество решений по облику и компоновке, учитывавших специфические свойства ПуВРД, резюмируя которые, можно сформулировать парадигму проектирования аппаратов данного класса.

- Низкая экономичность ПуВРД в стремлении к повышению дальности обусловила минимизацию тяговооруженности на уровне обеспечения режима поддержания скорости, что влекло за собой необходимость применения внешней энергетики ввода в полет в виде воздушного старта, либо наземного катапультного, либо с использованием стартовых ускорителей.
- Ввиду наличия единственного освоенного образца ПуВРД все проектные построения в различных типоразмерах ЛА выполнялись лишь путем изменения числа камер (например, были и четырехдвигательные версии Ме-328).
- В связи с неосвоенностью режимов сверхзвукового полета, несмотря на существенные различия в удельном импульсе, ракетные, пульсирующие и газотурбинные двигатели серьезно рассматривались в качестве проектной альтернативы (He P.1077 Romeo, рис. 2.12, Ju EF 126 Elli/ Lilli, рис. 2.15).
- Выработка рациональных компоновочных схем, продиктованных негативной спецификой рабочего процесса в ПуВРД в условиях производства деталей фюзеляжа из дерева на мебельных фабриках, в ходе проектных работ вынудила к размещению камер в хвостовой части ЛА (Ме-328В, рис. 2.12).

Ни один из проектов до положительного завершения доведен не был ни в самой Германии, ни в СССР по окончании войны. Непреодолимыми противопоказаниями к применению в классе пилотируемых самолетов обратились имманентные свойства ПуВРД – низкие экономичность и ресурс, вибрации, шумность, компоновочные ограничения, проблематичность капотирования или размещения во внутренних объемах пилота камеры, нагретой до температуры свечения. Окончательное решение вопроса определил последующий газотурбинный «бум» в авиации, который в одночасье снял все проблемы скоростного кризиса, а заодно «надолго и всерьез» убил всякую альтернативу.

Таблица 3

Основные сведения о немецких пилютируемых легательных аппаратах с ПуВРД [10–13]

Данные		Образцы						
Разработчик	Fi-103R	Me 328A-1/B-1	Me 328A-2/B2/B3	Jägdsiegler	Bv P.213	He P.1077	He 162B	EF 126
Класс	KP	Fieseler Messerschmitt	Messerschmitt	DVL	Blohm & Voss	Heinkel	Heinkel	Junkers/ ОКБ-1
Старт	возд.	И/ Б	И/ Б	И/ Б	И	И	И	И/Ш
Летные испытания	1944 г.	1943 г.	—	—	—	—	—	кат./СУ
Размах крыла, м	5,70	6,40	8,50	5,00	6,00	4,60	7,20	6,55
Длина, м	8,00	6,83	8,63	3,00	6,20	6,80	9,00	7,45
Высота, м	—	2,10	2,10	—	2,28	1,00	2,55	—
Площадь крыла, м ²	—	7,50	12,00	3,50	5,00	7,20	11,15	8,90
Стартовая масса, кг	2250	2200	3800	640	1560	1795	3300	2800
Масса горючего, кг	—	290	1520	160	—	—	—	—
Боевая нагрузка, кг	850	−/1000	−/1000/1400	—	—	—	—	−/2×400
Скорость макс., км/ч	—	755	920	900	950	980	810	780
Скороподъемность Н = 0 / Н = 4000 м, м/с	−/−	−/16	−/25	−/−	20/−	−/−	18,3/−	−/−
Дальность, км	330	770	1400	—	150	—	410	350
Потолок, м	2500	—	—	—	10000	—	8000	—

Обозначения: И – истребитель, Б – бомбардировщик, Ш – штурмовик, СУ – стартовый ускоритель.

2.2. Послевоенное «клонирование» немецкого прототипа

Многообразный немецкий научно-технический задел, доставшийся странам-победителям в качестве трофея, без какого-либо перерыва был использован бывшими союзниками в послевоенной гонке вооружений. Достижения были столь грандиозные и футуристические, что для их освоения в СССР и США были созданы специальные государственные структуры. Политика копирования систем перспективных вооружений себя оправдала и привела к революционным результатам в исполнении обеих противоборствующих сторон. Впрочем, не обошлось и без исключений из общего правила. Одним из примеров такого рода может служить тупиковая линия послевоенного развития ПуВРД.

Условия для развития летательных аппаратов с пульсирующими ВРД в Советском Союзе были вполне благоприятными в связи с наличием сложившихся на тот момент и самостоятельно функционировавших научно-технических школ. Пульсирующими ВРД занимались и в предвоенные годы и во время войны в рамках программ, проводившихся в ЦИАМ им. П.И. Баранова и других организациях, но без особых практических успехов. Официальная историография гласит, что в период с 1941 по 1944 год будущий академик В.Н. Челомей с коллективом сотрудников ЦИАМ независимо от секретных работ, проводимых в Германии, разработал и осуществил доводку опытного ПуВРД ВЧ-2 статической тягой 300 кГс, по конструкции близкого к двигателю «Аргус-Шмидт» [7;13]. Возможно, оно и так, ведь «идея витала в воздухе», а патенты были доступны. Тем не менее наиболее ранний образец КР («самолета-снаряда») – 10Х представлял собой воссозданную ОКБ-51 в начале 1945 года ракету V-1 с трофеинм двигателем As 014, захваченным на территории Прибалтики в 1944 году и «нострифицированным» под обозначением «Д-3». Затем, уже в результате технологического копирования, появилось «изделие» Д-5 (рис. 2.16), которое прошло полный цикл испытаний, в том числе и на борту летающей лаборатории (рис. 2.17).

С наземной пусковой установкой дела обстояли не столь гладко – таковых в числе трофеев не оказалось. В связи с этим работы пошли по линии КР класса «воздух – поверхность» –

изделие 10X (рис. 2.19–2.20). С понятной задержкой появилась наземная модификация ракетного комплекса с КР 10XН, дооборудованной, в отличие от прототипа, твердотопливным стартовым ускорителем (рис. 2.18), но нуждавшейся в столь же громоздкой пусковой установке (рис. 2.21). Впоследствии эти работы легли в основу ряда отечественных ПуВРД для оснащения опытных образцов двухдвигательных крылатых ракет 14X и 16X (рис. 2.18, 2.22–2.24, табл. 4). Развитие шло в основном по линии интенсивного наращивания силы тяги и повышения аэродинамического совершенства планера. В итоге была получена рекордная для летательного аппарата с ПуВРД скорость полета 912 км/ч, которая, однако, к началу 1950-х гг. была уже не достаточна. Осознание военно-политическим руководством СССР бесперспективности системы вооружений данного облика наступило в 1953 году (т. е. несколько раньше, чем в США) и повлекло за собой закрытие программы. Ядерные боезаряды массой до 900 кг к тому времени еще не появились, а использование обычных с точностью попадания 5×5 км на дальностях пуска 200...300 км [14] не имело смысла. К тому же дозвуковые неманеврирующие КР, движущиеся на высотах до 3000 м, не относились к числу проблемных воздушных целей для реактивной истребительной авиации.

Таблица 4

Крылатые ракеты «воздух – поверхность» ОКБ-51 [13–15]

Образцы	10X ¹⁾	14X	16X
Датировка гг. НИОКР	1944–1945	1946	1947–1953
Носитель	Пе-8 ²⁾	–	Ту-4
Стартовая масса, кг	2126...2130	2500	2500
Масса БЧ, кг	800	800	900
Двигательная установка	1×Д-3/ Д-5	2×Д-5	2×Д-5, 2×Д-312, 2×Д-14-4
Сила тяги, кГс	1×310	2×420	–
Максимальная скорость полета, км/ч	550...600	800 ³⁾	714...780 ⁴⁾ / 912 ⁵⁾

Окончание табл. 4

Образцы	10Х ¹⁾	14Х	16Х
Максимальная дальность	более 100	250	–
Размах крыла, м	около 6,0	6,5	6,5
Длина, м	около 8,0	7,6	7,6
Максимальный диаметр фюзеляжа, м	около 0,8	0,85	0,85

- 1) Разрабатывалась также в варианте 10ХН класса «земля – земля».
- 2) В наличии имелось всего 72 дальних бомбардировщика данного типа, в связи с чем перепрофилирование некоторых из их числа в носители КР было сомнительной организационной задачей.
- 3) Проектные данные, не подтвержденные испытаниями.
- 4) Предположительно с ПуВРД Д-312 (1948 г.).
- 5) С ПуВРД Д-14-4 (1949 г.)

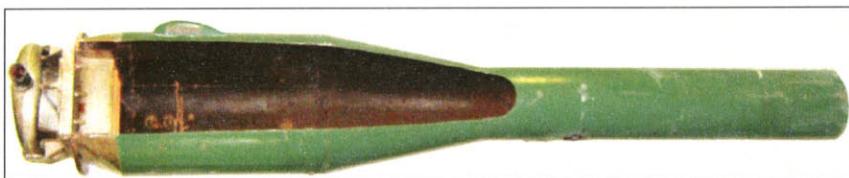


Рис. 2.16. ПуВРД Д-5



Рис. 2.17. Летающая лаборатория B-25 Mitchell с ПуВРД Д-5

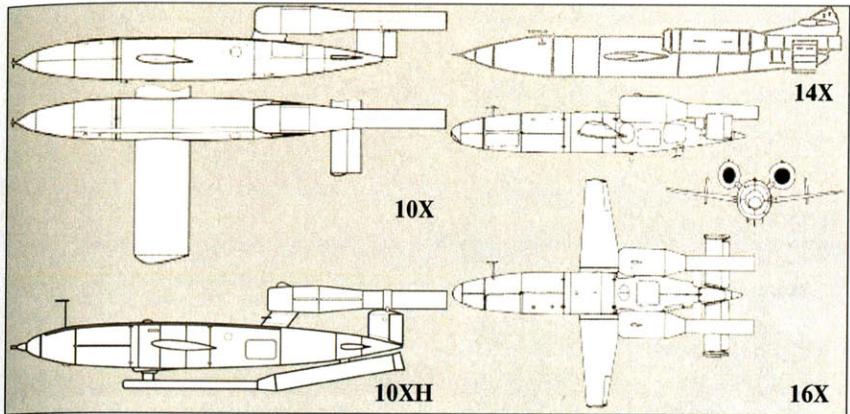


Рис. 2.18. Опытные КР класса «воздух – поверхность»
ОКБ-51 [13–15]

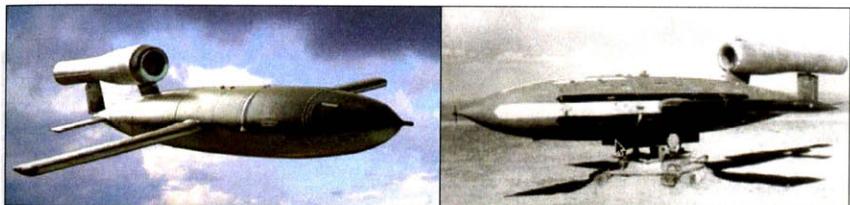


Рис. 2.19. КР 10Х с ПуВРД Д-3/Д-5

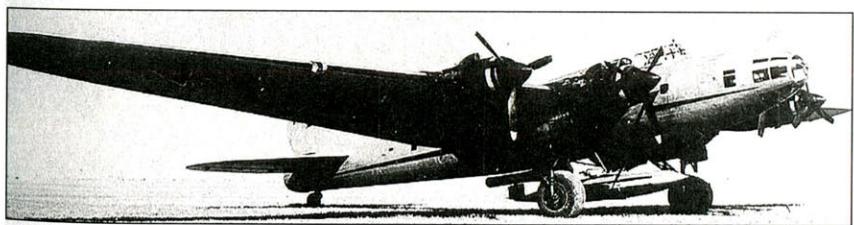


Рис. 2.20. Дальний бомбардировщик Pe-8 – носитель КР 10Х



Рис. 2.21. Система старта КР наземного базирования 10ХН

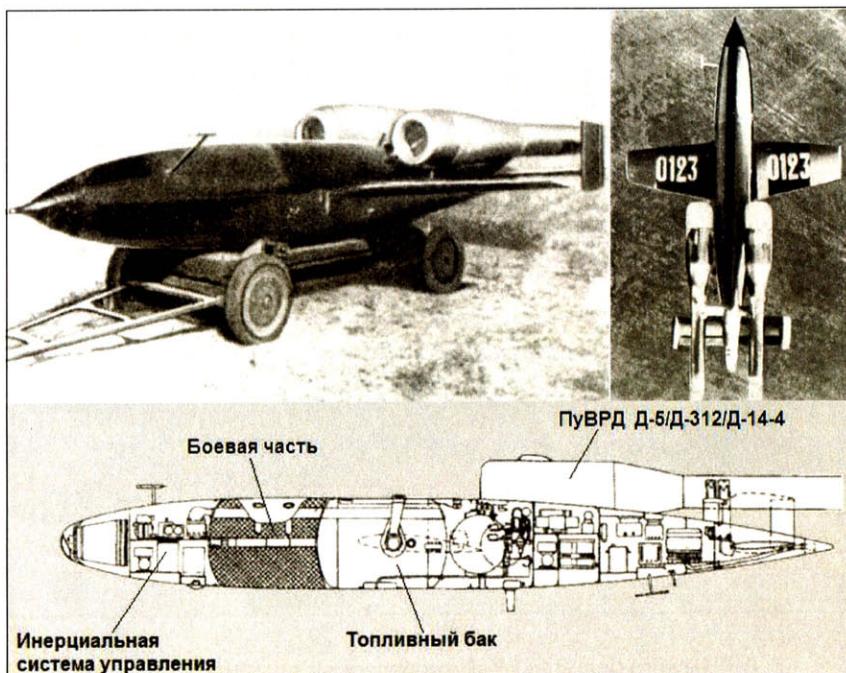


Рис. 2.22. КР 16Х



Рис. 2.23. Пуск КР 16Х
с борта фронтового
бомбардировщика Ту-2

Рис. 2.24. КР 16Х
на подкрыльевом узле дальнего
бомбардировщика Ту-4

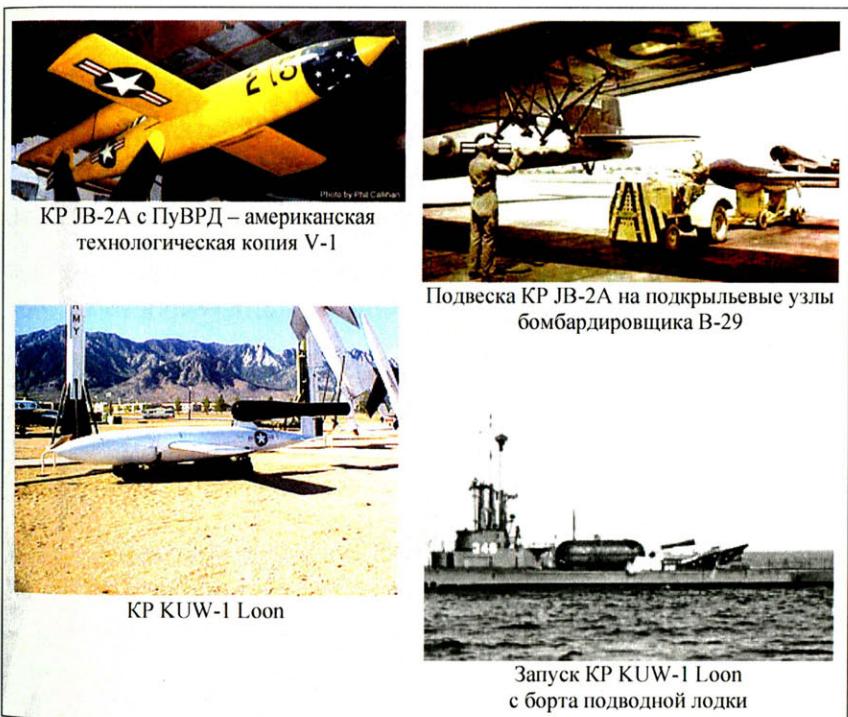


Рис. 2.25. Американские подражания системе V-1

На американской стороне тоже прониклись идеей КР с ПуВРД, что подкреплялось достаточным количеством трофеиной «матчасти». По прошествии трех недель с момента получения первого трофеиного образца в июле 1944 года V-1 была скопирована и в августе того же года был выдан заказ на постройку первой партии в 1000 экземпляров под индексом «JB-2» (рис. 2.25) [7; 16]. В январе 1945 года заказ был увеличен до 75000 единиц, но быстрый исход войны скорректировал план и производство остановилось на выпуске 1200 экземпляров. Воспроизведены были также способы базирования — как освоенные в производстве и боевом применении: наземный, воздушный, так и опытный: с борта подводной лодки со стартом из герметичного наружного контейнера с помощью твердотопливного стартового ускорителя в надводном положении носителя (рис. 2.25).

В феврале 1947 года была запущена собственная версия КР KUW-1 Loon (рис. 2.25) морского базирования с улучшенными ТТХ: стартовая масса была увеличена до 5000 кг, а максимальная скорость — до 425 узлов (776 км/ч). Несмотря на безнадежную техническую отсталость, КР KUW-1 находилась на вооружении в период 1952–1965 гг., что можно объяснить упорным непониманием военно-политическим руководством США решающей роли баллистических ракет в ожидавшейся ядерной войне и долгое время отдававшим предпочтение аэродинамическим и аэробаллистическим средствам доставки.

В отличие от весьма невнятных сведений о советских ПуВРД Д-3, Д-5, Д-312, Д-14-4, американские вариации на эту тему в достаточной мере освещены в открытой печати, что позволяет отследить эволюцию немецкого образца на американской почве. Первоочередной проблемой, естественно, было повышение ресурса клапанной решетки. Эту задачу американские специалисты пытались решить за счет внесения конструктивных и технологических изменений, но на этом поприще явно не преуспели.

К примеру, чисто умозрительно можно заключить, что поздние вариации (рис. 2.26–2.29), датированные 1950–1960 гг., не наследовали рационального расположения лепестковых клапанов исходной конструкции типа губной гармошки (рис. 2.4) за счет выноса места наибольшего изгиба лепестка в более холодную часть навстречу набегающему воздушному потоку. Геометрия

двухслойного лепесткового клапана желобковой формы с двумя вариантами исполнения седла клапана (рис. 2.26) выражает попытку путем подбора материала упругого элемента решить проблему ресурса. В [17] отмечалось, что лучший результат достигался, когда один слой клапанной пружины выполнялся из латуни, а другой – из пружинной стали.

Отличительной чертой решеток в прямоугольном (рис. 2.27) и осесимметричном (рис. 2.28) исполнениях является асимметричная схема клапанных ячеек с фрезерованными каналами криволинейной формы, что плохо укладывается в представления о технологичности одноразовой конструкции.

Из-за высоких ударных и тепловых нагрузок механические клапаны (рис. 2.26–2.28) имели низкий ресурс работы – немногим более получаса.

Схема механической клапанной решетки повышенного ресурса (рис. 2.29), по замыслу автора, основывалась на использовании резиновых или иных полимерных упругих накладок в зоне контакта лепесткового клапана с седлом.

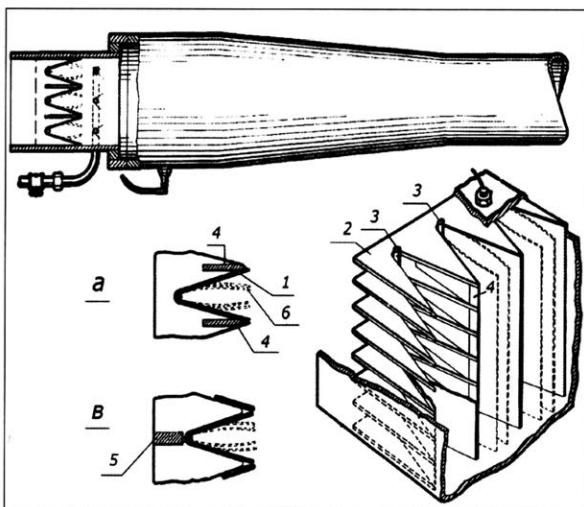


Рис. 2.26. Клапан высокой пропускной способности для ПуВРД [18]:

- 1 – двухслойный лепестковый клапан;
- 2 – формообразующие пластины;
- 3 – оси фиксации клапана;
- 4 – седло клапана;
- 5 – упор;
- 6 – лепестковый клапан в открытом положении

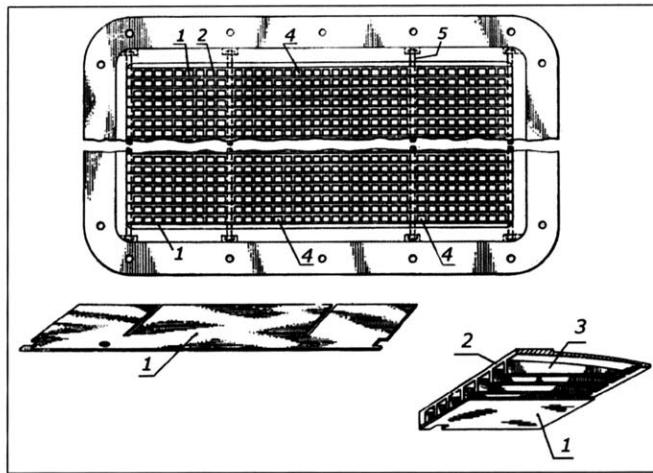


Рис. 2.27. Клапанное устройство [19]: 1 – набор пружинных лепестков; 2 – несущие пластины; 3 – фрезерованные ребра; 4 – впускные каналы; 5 – стяжные шпильки

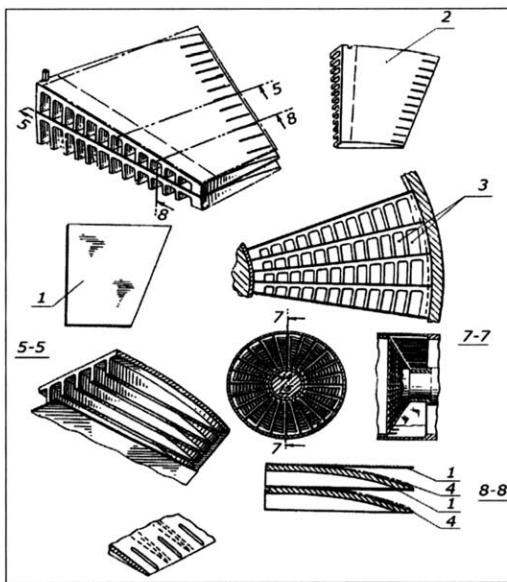


Рис. 2.28. Клапанное устройство для осесимметричного канала [20]:
 1 – лепестковый клапан; 2 – несущие ребристые пластины;
 3 – каналы; 4 – открытое положение лепестка клапана

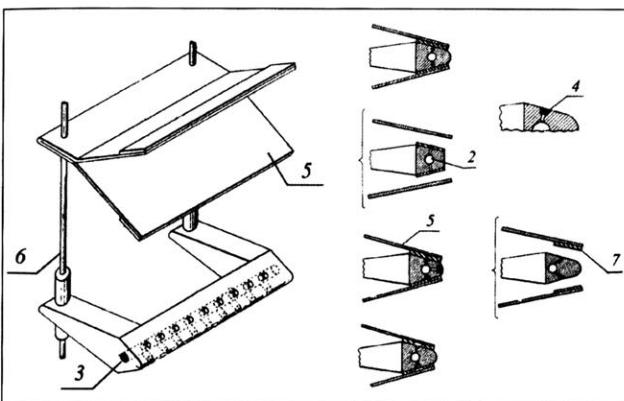


Рис. 2.29. Клапанное устройство повышенного ресурса [21]:

- 1 – седло;
- 2, 4 – отверстия;
- 3 – коллектор седла;
- 5 – клапаны;
- 7 – мягкие накладки

С целью охлаждения клапана горючее подается через коллектор седла. Впрочем, для тех, кто на практике ощутил эффекты, сопровождающие процесс запуска ПуВРД, жизнеспособность такого рода решения более чем сомнительна. Дальнейшая судьба полимерных элементов конструкции однозначно плачевна в случае единственного нештатного запуска с выбросом пламени, который для данного типа двигателя считается явлением вполне ординарным.

Изобретательство на тему многоячеистой клапанной решетки приведенными образцами, естественно, не ограничилось, но навязчивое резюме из всего этого «буйства красок» сводится к констатации того факта, что работоспособная конструкция ПуВРД «Аргус-Шмидт» еще в 1942 году своим появлением практически исчерпала резервы развития в классе полноразмерных летательных аппаратов, за которым последовали только бесплодные потуги эпигонов.

Круг подражателей системе V-1 сверхдержавами не ограничился, за дело взялись также во Франции и даже в Австралии [7; 16].

«Самолет-снаряд» собственной разработки французские специалисты, достаточно оперативно оценив обстановку в 1948 году, конвертировали в летающие мишени Арс-550, Арсенал-5501(рис. 2.30, табл. 5).

Австралийский аналог V-1 Djindivik E7/48 разрабатывался по заданию тамошнего министерства обороны сразу с турбореактивным двигателем и в виде летающей мишени (рис. 2.31, табл. 5). Из сравнения характеристик летательных аппаратов с примерно одинаковым планером, но альтернативными типами двигательных установок – ПуВРД и ТРД следует, что в последнем случае дальность увеличилась примерно в 3,1 раза при тяговооруженности, возросшей почти четырехкратно (табл. 5), что дало также значительный резерв повышения скорости полета.

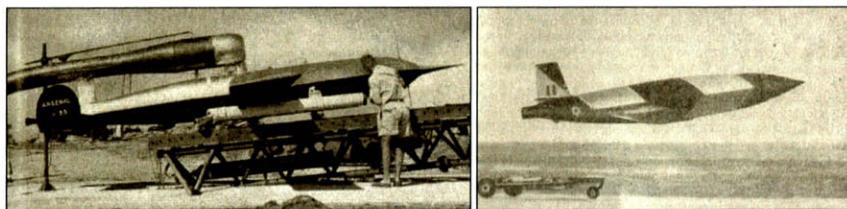


Рис. 2.30. Летающая мишень
CNCA Arsenal-5501/ Nord CT-10
(Франция) [22]

Рис. 2.31. Летающая мишень
Djindivik E7/48 с ТРД
(Австралия)

Таблица 5

Летающие мишени – аналоги V-1 [7; 16; 22]

Тип	Apc-550*	Арсенал-5501	Djindivik E7/48
Тип двигателя	ПуВРД	ПуВРД	ТРД
Тяга двигателя, кГс	–	180	680
Стартовая масса, кг	660	660	–
Дальность полета, км	–	320	1000
Макс. высота полета, м	–	5850	–
Размах крыла, м	–	4,25	5,70
Длина фюзеляжа, м	–	6,00	6,60

* Доступная информация весьма скучна, но, исходя из того что мишень Арсенал-5501 – поздняя модификация конверсионного образца Apc-550, можно предположить близкое сходство их характеристик.

Таким образом, налицо один из ряда достаточно выразительных примеров превосходства газотурбинного двигателя, которые привели к пониманию бесперспективности дальнейшего развития беспилотных летательных аппаратов в облике V-1.

Следует отметить, что все проекты послевоенных лет были внешне весьма похожи на V-1, в том числе и опытные образцы конструкции В.Н. Челомея. Примененная фирмой Fieseler компоновка КР с двигательной установкой на основе ПуВРД при всей ее тривиальности безальтернативна для универсальной однодвигательной ракеты с требованием обеспечения варианта с катапультным стартом. Это связано с очень высокой температурой корпуса двигателя (до 900 °C) и необходимостью его охлаждения, воздействием пульсирующей реактивной струи на элементы конструкции планера и сильными вибрациями, передаваемыми на фюзеляж. Исходя из функционального назначения КР, одним из важнейших условий проектирования являлось применение в конструкции планера недефицитных материалов с целью обеспечения массовости производства, т. е. главным образом дерева, занимавшего в авиационной промышленности того времени одну из ключевых позиций. В связи с этим потребовалось смещение двигателя в хвостовую часть фюзеляжа. Верхнее расположение ПуВРД было продиктовано условием установки на направляющую катапультного устройства.

2.3. Двигательные установки с ПуВРД для высоких дозвуковых скоростей полета

Жесткость упругих элементов ПуВРД с самоподдерживающимся периодическим рабочим процессом в отсутствие скоростного напора недостаточна для предотвращения перехода в режим прямоточного двигателя. В качестве палиатива, затягивающего скоростное перерождение ПуВРД, предлагался утопленный щелевой воздухозаборник с экранирующим кожухом (рис. 2.32). Возможность использования прироста давления за счет динамического напора на скоростных режимах полета при этом приносится в жертву. Подобное решение, оформленное в виде интегральной компоновки планера и двигателя,

т. е. с размещением ПуВРД в аэродинамической тени фюзеляжа, представлено на рис. 2.33. Пример неинтегральной установки экранированного ПуВРД в современном исполнении приведен на рис. 2.34. Данная схема, однако, не исключает возможности проявления эффекта Коанда ввиду образования вихревых течений за коком. В таком случае давления перед решеткой и в набегающем потоке выравниваются, вследствие чего мероприятия по экранированию теряют смысл.



Рис. 2.32. ПуВРД с экранирующим коком на входе в клапанную решетку [2]

Рис. 2.33. БЛА с ПуВРД типа Argus-Schmidt, размещенным в аэродинамической тени фюзеляжа



Рис. 2.34. Экранированный ПуВРД на новой версии летающей мишени «ЭНИКС» Е-95М (авиасалон МАКС-2013)

2.4. Авиамодельные ПуВРД с механическим клапаном

После завершения развития в области полноразмерных аппаратов самолетного типа история ПуВРД имела некоторое продолжение там, где утилитарные свойства не имеют существенного значения, – в сфере авиамоделизма.

Идея двигателя с одним механическим клапаном нашла свое место в классе малогабаритных авиамодельных конструкций, т. е. объектов, заведомо не рассчитанных на применение высоких технологий, но обеспечивающих простоту и технологичность. Авиамоделизм как разновидность технических видов спорта имеет своей самоцелью демонстрацию рекордных проявлений одного из каких-либо гипертрофированных свойств – например, скоростных возможностей.

При этом облик скоростной авиамодели как специфического летательного аппарата с аэродинамическим принципом траекторного поддержания определяется нижеследующим рядом проектных условий, из которых вытекают основные конструктивные особенности двигательной установки с ПуВРД.

- A. Собственно «жанр» моделизма задан на классе малогабаритных простых и технологичных конструкций, реализуемых в условиях кустарного производства. Присутствие высоких технологий возможно только в виде покупных комплектующих изделий либо стандартных материалов.
- B. В отличие от утилитарного летательного аппарата в конструкции авиамодели не предусматривается возможность размещения какой-либо полезной нагрузки.
- V. При реализации единственной и главной целевой функции авиамодели как демонстратора скоростных возможностей совершенно несущественна дальность полета. Даже в профессионально ориентированных изданиях по авиамодельному спорту [1] практически отсутствуют сведения об экономичности ПуВРД.
- Г. Получение высоких аэродинамических характеристик достигается в условиях жестких технологических ограничений за счет высокой плотности компоновки и предельного уменьшения бортового запаса горючего до уровня, минимально необходимого для обеспечения некоторого нормативного полетного времени.
- Д. С целью достижения высокого весового совершенства при использовании недефицитных материалов, в том числе и неметаллических, конструкция рекордной авиамодели выполняется на пределе прочности и в принципе рассчитывается на однократное применение. Продление ресурса

в виде увеличения числа полетных циклов осуществляется за счет заложенной конструктивной возможности быстрой замены наименее стойких деталей.

Выражением условий по п. «А» и «В» являются, как правило, конструкции с предварительной карбюризацией в наиболее примитивных формах (рис. 2.35).

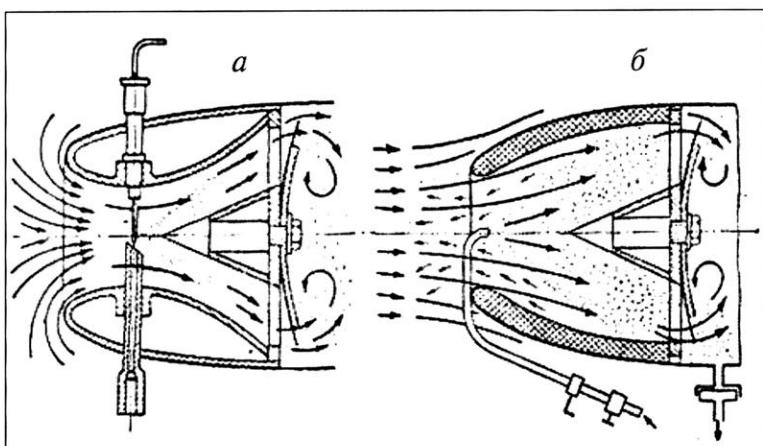


Рис. 2.35. Способы карбюризации топлива [1]:
а – за счет разрежения; б – под давлением

В рамках п. «Б», «В», «Г» условий проектирования по мере миниатюризации все отчетливее проявляются черты схемы «мотор с крыльями», где ПуВРД берет на себя функции фюзеляжа (рис. 2.36–2.37). Для размещения бортового запаса горючего не остается иной возможности, кроме интеграции топливных баков в кессонах, образованных обечайками встроенного воздухозаборника (рис. 2.37).

В случае авиамодели с ПуВРД условие по п. «Д» в первую очередь означает замену упругих элементов клапанных решеток. Со всей очевидностью можно заключить, что мелкоячеистые клапанные решетки в стиле П. Шмидта этому условию не отвечают. В связи с этим возникли адаптированные для быстрого демонтажа конструкции с единственным упругим элементом простой конфигурации в виде прямоугольных или секторных лепестков (рис. 2.38–2.40).

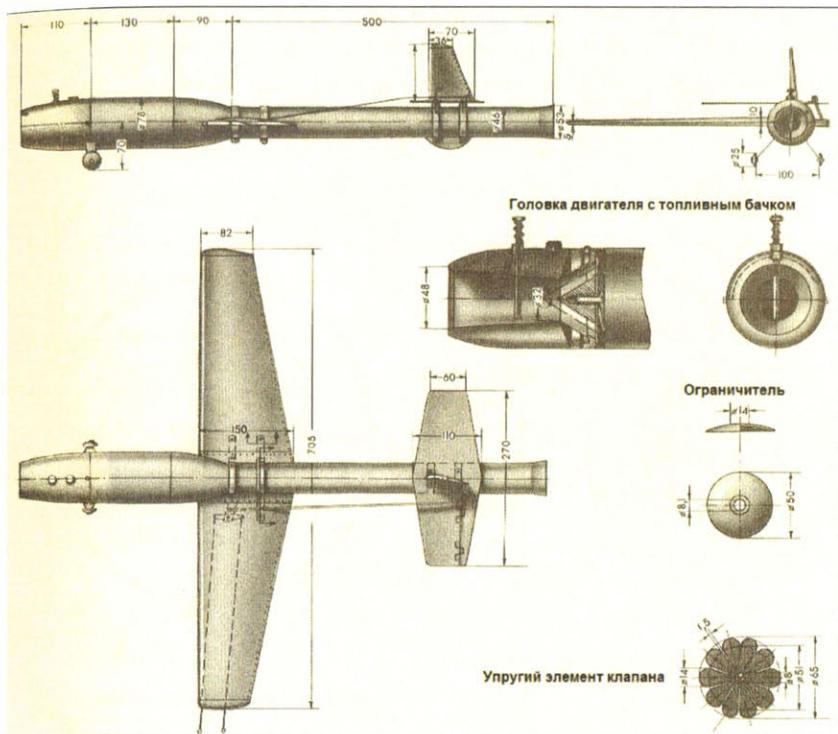


Рис. 2.36. Скоростная авиамодель В. Найдовского, выполненная по схеме «ПуВРД с крыльями» [23]



Рис. 2.37. ПуВРД В. Найдовского с бензобаком, встроенным в головку

Плоские клапанные решетки с прямоугольными окнами (рис. 2.38) наименее эффективны по показателям расходо-напряженности. Платой за простоту во всех указанных образцах одноклапанных узлов запирания явилась загроможденность тракта, порождающая высокое лобовое сопротивление и, естественно, низкие значения лобовой тяги.

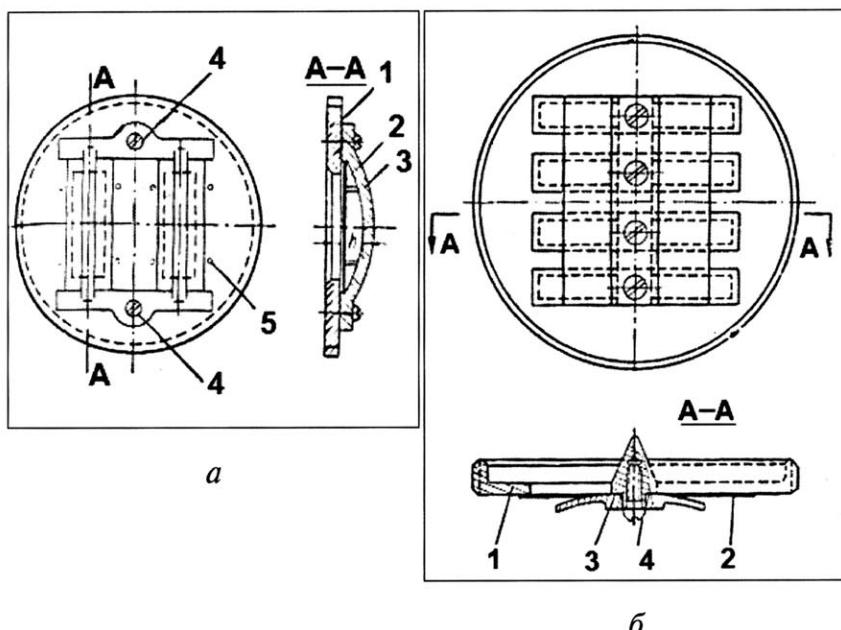


Рис. 2.38. Плоская клапанная решетка с прямоугольными окнами [1]:
а – со свободнолежащими клапанами; б – консольно
закрепленными; 1 – диск решетки; 2 – клапан; 3 – ограничитель
отклонения; 4 – винт; 5 – штифт

Дисковая клапанная решетка с симметричным многолепестковым клапаном (рис. 2.39) имеет большую пропускную способность. Однако здесь встречается дополнительная трудность в виде повышенных амплитуд колебаний, что требует применения ограничителей и тем самым порождает фактор усиленного ударного с отскоком взаимодействия в решетке. С целью демпфирования колебаний упругого элемента в некоторых случаях применяются решетки с рессорными клапанами (рис. 2.40).

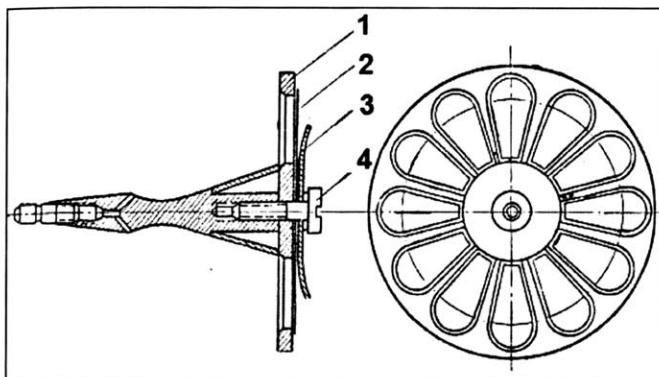


Рис. 2.39. Дисковая клапанная решетка [1]: 1 – диск решетки; 2 – клапан; 3 – ограничительная шайба; 4 – стяжной винт

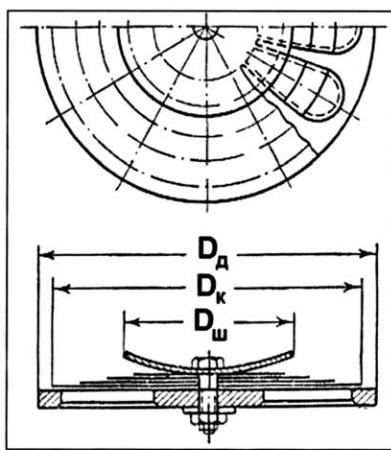


Рис. 2.40. Решетка с рессорными клапанами [1]: D_w , D_k , D_d – диаметры ограничительной шайбы, клапана и диска решетки

Коническая клапанная решетка (рис. 2.41 и 2.42) по сравнению с плоской позволяет увеличить сечения при том же миделе и исключить из конструкции ограничительную шайбу, так как упругий элемент, свободно ориентирующийся по потоку, при этом испытывает меньший изгиб. Очевидным недостатком здесь является низкая технологичность конструкции.

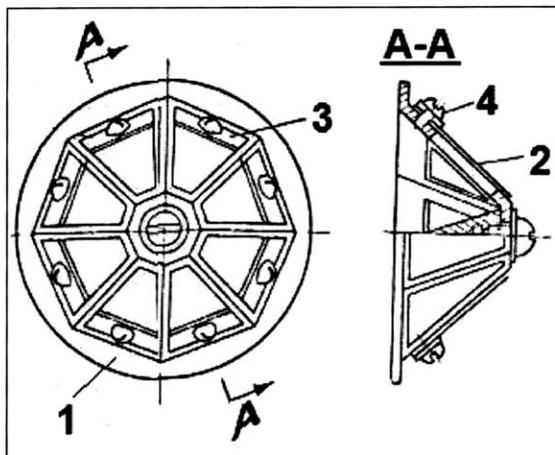


Рис. 2.41. Коническая клапанная решетка [1]: 1 – корпус решетки; 2 – клапан; 3 – ограничитель отклонения; 4 – стяжной винт

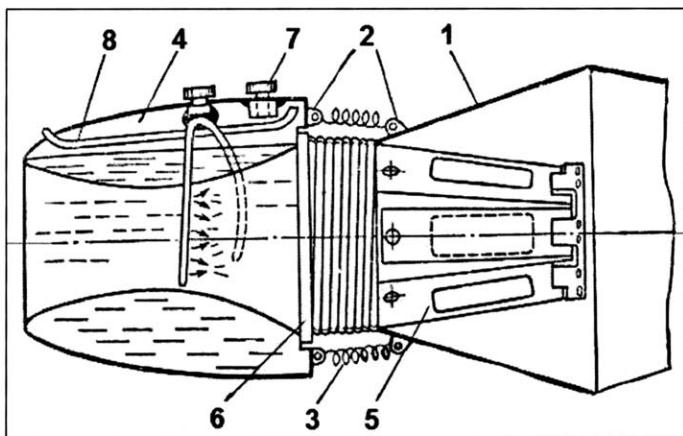


Рис. 2.42. Авиамодельный ПуВРД с головкой, совмещенной с топливным бачком, крепящейся к камере сгорания с помощью пружин [1]: 1 – камера сгорания; 2 – ушки; 3 – пружина; 4 – головка – топливный бачок; 5 – коническая клапанная решетка; 6 – буртик клапанной решетки; 7 – заливная горловина; 8 – дренажная трубка

В качестве примера масштабного вырождения конической клапанной решетки можно рассматривать исполнение миниатюрного ПуВРД с двухлепестковым клапаном (рис. 2.43).

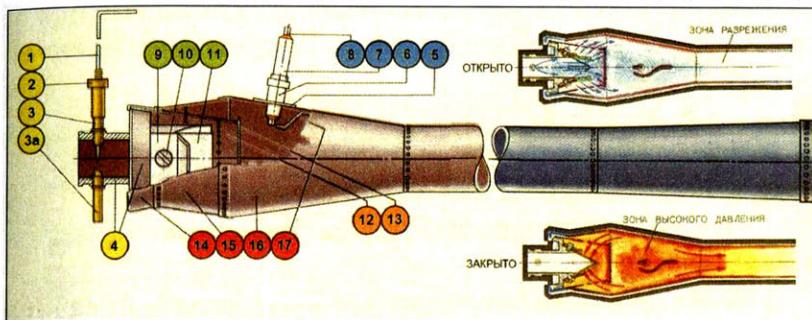


Рис. 2.43. Конструктивные элементы ПуВРД А-7 с двухлепестковым клапаном [23]: 1–3а – детали карбюратора; 4 – корпус; 5 – крепежная шайба; 6 – корпус свечи; 7 – изолятор; 8, 17 – электроды; 9 – ограничитель; 10 – винт крепления клапана; 11 – клапан; 12–13 – предохранительный конус; 14–16 – камера сгорания

Одним из порождений авиамодельной культуры являются клапанные решетки с пламегасительными демпфирующими сетками, применение которых позволяет получить некоторое повышение ресурса упругого элемента в ущерб качеству процесса газообмена ввиду дроссельного эффекта (рис. 2.44). Обращают на себя внимание миниатюризованные способы подачи горючего (в том числе с использованием горячего газа из КС для поддавливания в баке).

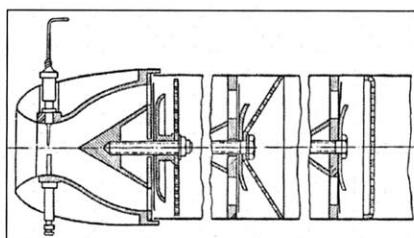


Рис. 2.44. Варианты клапанных решеток с пламегасительными демпфирующими сетками [1]

Характеристики рекордных образцов авиамодельных ПуВРД представлены в табл. 6. Газообмен здесь совершается учащенно, что является типичным проявлением масштабного фактора.

Не исключено, что авиамодельные достижения найдут свое продолжение в облике легких беспилотных летательных аппаратов, как это неоднократно случалось в истории технических видов спорта.

2.5. ПуВРД для легких всепогодных беспилотных летательных аппаратов

С двумя первыми поколениями беспилотных авиационных комплексов (БАК) ассоциируются высокотехнологичные для своего времени до- и сверхзвуковые летательные аппараты, по своему облику близкие к крылатым ракетам. Целевой нагрузкой была главным образом разведывательная аппаратура – аэрофотоаппараты, радиотехнические средства и другие, для размещения которых на борту требовалась стартовая масса в пределах 1,2...35 т [24; 25]. В традициях 1950–1960-х гг. турбореактивные двигатели для БЛА данного класса были безальтернативны. Качественные изменения произошли в третьем поколении БАК, связанном с появлением относительно дешевых систем телеуправления и средств видовой разведки в реальном масштабе времени, компактность которых позволяла использовать носители со стартовой массой, сниженной до 30 кг, а затем и далее. Учитывая, что стоимость цикла проектирования не зависит от масштаба летательного аппарата, в целях экономии в дело пошли типично авиамодельные конструкции с винтомоторной силовой установкой и характерной скоростью полета 25...30 м/с. Платой за «экономию» стала зависимость БАК такого класса от метеоусловий в связи с неспособностью БЛА авиамодельного облика к преодолению обычного сезонного ветрового сноса, достигающего в средней полосе 50 м/с на высотах 500 м [26]. Тем самым можно констатировать, что в беспилотную авиацию вновь вернулся скоростной кризис и здесь неизбежно встает вопрос об адекватном типоразмеру воздушно-реактивном двигателе.

Таблица 6

Характеристики некоторых образцов авиамодельных ПуВРД [1]

Тип	А-5МЛДП	А-7	РАМ-1	РАМ-2	Д-65-02	РАМ-И2	Летом-МР50	Аэро-джет-2	Дина-джет
Сила тяги, кГс	0,70	0,20...0,25	1,50	2,50	1,70..2,00	2,40...2,50	2,27	2,50	1,83
Ориентировочная частота, Гц*	—	—	150	160...180	250	—	—	—	220...240
Масса, г	250	60	320	420	220	400	210	370...400	454
Общая длина, мм	760	650	865	750	515	790	509	670	540
Диаметр камеры сгорания, мм	48	32	65	80	65	70	64	75	64
Диаметр резонатора, мм	22	16	34	40	33	39	32	38	32
Расход горючего, г/с	—	—	1,5	—	—	—	—	—	—
Лобовая тяга, кГс/м ²	387	249...311	452	498	513...603	623...650	706	555	569
Удельный расход горючего, кг/кГс·ч	—	—	3,6	—	—	—	—	—	—
Удельная масса, кг/кГс тяги	0,36	0,24...0,30	0,21	0,17	0,13	0,16...0,17	0,09	0,15...0,16	0,12...0,13

* Так в [1].

Главное препятствие на пути внедрения ПуВРД в классе легких БЛА состоит в том, что существующие конструкции данного типоразмера по своим показателям живучести (не более 20...30 минут для упругого элемента [1]) удовлетворительны для специфической сферы авиамоделизма, но весьма проблематичны с точки зрения их применения в качестве маршевых двигателей легких БЛА. При условии повышения надежности узла запирания отмеченные преимущества ПуВРД над атмосферными аналогами могли бы сыграть ключевую роль в решении проблемы создания ДУ для скоростных малоразмерных БЛА с коротким полетным циклом. Однако, судя по имеющейся относительно свежей информации [27–33], ощутимых достижений в этом направлении до последнего времени не наблюдалось. Сдвинуться с мертвой точки удалось за счет недавно созданной технологии комплексного проектирования ([34–46] и приложение), увязывающей факторы газодинамического процесса, горения, механических колебаний и материаловедческие аспекты, что позволило добиться повышения ресурса до 60 минут и даже несколько более. В [39] приводится пример проектной продукции такого рода – двигательная установка с ПуВРД, имеющим плоскую решетку и моноблочный упругий элемент типа «ромашка». Двигательная установка пригодна для применения на легком БЛА взлетной массы 20...25 кг с максимальной скоростью полета не менее 130...150 м/с (табл. 7, рис. 2.45) [40]. Здесь, помимо повышенного ресурса и надежности клапанной решетки, в отличие от авиамодельных аналогов, имеется топливная система с баками большой емкости и блок микроконтроллерной САУ, чем обеспечивается адаптированное к режимам полета дросселирование двигателя с целью рационального расходования бортового запаса горючего. Результаты со-поставления на данном примере удельных характеристик ДУ с ПуВРД и микро-ТРД приведены в виде графиков и диаграмм (рис. 2.46–2.47) [41; 43].

Таблица 7

Основные характеристики ПуВРД для легкого БЛА

Сила тяги		5...10 даН
Размеры	длина	850 мм
	максимальный диаметр	110 мм
Расход горючего	максимальный	10 г/с
	минимальный	2 г/с
Максимальное давление впрыска, МПа		0,01
Продолжительность работы		не менее 0,5 часа
Система управления		микроконтроллерная
Горючее		Бензин А93/А95
Диапазон рабочих температур		-40...+60 °C

Сопоставительные оценки эффективности ДУ с ПуВРД и микро-ТРД получены с использованием элементарного набора удельных параметров системы «планер – двигатель»:

- удельная масса заправленной двигательной установки:
 $\bar{m} = \frac{m_{\text{ду}} + m_t}{m_{\text{LA}_0}}$, $0 < \bar{m} < 1$, где $m_{\text{ду}}$ – сухая масса ДУ; m_t – масса бортового запаса горючего; m_{LA_0} – сухая масса конструкции БЛА;
- удельный вес заправленной ДУ: $\bar{\gamma} = \frac{(m_{\text{ду}} + m_t)g}{R}$, где R – сила тяги;
- удельная тяга (импульс): $I_y = \frac{R}{G_b + G_t}$, где G_b , G_t – массовые расходы воздуха и горючего;
- тяговооруженность: $\bar{R} = \frac{R}{m_{\text{LA}} g}$, где g – ускорение свободного падения;

- полетный (пропульсивный) КПД:

$$\eta_p = \frac{R w_n}{R w_n + (G_b + G_t) \frac{(w_{ист} - w_n)^2}{2}}, \text{ где } w_n, w_{ист} — \text{скорости полета и истечения реактивной струи соответственно.}$$

В указанных выше терминах выражены приведенные на рис. 2.46 скоростные характеристики ПуВРД и микро-ТРД. В первом случае имеет место обобщение расчетных характеристик опытного образца ПуВРД с типичными для своего класса параметрами рабочего процесса (табл. 7, рис. 2.45), идентифицированных по результатам стендовых испытаний при нулевой скорости набегающего потока. В случае микро-ТРД характеристики получены осреднением «оптимистических» данных, заимствованных из рекламных проспектов [47–51], где разброс значений удельного расхода горючего составляет 0,199...0,34 кг/Н·ч.

Высокая скорость истечения (600 м/с) горячей реактивной струи ($T \approx 1200$ К) обуславливает высокую удельную тягу (импульс) на стартовых режимах, превышающую таковую у микро-ТРД почти в два раза, т. е. пульсирующий двигатель способен обеспечить более энергичный старт, что немаловажно в условиях запуска с наземных пусковых устройств. Однако в области дозвуковых режимов полета высокий удельный импульс ПуВРД не выгоден в связи с неблагоприятным балансом траекторной работы и рассеянной энергии. Термодинамическое несовершенство ПуВРД, обусловленное весьма низкими степенями сжатия, проявляется себя в виде высокого удельного расхода горючего, превышающего данный показатель микро-ТРД на всех скоростных режимах более чем вдвое. Та же качественная тенденция видна при сравнении массового совершенства и связанных с ним транспортных возможностей БЛА (рис. 2.48, а–б) с альтернативными вариантами ДУ, где оценки продолжительности полета были сделаны при условии баланса сил сопротивления и тяги в полете с крейсерской скоростью 150 м/с.

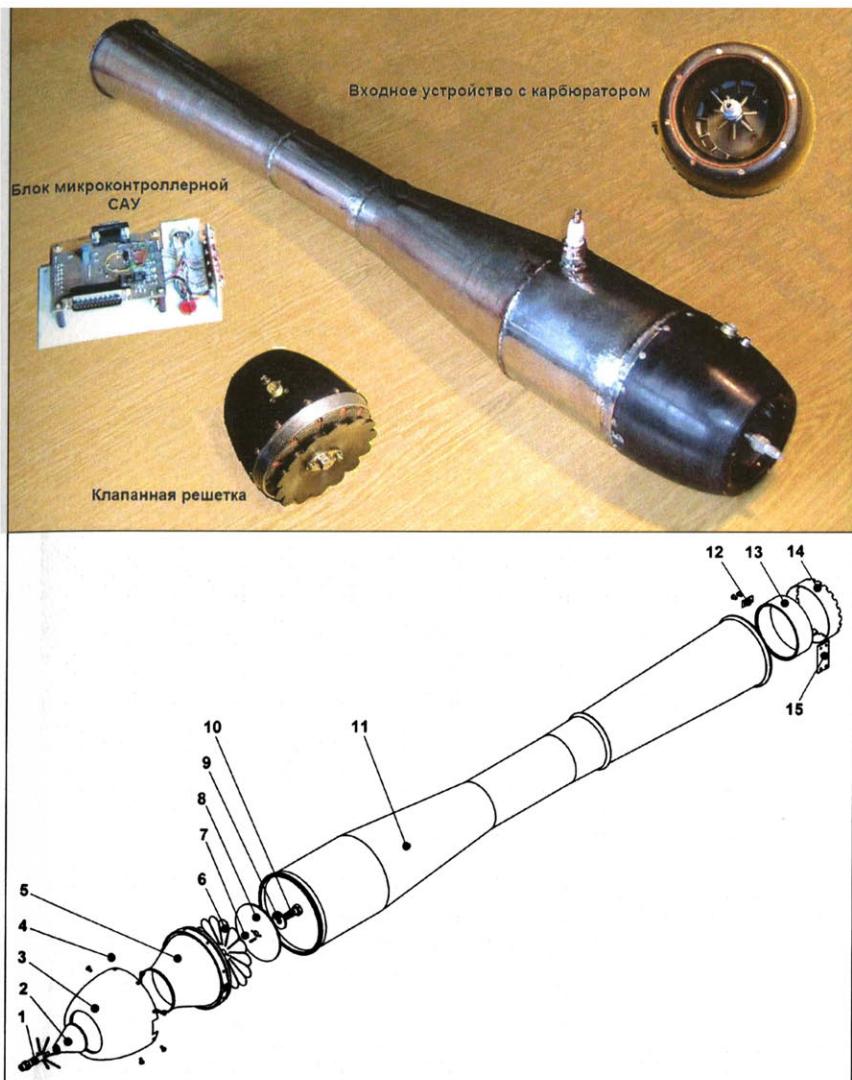


Рис. 2.45. Опытный образец ПуВРД тягой 10 кГс для легкого БЛА:
 1 – блок струйных форсунок; 2 – стойка; 3 – обечайка;
 4 – винт; 5 – диффузор; 6 – клапан; 7 – штифт; 8 – ограничитель;
 9 – шайба; 10 – болт; 11 – труба; 12 – планка; 13 – набивка;
 14 – обечайка; 15 – планка

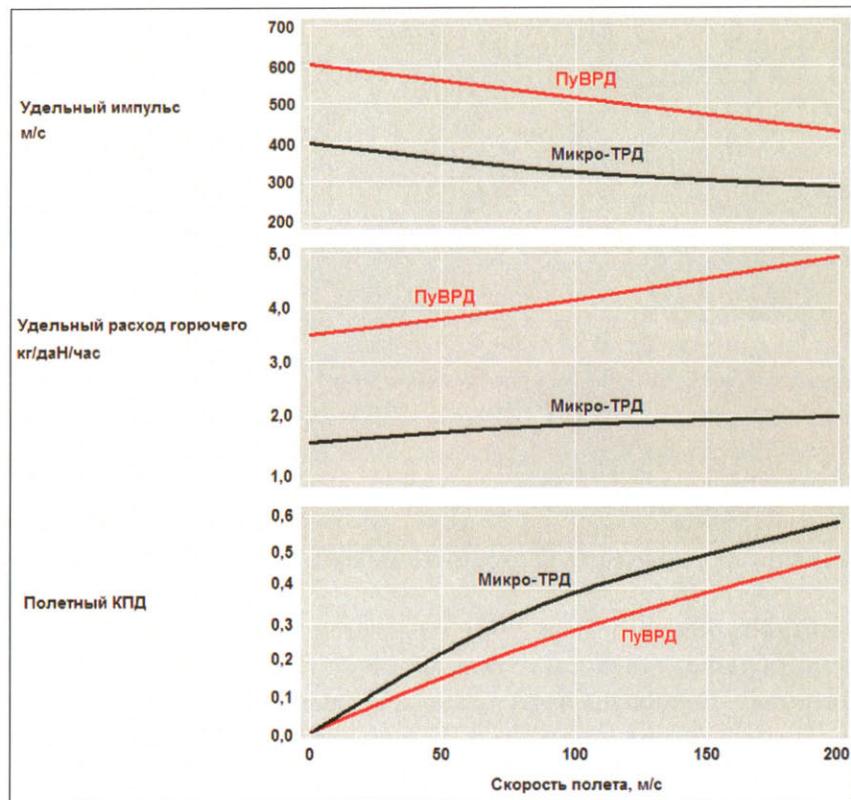


Рис. 2.46. Скоростные характеристики ПувРД и микро-ТРД у земли

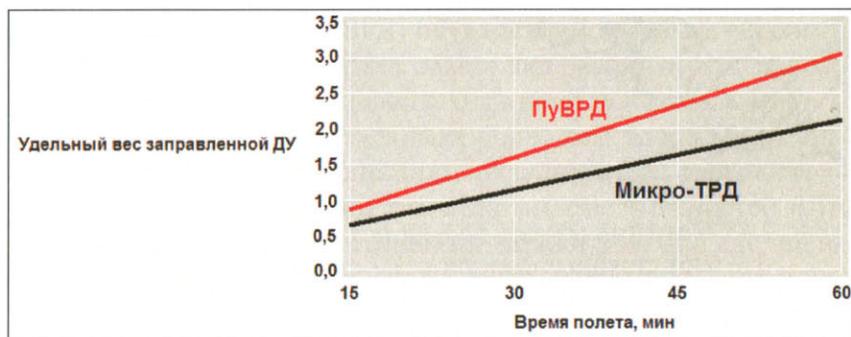


Рис. 2.47. Оценки массового совершенства легких БЛА при альтернативном их оснащении ДУ с ПувРД и микро-ТРД

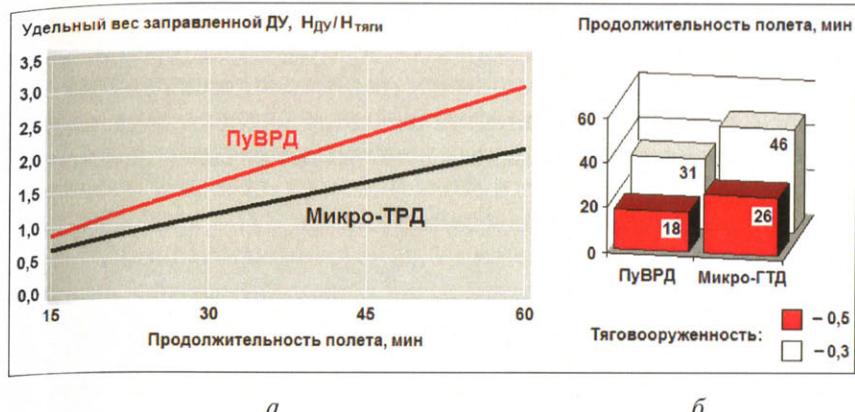


Рис. 2.48. Сравнительные оценки массового совершенства (а) и транспортных возможностей (б) БЛА с ДУ альтернативного оснащения, $\bar{m} = 0,5$

Однако сравнение по показателям термодинамического совершенства не является исчерпывающим. ТРД в данном типоразмере не могут рассматриваться в качестве «панцирей» в связи с масштабным вырождением рабочего процесса. По совокупности характеристик их функции более демонстрационные, нежели утилитарные. Микро-ТРД представляют собой изделия точной механики индивидуальной сборки, чувствительные к качеству ГСМ, условиям эксплуатации, требующие применения топливных композиций «пропан → бензин → керосин» при запуске и т. п. Перечисленные недостатки не позволяют рассматривать их в качестве бесспорного перспективного варианта оснащения легких БЛА и, таким образом, ПуВРД в классе тяг менее 200 Н (20 кГс) вновь привлекают к себе внимание. Для некоторых классов проектных задач достоинства ДУ с ПуВРД превалируют над недостатками. Здесь на первое место выступают такие «эксклюзивные» качества ПуВРД, как простота и дешевизна, которые имеют приоритетное значение, например, в классе летающих мишней. В совокупности с высоким собственным тепловым излучением неэкранированной камеры все это служит весомой аргументацией в пользу ДУ с ПуВРД, а не самые выгодные показатели экономичности отступают на второй план.

Кроме того, немаловажно, что ПуВРД имеют неисчерпанный ресурс развития за счет настройки волновых факторов рабочего процесса, внедрения непосредственного впрыска на базе быстродействующих пьезоэлектрических либо электромагнитных форсунок на фоне исчерпания возможностей совершенствования микро-ТРД.

2.6. Газодинамический процесс в ПуВРД на примере двигателя с клапаном лепесткового типа

Основные свойства рабочего процесса в ПуВРД с механическим клапаном показаны на примере двигателя малой тяги (рис. 2.45). Представленный здесь и далее иллюстративный материал получен на основе универсальной технологии численного моделирования, культивируемой авторами предлагаемой монографии ([42–44], приложение). В качестве иллюстраций используются фазовые срезы образующих рабочий процесс физических полей. Приведенные результаты получены численным решением пространственной нестационарной задачи внутреннего и внешнего обтекания твердотельной модели двигателя, помещенной в контрольный объем со свободными границами. Фазы газообмена отображены цветовыми картами полей давлений (с изолиниями), температур, концентраций продуктов сгорания и горючего (с индикацией химически реагирующих частиц), чисел Маха в отдельных окнах (рис. 2.49–2.52). Цветовая насыщенность видов физических полей устанавливается согласно приведенным в соответствующих экранных окнах цветовым шкалам. Такого рода формы отображения фаз процесса используются и в последующих разделах монографии. Комментарий к фазовым срезам (рис. 2.49–2.52) приведен в табл. 8.

Анализ фазовых диаграмм позволяет сделать ряд выводов.

Принципиально важной чертой сложного пространственного процесса газообмена в ПуВРД с механическим клапаном является наложение ряда антагонистических факторов. Так, сгорание продолжается и в начальной стадии фазы наполнения (рис. 2.49, фаза I), т. е. условие изохоричности реализуется не в полной мере.

Во входном диффузоре в момент закрытия клапана образуется волна сжатия (рис. 2.50–2.51, фазы II–III), которая несколько раз отражается от входного сечения и клапана и может использоваться для волнового наддува диффузора.

Узел лепесткового клапана с радиальной решеткой является генератором вихревого кольца на входе в двигатель (рис. 2.49, фаза I; рис. 2.53, фазы I–IV), интенсифицирующего процесс смесеобразования и инициализации горения. В отличие от конструкции «Аргус–Шмидт», сечение проточной части непосредственно за клапанной решеткой – наиболее узкое место проточной части, которое в конечном счете определяет не только тяговые характеристики, но и работоспособность двигателя в целом. Например, двигатель с «пережатым» сечением в зоне решетки запускается при зимней температуре, но упорно «не желает» этого делать в летнее время. Интенсификация вихря на входе в камеру сгорания за счет соответствующего конфигурирования данной зоны тракта позволяет повысить расходонапряженность при заданных габаритах и тем самым повысить надежность запуска и тяговые характеристики.

Сгорание основной части горючего происходит в условиях интенсивного перемешивания в зоне того же вихря.

Так же, как и в случае бесклапанных двигателей, возможно наполнение свежей порцией воздуха через сопло (рис. 2.49). Прямоточное течение сохраняется в пристеночной зоне расширяющейся части сопла, в то время как реверсивная струя воздуха со скоростью до $M = 0,45$ принимает вид воронки. Струя горячей газовоздушной смеси, вытесненной при этом на периферию, приобретает затем высокую дозвуковую скорость ($M = 0,7$ и более) с существенной радиальной составляющей (фаза II, рис. 2.50), что обуславливает генерацию очередного торoidalного вихря на срезе сопла (рис. 2.54, фазы I–V).

Вспышка ТВС происходит в момент развитого обратного течения в резонансной трубе, которое приводит к дополнительному повышению давления в КС.

Глубина проникновения реверсивного течения зависит от геометрических характеристик двигателя и может достигать в определенных случаях внутреннего объема камеры сгорания. Вытесняемая обратным потоком воздуха внутрь камеры сгорания горячая газовоздушная смесь служит дополнительным фактором инициализации сгорания свежего заряда ТВС.

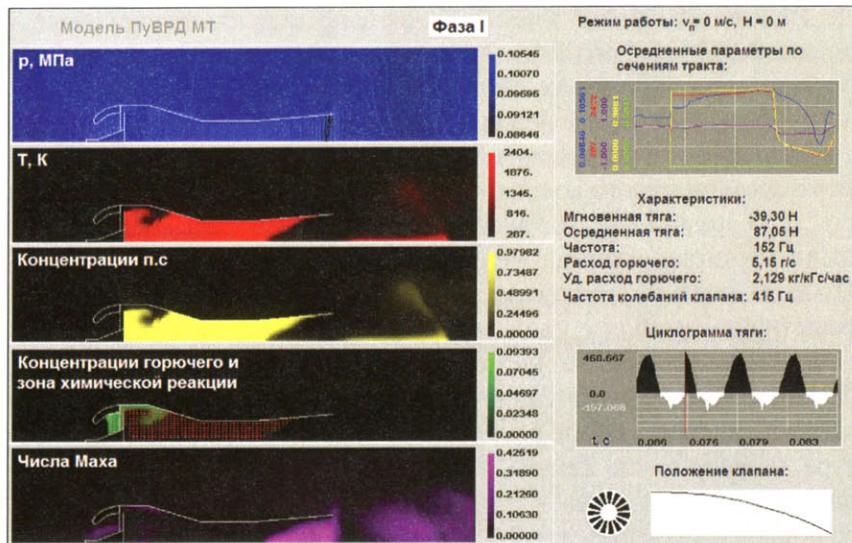


Рис. 2.49. Начало горения ТВС с открытой клапанной решеткой

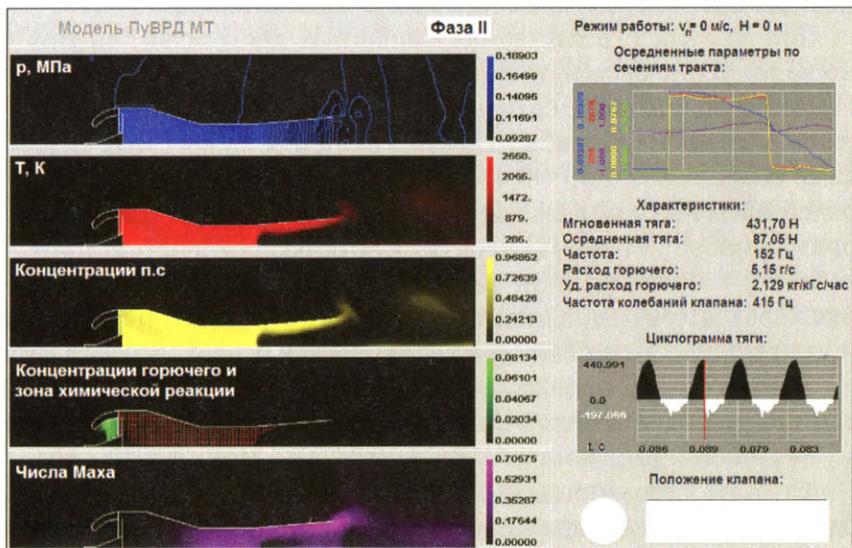


Рис. 2.50. Продолжение сгорания и начало реактивного выхлопа

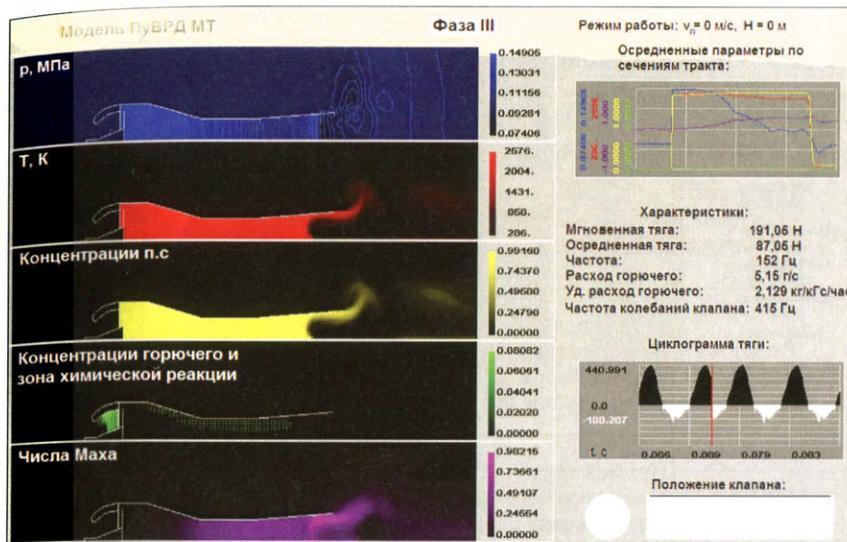


Рис. 2.51. Интенсивное истечение реактивной струи с образованием периферийного тороидального вихря и внутренней воронки

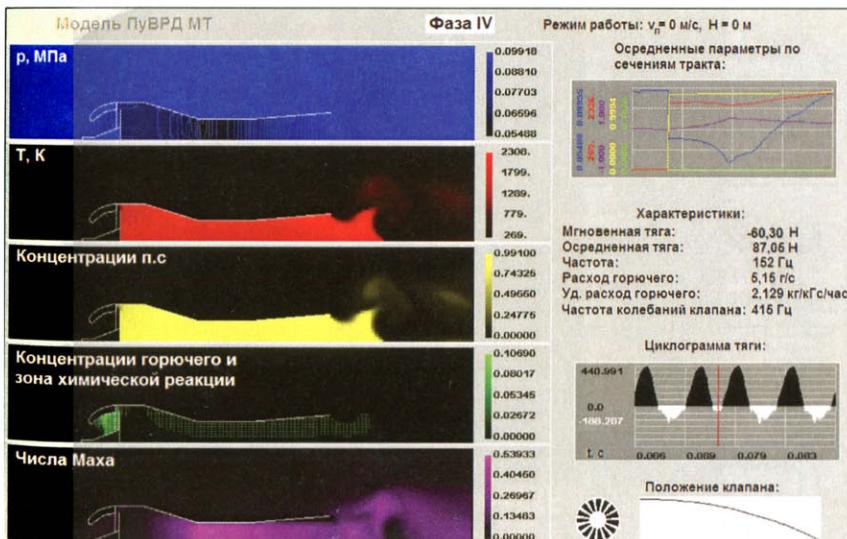


Рис. 2.52. Продолжение реактивного выхлопа и начало наполнения

Таблица 8

Фазовые диаграммы рабочего процесса ПуВРД

№ п/п	Зоны течения	№ фаз / № рис.			
		I / 2.49	II / 2.50	III / 2.51	IV / 2.52
1	Внешнее пространство перед входом	Слабая волна разрежения	Фоновое состояние	Фоновое состояние	Зарождение зоны слабого разрежения
2	Входной диффузор	Слабая волна разрежения и тень у наружной обечайки	Заторможенный прямоток и тень у наружной обечайки	Образование зоны слабого торможения вблизи решетки	Прямоток с волной разрежения
3	Карбюра-тор	Прямой ток и туман горючего у центрально-го тела	Стоячий туман горючего у центрально-го тела	То же, что и в фазе II	Вихрь с центром вращения в меридиональном сечении
4	Впускной клапан	Открыт	Закрыт	Закрыт	Открыт
5	Камера сгорания	Развитой режим горения с повышенным давлением; перемешивание ТВС и продуктов сгорания торOIDальным вихрем	Максимальные скорости энерговыделения и давление	Догорание в конической части и начало падения давления в связи с уходом массы	Начало наполнения с образованием торOIDального вихря позади решетки
6	Цилиндрическая часть резонатора	Низкоскоростное течение с продолжающимся горением	Истечение горящей смеси с высокой дозвуковой скоростью	То же, что и в фазе II	Однородное высокоскоростное прямоточное течение
7	Коническая часть резонатора	Высокоскоростное истечение в коническом ядре и застой на периферии	Образование каверн в ядре и высокие скорости в периферийном конусе	Возникновение реверсивного потока воздуха в ядре и прямоточное периферийное истечение	Прямоточное истечение с отрывом от стенок
8	Внешнее пространство за срезом сопла	Пульсирующая реактивная струя с отходящим торOIDальным вихрем	Зарождение очередного торOIDального вихря	Отход торOIDального вихря и начало заполнения пустот воздухом	Уход очередного торOIDального вихря с зарождением каверны

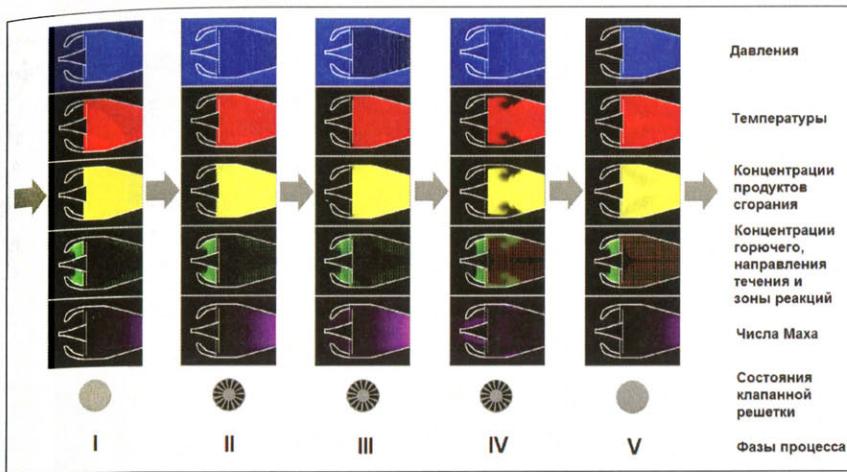


Рис. 2.53. Периодическая генерация тороидального вихря на входе в камеру сгорания (стрелками обозначена цикличность процесса)

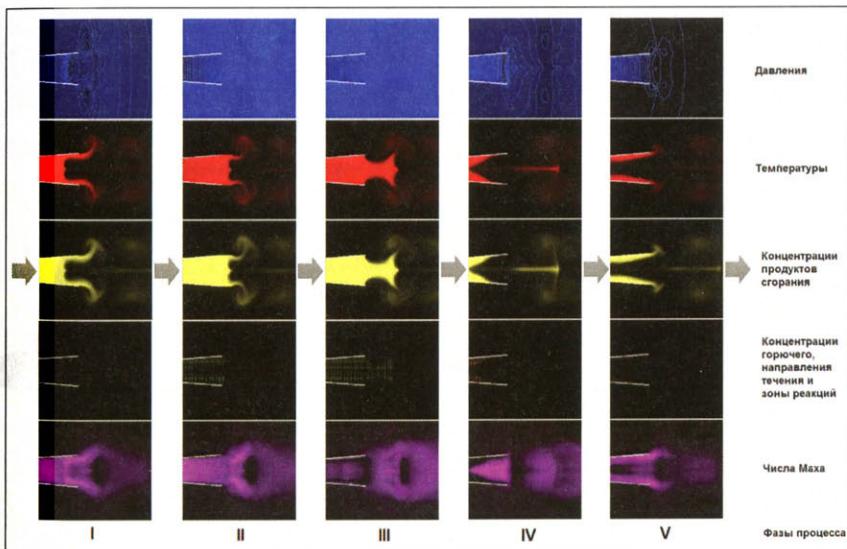


Рис. 2.54. Периодическая генерация тороидальных вихрей в реактивной струе

Периодически генерируемые вихревые кольца вовлекают в движение массы воздуха из окружающего пространства. Эффект присоединенных масс (своего рода «двуухконтурность») приводит к улучшению пропульсивных свойств ПуВРД на любых скоростных режимах полета.

В дополнение к этому эжектирование холодного воздуха в резонансную трубу с последующим его истечением усиливают эффект «второго контура», что при определенных условиях может привести к повышению экономичности двигателя.

Стоимость начальных этапов проектирования не зависит от масштабов объекта, в связи с чем полнопрофильные натурные испытания, например в аэродинамической трубе или в составе летающей лаборатории, в классе легких БЛА с ПуВРД переходят в разряд неприемлемой роскоши. Исходя из такого рода ограничений, опережающие численные исследования остаются безальтернативным средством обеспечения проектных работ, разумеется, при наличии надежных средств верификации по результатам натурных стендовых испытаний. Корреляция интегральных характеристик двигателя, полученных в результате натурных испытаний и предсказанных численным экспериментом (табл. 9, диапазоны изменения величин оцениваются как 3σ), позволяет сделать вывод об адекватности подобных расчетных средств задачам проектирования ПуВРД.

Таблица 9

**Сравнение интегральных характеристик ПуВРД,
полученных в натурном эксперименте и расчетным путем [43]**

Параметр	Натурные испытания	ЧЭ	Размерность	Ошибка, %
Частота циклов	$148 \pm 9,9$	152	Гц	-2,7 %
Средняя тяга за цикл	$76,8 \pm 5,4$	72,9	н	-5,1 %
Средний расход горючего	$3,684 \pm 0,01$	3,604	г/с	-2,2 %
Максимальное давление в КС	$(1,847 \pm 0,053) \times 10^5$	$2,022 \times 10^5$	Па	+9,4 %

Окончание табл. 9

Параметр	Натурные испытания	ЧЭ	Размерность	Ошибка, %
Среднее давление цикла	$(1,272 \pm 0,035) \times 10^5$	$1,222 \times 10^5$	Па	-3,9 %
Среднее давление в диффузоре	$(0,975 \pm 0,006) \times 10^5$	$0,930 \times 10^5$	Па	-4,6 %

С оцененной таким образом достоверностью указанная выше технология численного эксперимента предоставляет возможность прогнозирования высотно-скоростных характеристик ПуВРД МТ (рис. 2.55). Из данного примера виден слаборегressiveный характер зависимости тяги от высоты и скорости, что позволяет сделать заключение о принципиальной возможности создания многорежимных всепогодных легких БЛА с ПуВРД в случаях, когда высокая топливная экономичность не является первостепенным требованием задания на проектирование.

2.7. Проектирование узла механического клапана

Узел механического клапана (УМК) по своей значимости критичен в рамках общей проектной задачи, так как его свойствами определяются собственно возможность реализации самоподдерживающегося рабочего процесса в ПуВРД и ресурс двигателя. В первом названном случае речь идет о согласовании амплитудно-фазочастотных характеристик (АФЧХ) УМК и процесса газообмена, т. е. резонансной настройке.

Установление самоподдерживающегося рабочего процесса в ПуВРД определяется условием резонансной настройки колебательного движения механического клапана и цикла газообмена. По крайней мере, в доступной литературе [52; 53 и др.] сведения о характере колебаний механического клапана отсутствуют. Собственная частота колебания упругого элемента клапана может быть равной частоте работы двигателя, а может и кратно ее превышать [34; 35; 39].

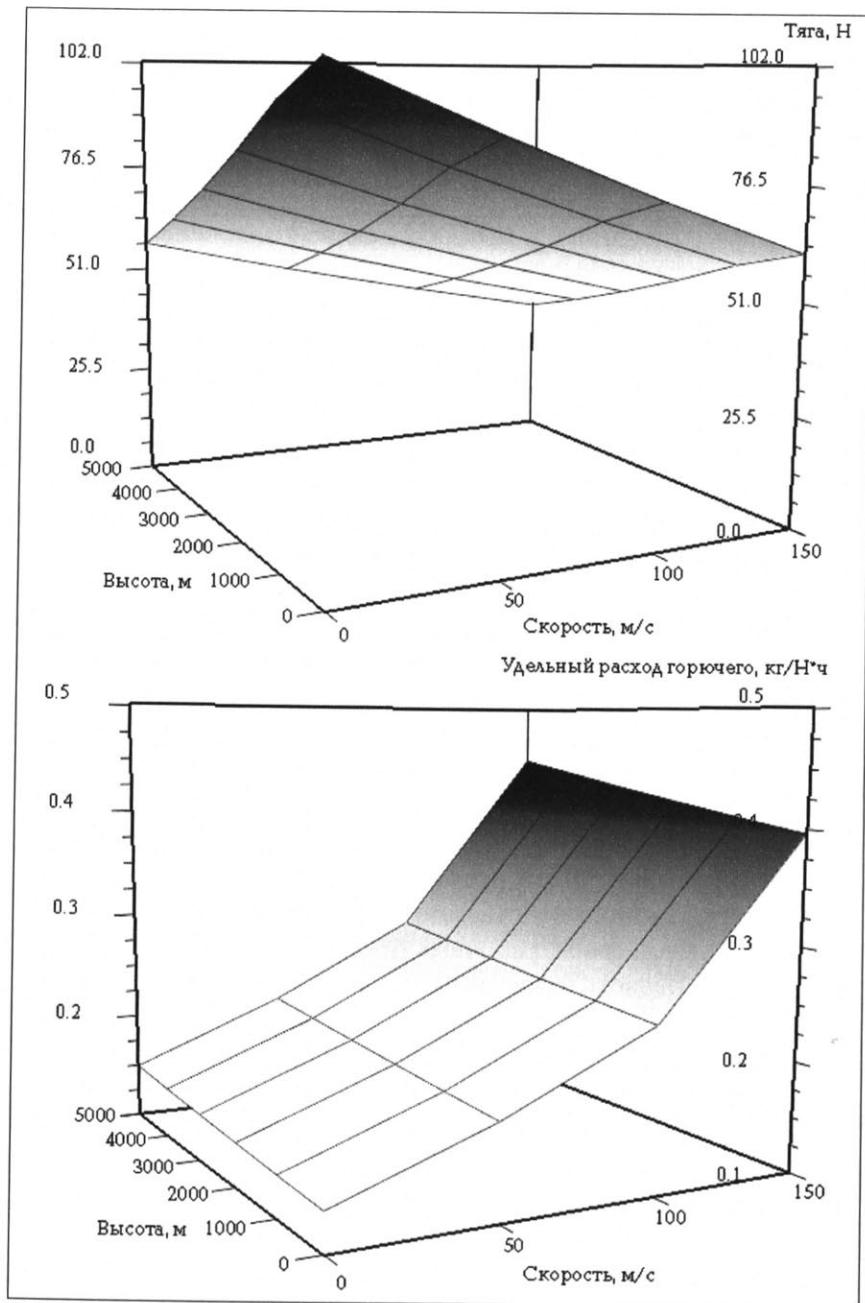


Рис. 2.55. Типовые высотно-скоростные характеристики ПуВРД МТ [42; 43]

Сложное движение упругого элемента включает систему продольных и крутильных колебаний (рис. 2.56), т. е. лежит за пределами квазистационарных представлений. Высокая интенсивность колебательного движения связана со специфическими условиями протекания процесса в ПуВРД, а именно:

- повышенные амплитуды изгиба упругого элемента при открытии способствуют улучшению газообмена, поскольку приводят к увеличению проходных сечений в фазе наполнения камеры свежим зарядом ТВС. Высокие скорости на периферии лепестка обусловлены обеспечением необходимой частоты газообмена;
- приемлемая работоспособность рабочего тела, генерируемого в процессе изохорического сгорания, на основных режимах работы достигается при стехиометрическом соотношении компонентов топлива, поэтому снижение температуры следует связывать лишь с дросселированием двигателя по тяге.

В качестве примера на рис. 2.57 представлен результат частотной настройки рабочего процесса [35; 39], для обеспечения которой использовалась обработка звукового сигнала посредством преобразования Фурье. Условием согласования служит близкое совпадение частотных спектров отдельного лепестка и двигателя в целом, достигнутое за счет варьирования материала и толщины упругого элемента клапана.

2.8. Конструкционные материалы и ресурс ПуВРД

Главным фактором, определяющим ресурс ПуВРД, является стойкость узла механического клапана к ряду характерных воздействий высокой интенсивности, как то:

- 1) ударное, нарастающее к периферии асимметричное взаимодействие лепестков с седлом и решеткой в колебательном процессе;
- 2) наложение температурных нагрузок;
- 3) согласованность частот собственных колебаний и цикла газообмена (резонансной настройки, п. 2.6).

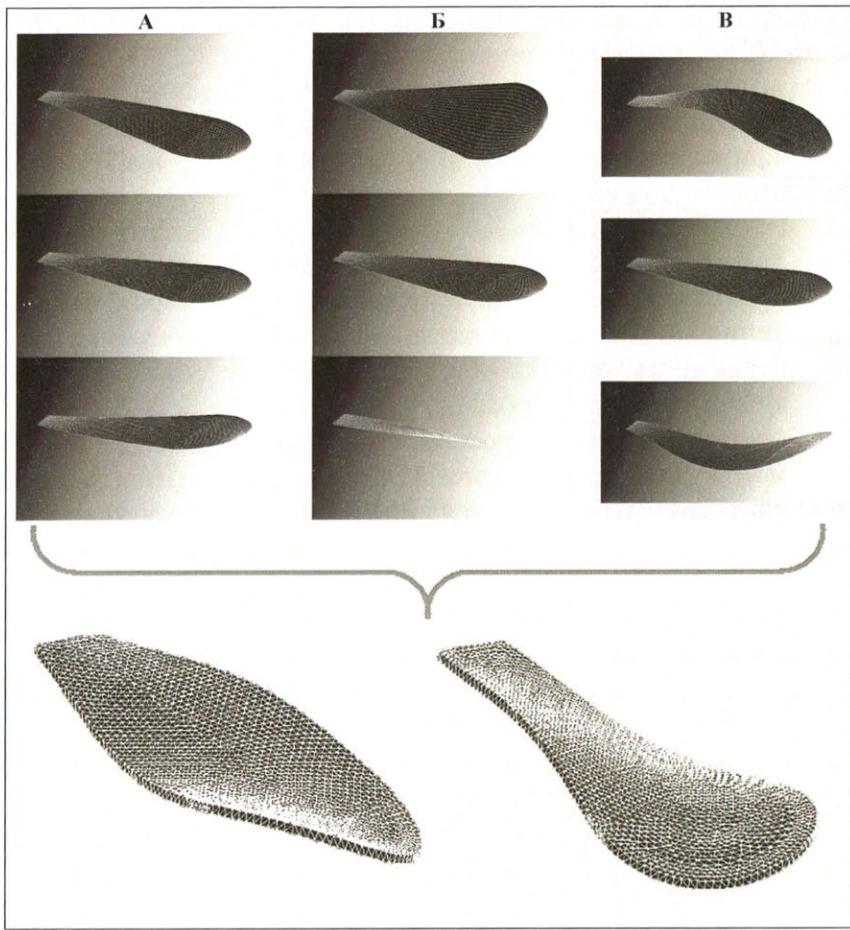
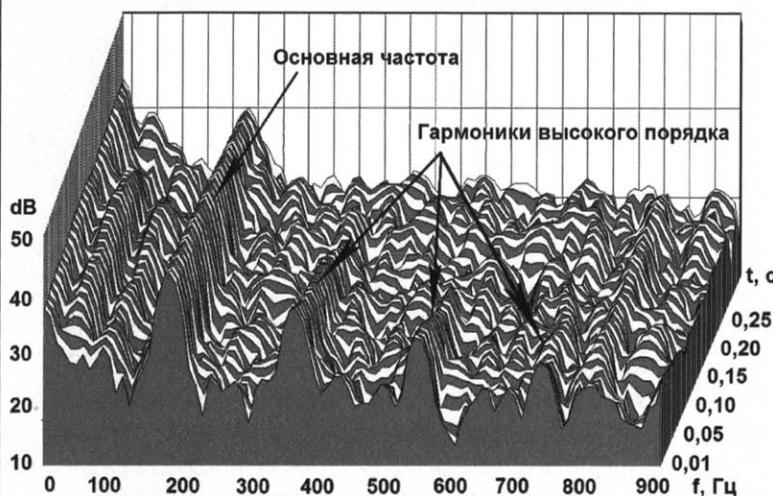


Рис. 2.56. Наложение простых форм свободных колебаний (А–В) в результирующем движении лепестка клапана (численный эксперимент [37; 39])

Вышеперечисленные факторы диктуют условия подбора материалов УМК, толщины и формы клапанов, технологии и качества изготовления, регулировки.

Следующий по значимости элемент конструкции, определяющий ресурс и надежность ПуВРД, – камера двигателя вследствие высокой тепловой напряженности в сочетании с циклическими нагрузками (рис. 2.58).

Узел механического клапана



↔ Резонансная настройка

ПуВРД в целом

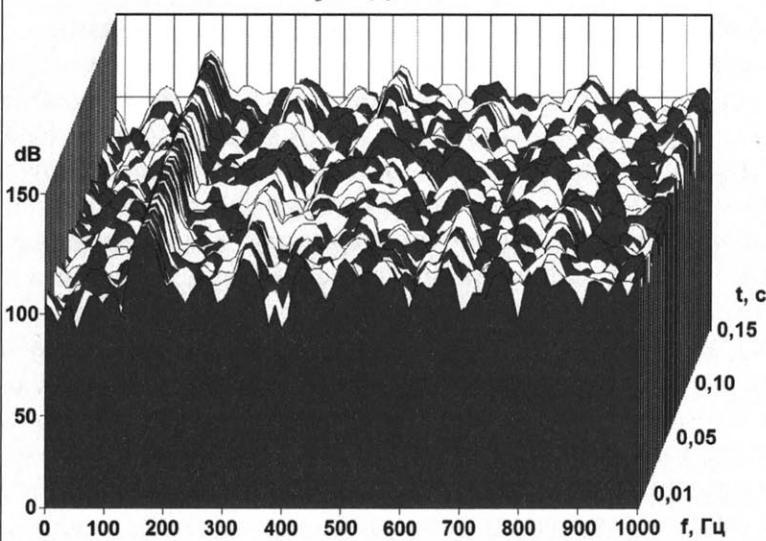


Рис. 2.57. Частотная настройка ПуВРД на основе обработки звукового сигнала посредством преобразования Фурье [35; 39]

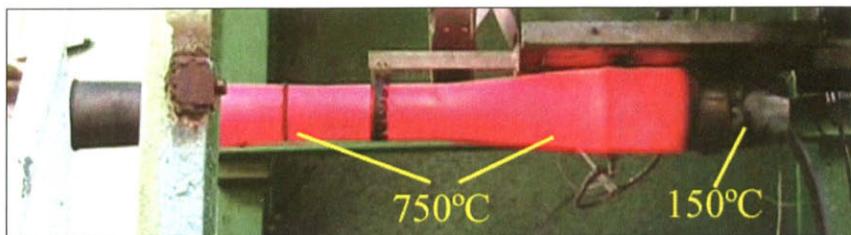


Рис. 2.58. Температурные зоны двигателя [38; 39]

Применительно к ПуВРД следует предварительно уточнить с точки зрения физики и условий функционирования понятие ресурса. Очевидно, что в качестве критичного звена следует выделить УМК, как наиболее нагруженный и подверженный износу. Работоспособность УМК должна быть достаточной для обеспечения единственного полетного цикла длительностью 20...40 минут, исходя из экономичности ПуВРД и типовой весовой сводки БЛА [40]. Данный показатель следует рассматривать как предельно достижимый, исходя из ограничений, диктуемых стойкостью материала наиболее уязвимого звена – упругого элемента. Остальные детали УМК – решетка и седло (опорная шайба) по своей стойкости как минимум сопоставимы с камерой двигателя. Тем самым в основном объясняется популярность схемы с УМК на базе единственного многолепесткового упругого элемента. С учетом высокой технологичности изготовления таковой в разборных конструкциях может быть легко замечен в условиях эксплуатации, что обеспечивает реализацию БЛА многократного применения. Ячеистые УМК наподобие конструкций «Аргус-Шмидт» такой способностью не обладают. Выработка ресурса упругих элементов решетки в данном случае означает потерю работоспособности всего клапанного узла, неремонтопригодного и наиболее трудоемкого в изготовлении, что влечет за собой нецелесообразность восстановления двигателя в целом.

Таким образом, общие представления о ресурсе ПуВРД с механическим клапаном определяются прежде всего конструктивной схемой УМК.

Подход к прогнозированию ресурса исходит из временных оценок на базе факторной модели накопления критического множества микродефектов в основных элементах ПуВРД [38; 39]. В соответствии с данным подходом факторы износа конструкции делятся на две категории в зависимости от их критичности по отношению к техническому состоянию двигателя. Под некритичными понимаются такие факторы износа, при проявлении которых ПуВРД работает с монотонным дрейфом характеристик в пределах установленного эксплуатационного допуска. Это могут быть сколы на лепестках клапана, не выходящие за зону перекрытия решетки, образование трещин на камере, не пропускающих рабочее тело в окружающее пространство. По мере накопления мелких локальных дефектов при наличии концентраторов напряжений в определенный момент времени количественные изменения переходят в качественные, т. е. наступает потеря работоспособности двигателя, которая трактуется либо как срыв рабочего процесса, либо выход характеристик за пределы эксплуатационного допуска.

Эволюция микродефектов упругого элемента представлена на примере начальной стадии разрушения лепестка упругого элемента из титанового сплава титанового клапана (рис. 2.59). В начальной фазе образования микродефекта скол периферийной кромки лепестка имеет размеры 474×345 мкм, но трещины от него расходятся на длину более 2 мм. Развитие микротрещин приводит к множественному разрушению в периферийных зонах (рис. 2.60, а), а у корня — к отрыву лепестка клапана (рис. 2.60, б), т. е. к появлению критичных повреждений. Подобным образом выглядит механизм образования критичных дефектов прочих элементов конструкции — сквозных прогаров в стенке камеры (рис. 2.61) и т. п.

Практика показывает, что при образовании скола лепестка до половины площади перекрытия двигатель может продолжать работу с ухудшенными тяговыми характеристиками, но при этом будет затруднен последующий запуск.

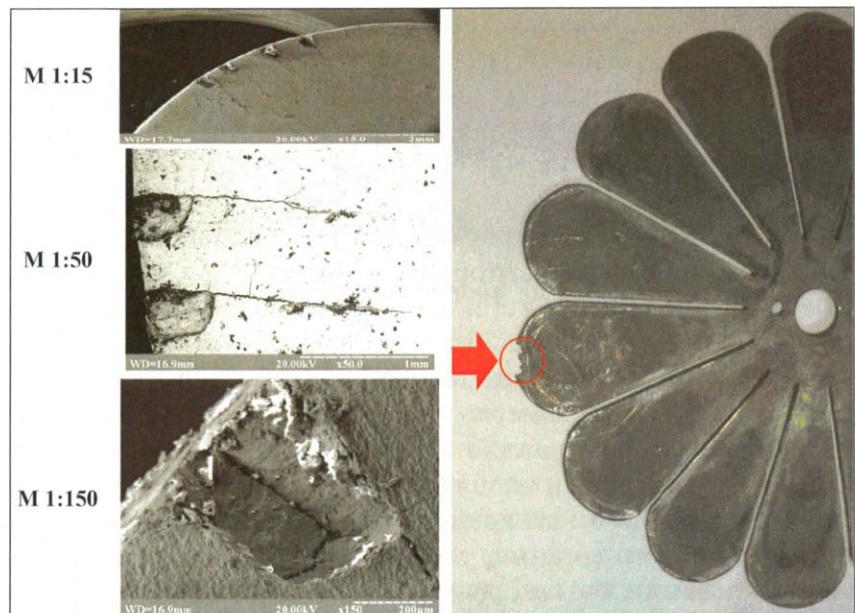


Рис. 2.59. Накопление некритичных разрушений лепестка клапана из титанового сплава ОТ-4 [38; 39] (микрофотографии получены с помощью электронного микроскопа)

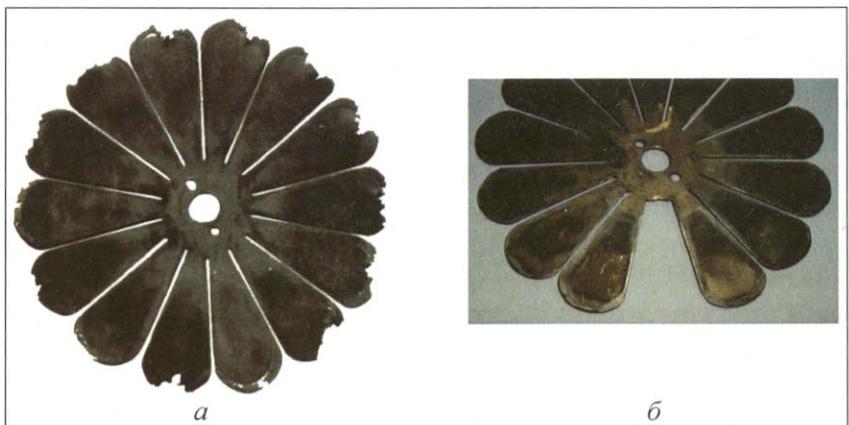


Рис. 2.60. Критичное разрушение клапана [38; 39]: *а* – множественное разрушение лепестков; *б* – потеря лепестка



Рис. 2.61. Разрушение камеры в результате суммарной наработки 60 минут в условиях стендовых испытаний [38; 39]

Из вышесказанного следует вывод, что для невозвраталяемого и многоразового летательного аппарата понятие «ресурс» имеет различные значения. Для первого в ресурс входит время до критического разрушения элемента конструкции, для второго – до некритического. В последнем случае, как уже отмечалось, принципиальным условием осуществимости многоразового применения БЛА с ПуВРД является возможность замены упругого элемента УМК.

Нестационарные высокоинтенсивные тепловые воздействия в сопровождении ударных нагрузок, в условиях которых должен функционировать упругий элемент, антагонистичны по отношению к рабочим диапазонам температур для большинства сталей и сплавов с пружинными свойствами. Сортамент материалов, которые может предложить на данном этапе металлургическая промышленность, ограничивает предельно достижимый ресурс УЭ УМК диапазоном 20...40 минут. Автоматически это означает максимально возможную длительность активного участка полетного цикла БЛА с ПуВРД. На практике для этой цели применяются углеродистые инструментальные стали, пружинные, легированные холоднокатаные и титановые сплавы как наиболее адекватные условиям циклических тепловых и динамических нагрузок с частотой 150...210 Гц [1; 35; 54].

Оценки пригодности вышеперечисленных материалов к использованию для изготовления УЭ УМК приведены ниже.

Углеродистые инструментальные нелегированные стали (ГОСТ 1435–90) марок У7, У8, У9 и др. не склонны к отпуску, но отличаются низкой коррозионной стойкостью даже при небольшом нагреве и поэтому малопригодны для длительной работы при температурах выше 100 °C [55].

Близкая к инструментальным по группе прочности качественная углеродистая сталь марки 65Г не терпит ударных нагрузок, имеет температуру отпуска 200–500 °C и вследствие этого также не может рассматриваться в качестве средства обеспечения приемлемого ресурса УЭ.

На этом фоне значительно более выгодно выглядят коррозионно- и жаростойкие стали и сплавы с пружинными свойствами: 36НХТЮ, 36НХТЮ5М и 36НХТЮ8М, которые являются коррозионно- и теплостойкими, выдерживают температуры 250–350 °C; 50ХФА (до 300 °C); 08Х18Н10Т и 12Х18Н9Т (450–500 °C) [56]; 70НХМБЮ (до 500–550 °C) [55].

В данном приложении титановые сплавы представляют интерес прежде всего ввиду их превосходной коррозионной стойкости в различных условиях [57], в связи с чем целесообразно [35] их использовать в качестве материала для упругого элемента клапана (табл. 10).

Из титановых сплавов только сплавы ВТ9, ВТ14, ВТ16 и ОТ4 имеют показатель коэффициента ударной вязкости (КУВ) того же порядка, что и сплав ОТ4-1. Из всех титановых сплавов только ВТ1-00 и ОТ4-1 обладают наименьшим содержанием водорода. Известно [57], что водород является особо вредной примесью, поскольку при его наличии в α -сплаве по границам зёрен выделяются тонкие хрупкие пластины гидридной фазы, вызывая значительную хрупкость.

Материал ОТ4-1 принадлежит к группе титановых сплавов невысокой прочности и повышенной пластичности, он относится к псевдо α -сплавам, обладает высокой термической стабильностью и не окрупчивается при температурах до 300 °C [58].

Традиционно вопрос выбора материала УЭ в литературных источниках подается обособленно, хотя таковой взаимодействует в крайних мертвых точках с решеткой (рис. 2.60, а)

и седлом (опорной шайбой, рис. 2.60, б). Поскольку ресурс определяется живучестью узла в целом, представленный далее материаловедческий анализ проведен для пары «упругий элемент – решетка». В качестве факторов, определяющих выбор материалов, принятые предел прочности, рабочие температуры, ударная вязкость, длительная прочность, выносливость.

В частности, для обеспечения стойкости узла, в котором УЭ выполнен из стали, необходим подбор материала решетки с близким значением коэффициента ударной вязкости (КУВ). Титановый упругий элемент должен сочетаться с решеткой, изготовленной из соответствующего более мягкого материала. Из соображений технологичности и массового совершенства конструкции в этом качестве целесообразны алюминиевые сплавы (табл. 11, рис. 2.62–2.64). Некоторые сведения о ресурсе представлены в табл. 12 на примере комбинации «ОТ4-1 – Д16Т» с наилучшей совместимостью, достигнутой авторами в рамках располагаемого сортамента.

Вопросы выбора материала камеры пульсирующего двигателя не столь критичны, как в случае клапанного узла, но тем не менее и здесь требуется системный подход. Условия работы камеры ПуВРД (отсутствие интенсивной конвекции в стартовых условиях, невозможность реализации в каких-либо формах за-весного охлаждения и т. п. мероприятий, типичных для иных видов тепловых двигателей) порождают свою неблагоприятную специфику. К основным факторам, определяющим выбор материала камеры сгорания ПуВРД, следует отнести предел прочности при температурах рабочих режимов; предел длительной прочности в связи с цикличностью нагрузок; стойкость к окалинообразованию в среде воздуха и продуктов сгорания.

Приведенный в табл. 13 сортамент не исчерпывает всего варианного множества конструкторско-технологических решений, но включает представительный набор доступных марок материалов и позволяет сформулировать общие заключения и рекомендации.

Оболочка камеры при рабочих температурах (около 750 °С, [59], рис. 2.58) близка к состоянию текучести, поэтому стали с низкими механическими свойствами, например 15Х25Т, ХН45Ю, малопригодны, хотя возможно их использование

при наличии внешней силовой обвязки. Стали с низким содержанием хрома, например 09Х16Н4Б, не обладают необходимой антикоррозионной стойкостью при рабочих температурах в камере ПуВРД, что влечет за собой быстрое образование дислокаций и трещин (прим. ⁵⁾ к табл. 13). Проявление повышенных коррозионных свойств в диапазоне относительно низких температур у стали 15Х25Т (прим. ⁵⁾ к табл. 13) также служит препятствием к применению в силу периодичности процесса в ПуВРД.

С учетом вышеизложенного наилучший результат по ресурсу позволяет получить сталь 12Х18Н10Т (прим. ⁶⁾ к табл. 13).

Рекомендации, касающиеся выбора материала камеры, очевидным образом справедливы также и для различных конструкций бесклапанных ПуВРД.

Таблица 10

Механические свойства упругих титановых сплавов [57]

№ п/п	Марка	σ_b , МПа	$\sigma_{b t=0^\circ\text{C}}$, МПа	КУВ, МДж/м ²	$\sigma_{100 t=0^\circ\text{C}}$, МПа	$\sigma_{-1}, 2_{10}^7$ циклов, МПа	$t_{\text{рек}}^\circ$, $^\circ\text{C}$	% Н
1	ОТ4-1	588	$441 _{250}$	0,5	$333 _{350}$	441	350*	0,008
2	ВТ1-00	294	$206 _{250}$	1,18	—	160	150	0,008
3	ПТ3В	800	—	0,65	—	400	—	—
4	ВТ9	1030	$804 _{400}$	0,3	$775 _{350}$	530	400— 500	0,3
5	ВТ14	883	$686 _{350}$	0,4	$637 _{300}$	402	400	0,03
6	ВТ16	1030	$932 _{350}$	1,18	$686 _{300}$	—	350	0,03
7	ОТ4	686	$539 _{250}$	0,5	$471 _{300}$ (10000 ч)	402	350	0,01

* Работоспособен до 2000 ч при нагреве до 350—400 °С.

Таблица 11

Механические свойства алюминиевых сплавов [55; 57]

№ п/п	Марка	σ_b , МПа	$\sigma_b(200\text{ }^{\circ}\text{C})$, МПа	КУВ, МДж/м ²	$\sigma_{10}(200\text{ }^{\circ}\text{C})$, МПа	$\sigma_{-1}, 2\cdot 10^{-7}$ циклов, МПа
1	Д16Т	515	330	0,23	240	125
2	Д19Т	440	340	0,2	260	160
3	ВД17	500	380	0,2	160 (1000 ч)	165
4	В95	545	—	0,23	150	160

Обозначения: КУВ — коэффициент ударной вязкости;
 σ_{10} — предел длительной прочности; σ_{-1} — предел выносливости.

Таблица 12

Ресурс упругого элемента в композиции «ОТ4-1 – Д16Т»

Толщина клапана, мм	0,41	0,53	0,63
Ресурс, мин	1...3	5...8	20...30

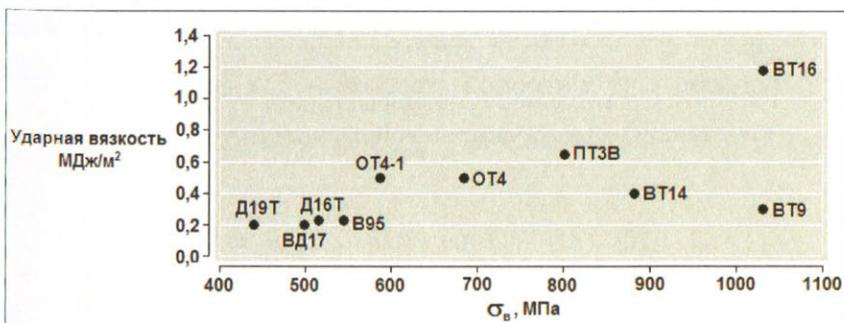


Рис. 2.62. Совместимость материалов пары «УЭ – решетка» в координатах «ударная вязкость – предел прочности»

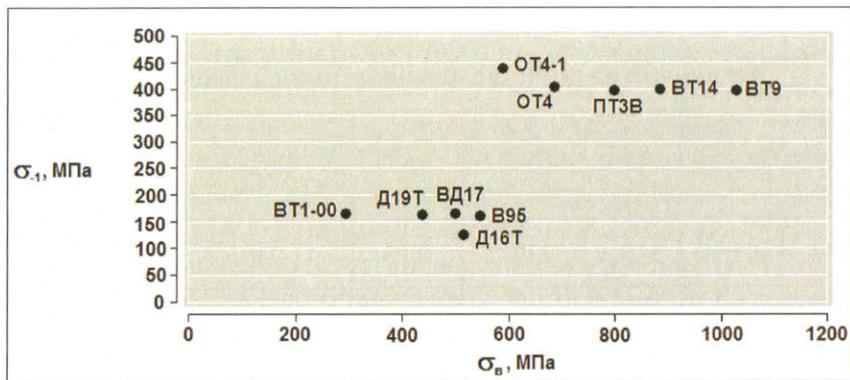


Рис. 2.63. Совместимость материалов пары «УЭ – решетка» в координатах «предел выносливости – предел прочности»

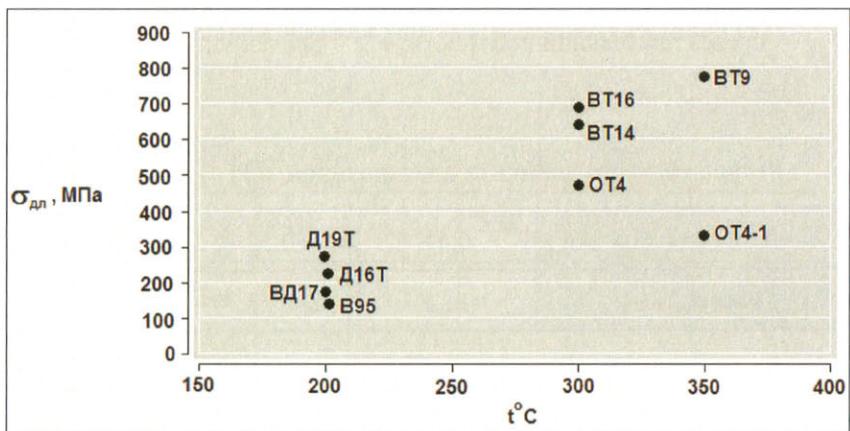


Рис. 2.64. Совместимость материалов пары «УЭ – решетка» в координатах «предел длительной прочности – температура»

Таблица 13

**Свойства жаропрочных сталей [56; 57],
пригодных для изготовления горячей части камеры ПуВРД**

№ п/п	Марка	$u_{\text{кор}}$, мм/год	$t^{\circ}\text{C}$	$t_{\text{но}}^{\circ}\text{C}$	$t_{\text{рек}}^{\circ}\text{C}$	$\sigma_{10^5} \Big _{t^{\circ}\text{C}}$, МПа	$\sigma_{\text{в}}(20^{\circ}\text{C})$, МПа	$\sigma_{\text{в}} \Big _{t^{\circ}\text{C}}$, МПа
1	15Х25Т	0,39	900	1050	1000 ¹⁾	18 ₇₀₀	529	77 ₇₀₀
2	12Х18Н10Т ²⁾	—	—	850	600	—	529	—
3	12Х18Н12Т	0,023	700	850	600	55 ₇₀₀	539	270 ₇₀₀
4	12Х25Н16Г7АР	0,33	900	1100	950 ³⁾	120 ₇₀₀	980	390 ₇₀₀
5	ХН45Ю	0,08	1200	1350	1250	—	600	150 ₈₀₀
6	ХН75МБТЮ	0,012	950	1100	850	—	860	560 ₇₀₀
7	ХН70Ю	0,16	1150	1200	1100 ⁴⁾	29 ₈₀₀	750	420 ₇₀₀
8	ХН78Т	0,0044	850	1150	1050	29 ₈₀₀	700	400 ₇₀₀
9	ХН60ВТ	1,1	1100	1100	1000	—	800	530 ₇₀₀
10	09Х16Н4Б ⁵⁾	—	—	850	650	—	1150	—

Обозначения: $u_{\text{кор}}$ — скорость коррозии; $t_{\text{но}}^{\circ}$ — температура начала окалинообразования; $t_{\text{рек}}^{\circ}$ — рекомендуемая температура.

Примечания.

- ¹⁾ Не рекомендуется использовать при 400–700 °C [57].
- ²⁾ Ресурс камеры ПуВРД – 60 мин, наработка в режиме запуска – 4,5 ч.
- ³⁾ Используется для камер сгорания, газопроводных систем до 1050 °C.
- ⁴⁾ Предназначен для камер сгорания до температур 1200 °C.
- ⁵⁾ Достигнутый ресурс камеры составляет 20 мин, наработка в процессе запуска – 10 мин.

2.9. Интеграция ПуВРД с планером БЛА

Пульсирующий двигатель с механическим клапаном обладает весьма специфическими особенностями общего газодинамического процесса транспортной составляющей беспилотного авиационного комплекса. При проектировании системы «планер – ДУ с ПуВРД» это требует существенных корректировок стереотипных подходов, традиционных для самолетостроения.

Системы периодически сходящих вихревых колец в составе реактивной струи (рис. 2.49–2.52, 2.54) обусловливают интенсивную передачу импульса и энергии большим массам воздуха, привлекаемым из внешнего пространства, т. е. своеобразный эффект высокой «двуухконтурности» в нестационарном исполнении. По этой причине рациональный выбор аэродинамической схемы БЛА должен среди прочего исключать интерференцию отходящего торOIDального вихря с элементами хвостового оперения. В противном случае платой будет ухудшение пропульсивных свойств движителя и ухудшение управляемости. Неведомыми путями, но в точном соответствии с указанным условием в свое время специалисты фирмы Fieseler, практически не имея расчетных средств в современном понимании, в процессе проектирования КР V-1 пришли к классическому облику системы «планер – ДУ» для старта с наклонной направляющей. В этой схеме ПуВРД установлен сверху на двух пилонах и вынесен в хвостовую часть фюзеляжа, а горизонтальное оперение имеет нижнее расположение (рис. 2.6–2.8).

Характерной газодинамической особенностью ПуВРД является низкая расходонапряженность, не позволяющая пропустить через собственный тракт массу набегающего потока (см. поля скоростей и чисел Маха на рис. 2.65–2.66), чем порождается повышенное лобовое сопротивление. Поверхности тока, образованные при вытеснении масс обтекающей среды, выходят далеко за пределы миделя БЛА, а внутри формируется обширная зона торможения с множественными вихревыми течениями (рис. 2.65–2.66).

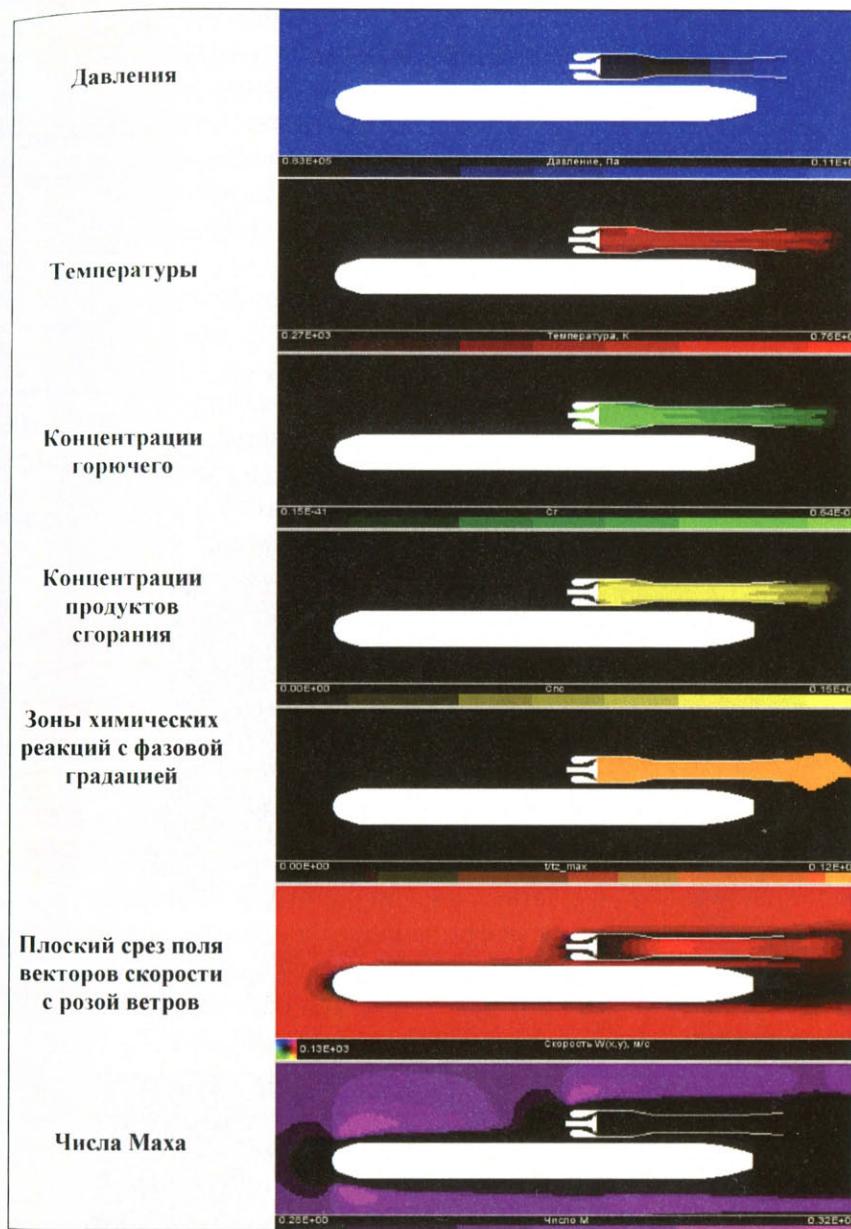


Рис. 2.65. Комплексная картина физических полей при обтекании системы «планер – ПуВРД» в фазе истечения из сопла [45; 46]

Очевидный недостаток «классической» схемы, вероятно, может быть преодолен при использовании иных аэродинамических компоновок, например с задним расположением ПуВРД. При этом, в отличие от ГТД, завихренность на входе в двигатель не представляет собой фатальной опасности, но главной проблемой может стать недостаточный расход воздуха, порожденный попаданием входного диффузора в аэродинамическую тень.

Свою лепту в проектные ограничения вносит также узел механического клапана. Высокий крейсерский диапазон скоростей полета достигается соответствующей настройкой УМК за счет применения упругих элементов повышенной жесткости с целью исключения перехода в прямоточный (постоянный, т. е. невыгодный) режим работы. В свою очередь, это вызывает необходимость высокой скорости ввода в полет в связи с недостаточной тягой двигателя при нулевой скорости. Возвращаясь к тому же классическому примеру КР V-1, следует отметить, что ПуВРД As 014 по этой причине запускался после схода с направляющей на скорости около 90...95 м/с. Отсюда старт с эстакады длиной 42 м и привод от высокоэнергетической паровой машины с рабочим телом, генерируемым путем каталитического разложения перекиси водорода (рис. 2.6 и 2.9).

Догорание в реактивной струе (рис. 2.65), проявляющееся в натурных условиях в виде свечения (рис. 2.67), – фактор отнюдь не бесполезный с точки зрения целевого использования БЛА, так как в силу своих скоростных характеристик, низкой топливной экономичности и размерности наиболее целесообразное применение аппаратов подобного облика видится в составе мишенного комплекса, способного малозатратным образом имитировать воздушные цели типа низколетящих крылатых ракет.

Простейшая конструкция ПуВРД, горячая часть которой со-вмещает в себе одновременно корпус и жаровую трубу с воздушным охлаждением, также порождает специфические условия проектирования системы «планер – ДУ с ПуВРД». Примерная эволюционная картина процесса тепломассообмена в процессе нарастания скорости обдува выглядит следующим образом. На старте и в начальных фазах внешнетраекторного (низкоскоростного) участка движения элементы фюзеляжа в зоне двигателя

испытывают интенсивное тепловое воздействие за счет лучистого теплообмена (рис. 2.68 и 2.69). С набором скорости усиливается конвективный теплоотвод и двигатель начинает охлаждаться набегающим потоком (рис. 2.69). В полуограниченной зоне между двигателем и планером воздушный поток ускоряется за счет туннельного эффекта, но далее вследствие подвода теплоты происходит торможение вплоть до запирания с переходом к пульсационному режиму течения. На определенном угле атаки ПуВРД попадает в зону действия концевых вихрей, сходящихся с консолями крыла таким образом, что в зазоре между двигателем и планером возникают застойные и возвратные течения с последующей интенсификацией теплового воздействия. От эффекта туннельного запирания позволяет отстроиться некоторое увеличение высоты опорного пилона.

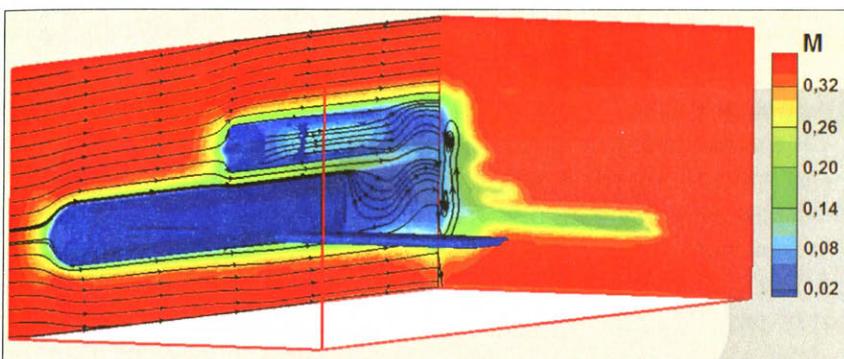


Рис. 2.66. Пространственный вид поля чисел Маха с линиями тока ($M_\infty = 0,36$) [46]

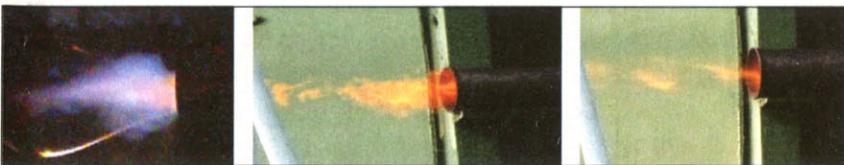


Рис. 2.67. Догорание в реактивной струе ПуВРД [45; 46]

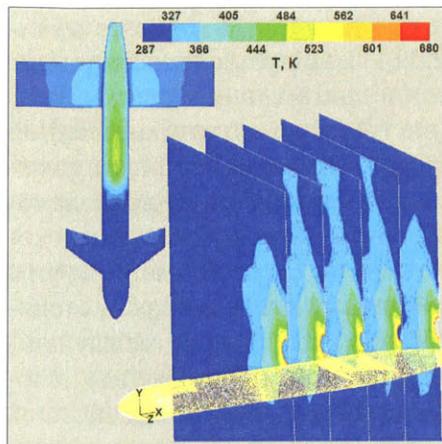


Рис. 2.68. Температурное поле на поверхности планера и в поперечных сечениях ($M_n = 0,16$) [45; 46]

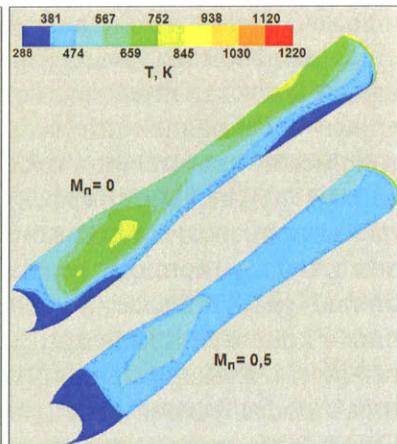


Рис. 2.69. Температурное поле на поверхности камеры двигателя в фазе старта и на крейсерском режиме (вид со стороны фюзеляжа) [45; 46]

3. БЕСКЛАПАННЫЕ ПУЛЬСИРУЮЩИЕ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫЕ ДВИГАТЕЛИ



Распространение тех или иных видов тепловых машин периодического действия во многом зависит от способа задания фаз процесса. Среди множества машин с периодической изоляцией камер сгорания постоянного объема наиболее доступно в проектировании подмножество с геометрически заданными фазами газообмена, что обеспечивается управляемыми механическими клапанными устройствами. С точки зрения термодинамики это наиболее предпочтительный вариант, но массовые характеристики становятся фатальным противопоказанием к применимости управляемых клапанов в составе ПуВРД. Развитие пошло противоположным путем, в результате чего появились так называемые «бесклапанные» ПуВРД (в дальнейшем – без кавычек), на самом деле содержащие входные и выходные акустические клапаны различных конструктивных исполнений. В данном подклассе реализован наиболее радикальный путь решения задачи достижения высоких ресурсных характеристик. В основу положен газоструйный принцип задания фаз саморегулирующегося рабочего цикла – за счет волновых и эжекционных факторов. Применение волновой (резонансной) настройки для фиксации фаз газообмена обеспечивается акустическими клапанами различных типов. Струйные эффекты могут быть использованы при наличии запаса потенциальной энергии одного из компонентов топлива. В соответствии с данным принципом реализован класс эжекторных

прямоточных воздушно-реактивных двигателей (ЭПВРД) с разнообразным сочетанием крупно- и мелкомасштабной нестационарности.

Зарегистрированный приоритет в области бесклапанных ПуВРД принадлежит Жоржу Марконне (Georges Marconnet, 1909 г.), хотя достоверно не известно, было ли сие изобретение воплощено в работоспособную конструкцию. Последующие изыски в данной сфере в исполнении других авторов фактически сводились к усовершенствованию схемы Марконне, основным слабым звеном которой был короткий впускной патрубок с несовершенными вентильными функциями. Тенденции развития нашли свое выражение главным образом в поиске форм акустического запирания камер сгорания. Отталкиваясь от этой посылки, авторы монографии в дальнейшем изложении используют представленную ниже классификацию сложившегося на данный момент многообразия известных типов пульсирующих двигателей прямой реакции: с линейным трактом; с акустическими клапанами лабиринтного типа; рекуператоров; эжекторных ПВРД.

Класс бесклапанных ПуВРД, интегрированных в несущую или пропульсивную систему ЛА с неподвижным крылом, вынесен в специальный раздел монографии. Там же представлены бесклапанные пульсирующие двигатели Логана, Тэрретта, Фоа и ЭПВРД Глухарева, встроенные в систему реактивного привода вертолетных несущих винтов. Бесклапанные импульсные детонационные двигатели в силу их сугубой специфики рассмотрены в специальном разделе.

Главным функциональным недостатком бесклапанных ПуВРД является пониженное (в сравнении с одноклапанными) давление цикла. В области большой авиации внимание к бесклапанным ПуВРД проявлялось в конце 1940-х – первой половине 1950-х гг., после чего интерес к ним постепенно угасал в связи с установлением монополии газотурбинных двигателей.

Некоторый интерес к бесклапанным ПуВРД в последнее время связан с упоминавшейся общей проблемой создания двигательной установки прямой реакции для легких БЛА всепогодного применения. Доводы в пользу бесклапанных двигателей общие для всех типов ПуВРД (п. 2.3) – способность обеспечить

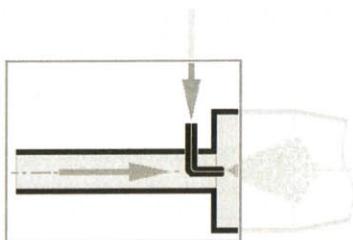
скоростной полет при минимальной стоимости системы «планер – двигательная установка». Например, при использовании поршневого или турбореактивного двигателя доля его стоимости для разведчика составляет 10 % от общей стоимости БЛА, для летающей мишени – 35 %. На данном этапе бесклапанные ПуВРД занимают скромные, но уверенные позиции в классе летающих мишеней.

Несмотря на предельную простоту конструкции, бесклапанные ПуВРД заслужили репутацию объектов, чрезвычайно неудобных в проектировании, так как цикличность рабочего процесса здесь обеспечивается только специальным сочетанием термогазодинамических и геометрических факторов. Причем в период, когда бесклапанные ПуВРД переживали свои лучшие времена, в данной сфере деятельности безраздельно господствовали эмпирические подходы, т. е. мало-продуктивные по определению и с весьма проблематичной возможностью повторения другими авторами. Судя по публикациям в открытой печати [28; 60; 61], в рамках грантов от Управления перспективных исследовательских программ США (DARPA) в Каролинском университете продолжаются исследования в области бесклапанных ПуВРД малых тяг. Некоторый интерес к этой тематике в последнее время замечен также и в России [62].

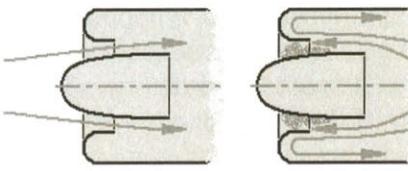
3.1. Эффект полупроводимости газовоздушных трактов и его применение

Основная идея, воплощенная в бесклапанных ПуВРД, состоит в том, что некоторые формы каналов позволяют получить эффект полупроводника: расход массы в прямом направлении должен быть больше, чем при реверсировании течения. Такое устройство назвали аэродинамическим клапаном. По аналогии с радиотехникой в зарубежной литературе аэродинамические клапаны именовали «воздушными диодами» или «выпрямителями потока». Изобретательская мысль породила многообразие их форм и видов, которые укладываются в классификационную схему, представленную на рис. 3.1.

Резонаторные трубы:

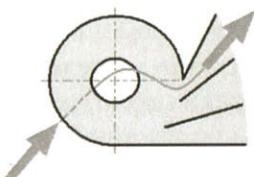


a – постоянного сечения



*конфузорные – на впуске,
диффузорные – на выпуске*

Лабиринтные тракты:

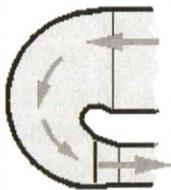


в – вихревые

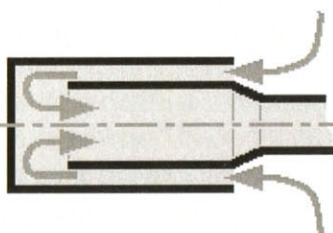


г – вороночные

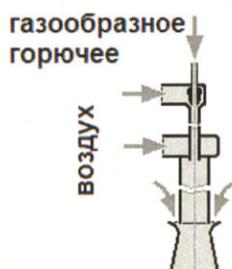
Коленчатые каналы (рекуператоры):



д – однотрубные



*е – коаксиальные сплошные,
составные с осевым зазором*



ж

*Рис. 3.1. Базовые типы акустических клапанов
(стрелками показано направление прямого тока)*

Прямоточные каналы (резонаторные трубы, рис. 3.1, *a*, *b*) обеспечивают пропускной режим с малыми скоростями (докритический) и полупроводящий, сопровождающийся образованием зоны критических параметров течения – при реверсировании

потока. Эффект полупроводимости в случае фронтального расположения резонаторов усиливается по мере роста скоростного напора.

Клапаны лабиринтного типа (рис. 3.1, *в*, *г*) наиболее эффективны. В результате исследований клапанов лабиринтного типа, проведенных фирмой SNECMA в 1953–1957 гг., были получены соотношения между расходами массы для прямого и обратного токов до 5/1 при том же перепаде давления [2]. Однако высокое гидравлическое сопротивление, проявляющееся также и в режиме прямотока, ограничивает применение лабиринтных трактов.

В криволинейных каналах (рис. 3.1, *д*, *е*) реализуется эффект запирания при сверхкритических перепадах давлений на фоне повышенного гидравлического сопротивления высокоинтенсивным реверсивным течениям в фазе реактивного выхлопа. Недостатком является регрессивная скоростная характеристика патрубков, изогнутых на 180° против полета.

Обособленно выглядят струйные аппараты (эжекторы), препятствующие реверсивным потокам за счет запаса потенциальной энергии активной среды – предварительно сжатого сжиженного газа (рис. 3.1, *ж*).

Новые решения в области бесклапанных ПуВРД получаются преимущественно в виде различных комбинаций и форм вышеуказанной «элементной» базы. В связи с этим авторы в дальнейшем изложении придерживаются классификации бесклапанных ПуВРД, основанной на видовой принадлежности акустических клапанов. Многообразие и хронология достойны отдельной схемы (рис. 3.2).

Бесклапанный ПуВРД – объект, весьма чувствительный к конструктивным нюансам, которые, как выясняется, критичным образом определяют работоспособность. Одним из важнейших универсальных факторов обеспечения устойчивой работы пульсирующего двигателя, впрочем, как и любого другого вида ДВС, является вихревая интенсификация процесса смесеобразования.

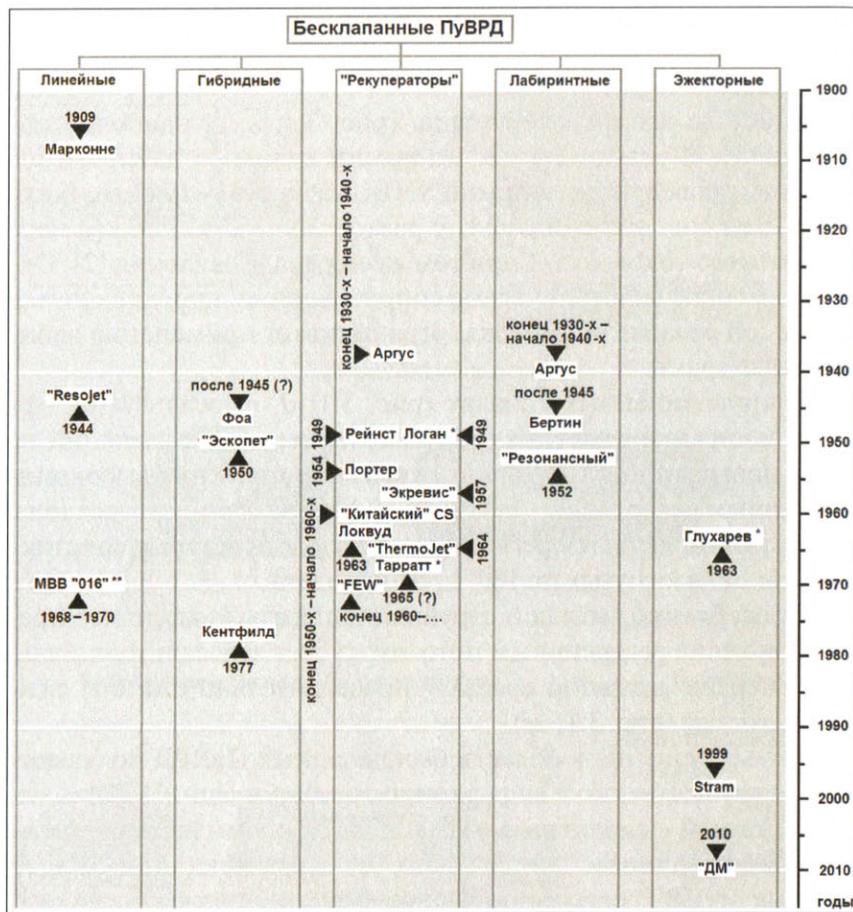


Рис. 3.2. Классификация и хронология развития бесклапанных ПуВРД;
 * — вертолетные двигатели; ** — сверхзвуковые

Примечание. Представлены лишь типовые образцы, либо реализованные в виде работоспособных конструкций, либо достаточно известные по литературным источникам. Хотя запатентовано несопоставимо большее число образцов, однако они не содержат принципиально новых организаций рабочих процессов.

В условиях бесклапанного ПуВРД, в связи с дефицитом свободы для маневра, данный способ безальтернативен, так как выпускной патрубок — короткий канал, а в самой камере генераторы

вихрей не эффективны ввиду низкого общего уровня скоростей. Тем не менее некоторые успешные практики считают его своим ноу-хай, свято оберегая свой «секрет» от конкурентов, хотя впервые патент на генератор вихря во входном устройстве был получен во Франции Е.Т. Линденоузом (рис. 3.3). Вихрегенератор, представляющий собой всего-навсего внутренний уступ, надежно обеспечивающий отрыв потока, может выступать в различных конструктивных исполнениях, но далее по потоку тракт должен быть по возможности гладким, чтобы не воспрепятствовать развитию кольцевого вихря.

Несмотря на кажущийся примитивизм, вихрегенераторы на входе **принципиально важны** для достижения большой реактивной тяги, устойчивой и ритмичной работы почти всех типов пульсирующих двигателей.

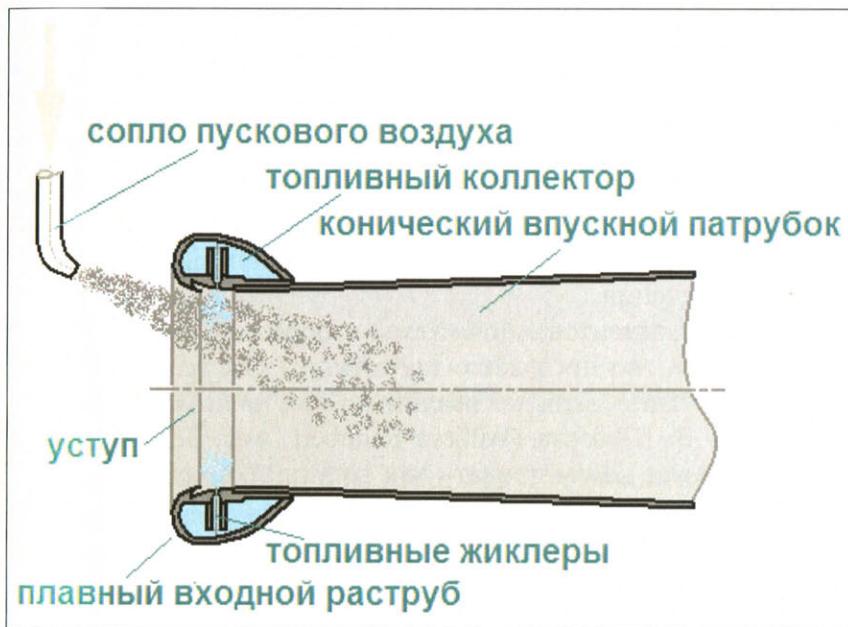


Рис. 3.3. Запатентованный Е.Т. Линденоузом впускной патрубок с генератором торOIDального вихря перед топливным коллектором (Е.Т. Линденоуз, пат. № 3,035,413, Франция, 22.05.1962 г.)

3.2. Бесклапанные двигатели линейной схемы

Принято отсчитывать историю бесклапанных ПуВРД от пульсирующего двигателя Ж. Марконне (Georges Marconnet, 1909 г., рис. 3.4).



Рис. 3.4. Схема двигателя Ж. Марконне

В компетентных кругах с подачи Дж. В. Фоя бытует мнение о ПуВРД Марконне [3], как о «плохом» прямоточном двигателе, ввиду того что без наддува он не функционирует. Наиболее вероятно, причиной тому является повышенное гидравлическое сопротивление входного диффузора. Складывается впечатление, что и выходной диффузор в роли акустического клапана избычен — вполне достаточно было бы резонаторной трубы постоянного сечения.

Дальше запатентованной схемы изобретение Марконне не продвинулось, но послужило прототипом для всех последующих конструкций, включая реализованные на практике.

ПуВРД В. Шуберта (William Schubert, рис. 3.5, пат. США 1944 г.) следует рассматривать как результат придания рациональных форм двигателю Марконне.

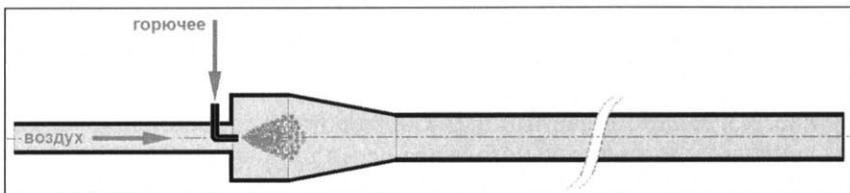


Рис. 3.5. Схема ПуВРД resojet Шуберта [3]

В отличие от прототипа, resojet Шуберта можно было воспроизвести в условиях любительских лабораторий и, кроме того, данная схема послужила основой для конструирования более сложных работоспособных образцов ПуВРД по принципу конструктора «лего» (п. 3.4.4).

3.3. Двигатели с акустическими клапанами лабиринтного типа

В рамках экспериментальных работ по тематике ПуВРД фирма «Аргус» испытывала неавтономный двигатель с акустическим клапаном в виде жалюзи со свойством полупроводимости (рис. 3.6). В данной схеме можно разглядеть зачатки лабиринтного принципа запирания в активной фазе цикла и эжекционное усиление процесса наполнения от струи ТВС, нагнетаемой внешним источником сжатого воздуха.

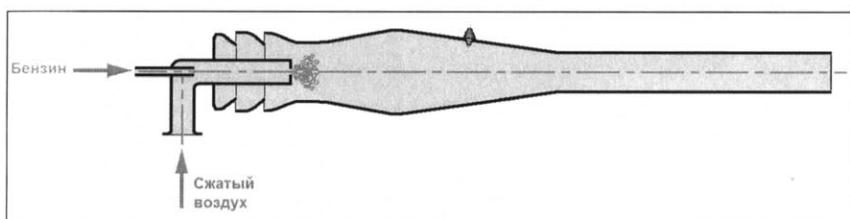


Рис. 3.6. Ранняя версия бесклапанного ПуВРД «Аргус»

Подобный по принципу работы акустического клапана двигатель Бертина (рис. 3.7) был более совершенным, так как имел фронтальное входное устройство, воспринимающее динамический напор, и в соответствии с замыслом изобретателя представлял собой полностью автономную систему. Акустический клапан весьма напоминал глушитель поршневого двигателя или прибор бесшумной стрельбы.

Идея лабиринтного клапана имела некоторое развитие. Главной тенденцией была углубленная замкнутость лабиринтных полостей с образованием в них рециркулирующих

присоединенных масс среды, чем достигалось усиление эжекционных эффектов в фазе прямой проводимости и повышение гидравлического сопротивления при реверсировании течения. Пример применения в ПуВРД акустического клапана с развитой системой лабиринтов представлен на рис. 3.8.

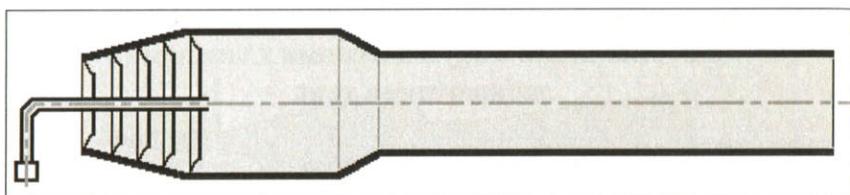


Рис. 3.7. ПуВРД Бертина с лабиринтным клапаном [3]

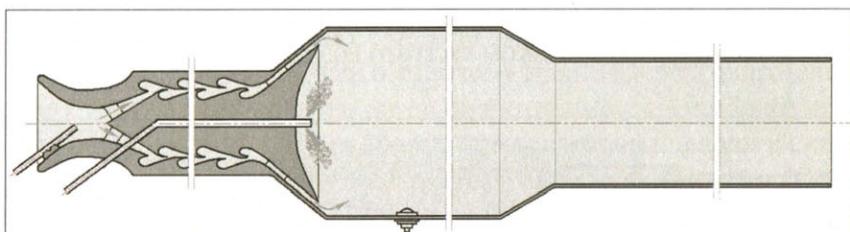


Рис. 3.8. «Резонансный» ПуВРД с клапаном лабиринтного типа [63]

В основе «резонансного» ПуВРД [63] отчетливо просматривается схема многоступенчатого акустического «полупроводника» с присоединенными массами (valvular conduit – клапанный проводник, рис. 3.9, автор – Н. Тесла) [3], устроенного, в свою очередь, наподобие некогда запатентованных эжекторов для паровых и газовых рабочих тел [64; 65]. Надо полагать, что это была не самая удачная выдумка знаменитого изобретателя, так как предложенный им акустический клапан скорее напоминает лабиринтное уплотнение.

Хотя никаких сведений о работоспособности «резонансного» ПуВРД [63] в литературных источниках обнаружить не удалось, можно заключить, что самоподдерживающийся процесс таким способом вряд ли может быть реализован без использования

глубокого наддува. Система лабиринтов неизбежно создаст столь большие гидравлические сопротивления, что наполнение камеры из атмосферы окажется неосуществимым. К тому же высокий наддув является тем фактором, который сводит на нет основные преимущества обычных ПуВРД.

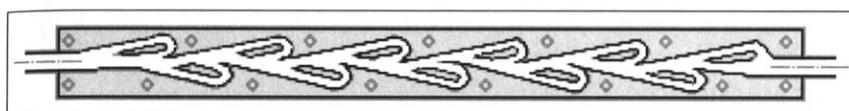


Рис. 3.9. Акустический клапан Н. Тесла [3]

Следует отметить, что ни один из известных типов ПуВРД с акустическим клапаном лабиринтного типа не получил практического распространения. Принципиально непреодолимым дефектом лабиринтных трактов в приложении к ПуВРД является высокий уровень потерь полного давления при наполнении, не компенсируемый термодинамическим сжатием в изохорическом цикле с медленным горением топлива. В отличие от этого в случае пульсирующих детонационных двигателей (п. 4) с отличными на порядки градиентами давлений акустические клапаны лабиринтного типа практически безальтернативны.

3.4. Пульсирующие двигатели «рекуперативных» схем

Идея использования упоминавшихся ранее вентильных свойств и искривленных каналов в стремлении нейтрализовать паразитный эффект реактивного выхлопа в направлении против полета породила многообразие пульсирующих двигателей с изогнутым трактом. В данном подразделе представленные устройства именуются «рекуператорами» (от лат. *recuperator* – получающий обратно, возвращающий [66]). К использованию такого термина располагает физическая адекватность и лаконичность, хотя в действительности это авторское название двигателя Кентфилда (п. 3.4.5), отнюдь не приоритетное в рассматриваемой группе схемы.

3.4.1. Бесклапанный ПуВРД «Аргус»

Труба, накрытая колпаком различных форм (рис. 3.10), не выглядит оригинально на фоне множества известных вариантов входного акустического клапана, но с конструктивной точки зрения это наипростейший принцип организации процесса в ПуВРД. Щелевое исполнение акустического клапана при равных сечениях впускных трактов обуславливает значительно большие гидросопротивления как в фазе наполнения, так и по ходу реактивного выхлопа.

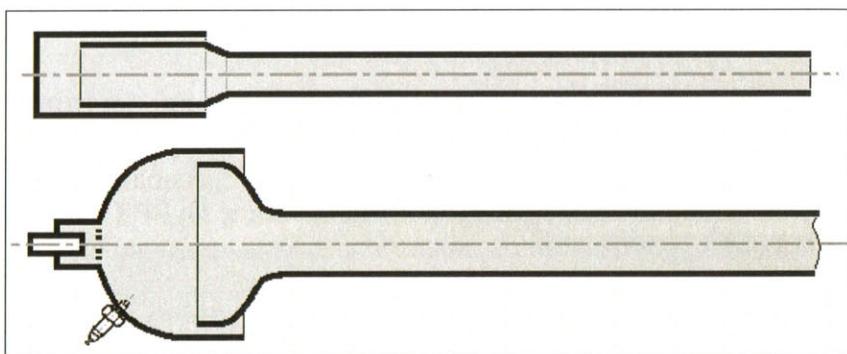


Рис. 3.10. Варианты ПуВРД схемы Argus с цилиндрическим и полусферическим колпаком в роли акустического клапана [3]

В англоязычных источниках бесклапанные ПуВРД данной схемы именуются «cappedtubes» ([3], «труба под колпаком»), хотя приоритет принадлежит Motoren Gesellschaft Argus, в свое время поставившей ПуВРД в реальную плоскость, благодаря знаменитому двигателю Argus-Schmidt HWK 109-014 (п. 2.1).

Оригинальные образцы бесклапанных ПуВРД схемы Argus не показали каких-либо выдающихся результатов и эксперименты с ними ограничились стендовыми испытаниями, но некоторые варианты нашли применение в сфере наземной стационарной техники [3]. Однако идеи Motoren Gesellschaft Argus, давно канувшей в Лету, нашли своих поклонников и подражателей – на верное, простота сыграла здесь решающую роль (рис. 3.11–3.13). В частности, предлагались полусферические камеры сгорания

с шелевым подводом вторичного воздуха из окружающего пространства (рис. 3.11–3.13). В конструкциях вида Sounders Roe, Tharratt и других прослеживается та же схема, где по принципу простой вариативности решений открывается широкий простор для творчества.

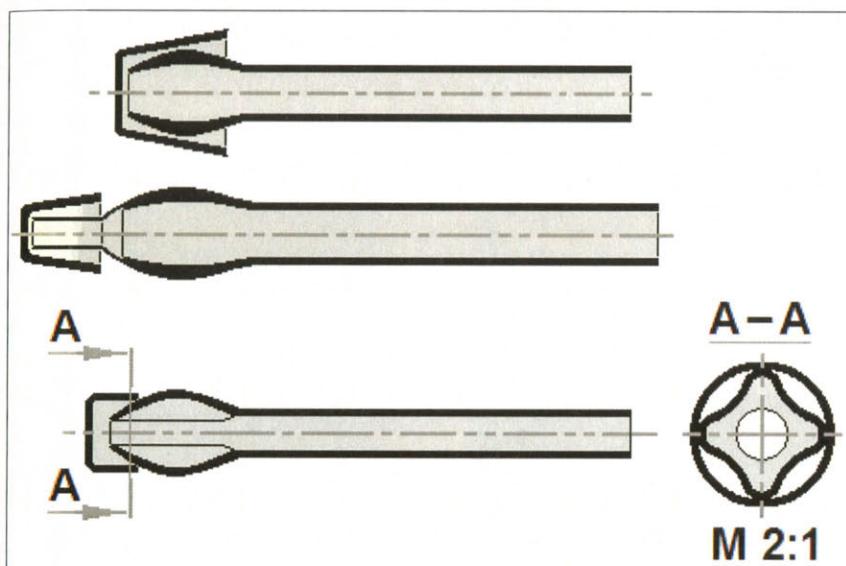


Рис. 3.11. Примеры «аллотропии» двигателей схемы Argus [67]

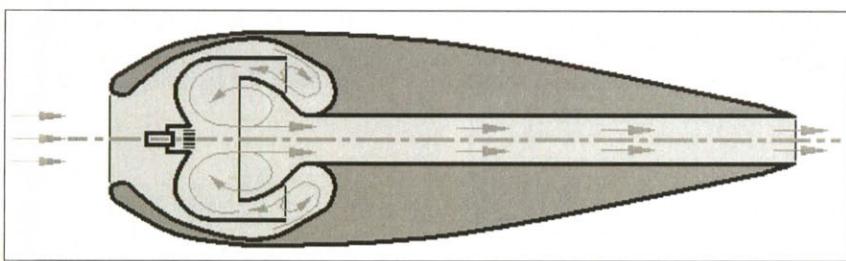


Рис. 3.12. Мотогондола ПуВРД типа Argus с входным диффузором, улавливающим динамический напор в полете [3]

Основные фазы процесса



начальная стадия



истечение



началу фазы наполнения



Поле давлений

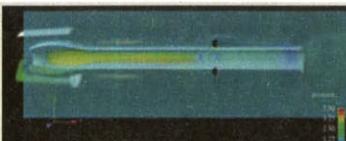
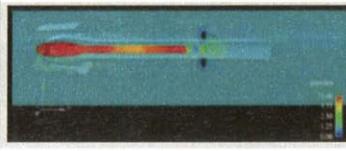
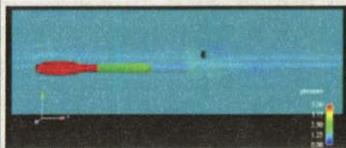


Рис. 3.13. Основные фазы рабочего процесса двигателей схемы Argus (демонстрационные материалы Boeing [68])

Как и в прочих схемах с обратным расположением впускного патрубка, исходная схема Argus влечет регрессивную скоростную характеристику. В рамках преодоления этого недостатка предлагались способы улавливания динамического напора лобовым воздухозаборником [3] (рис. 3.12). Причем помимо забора воздуха с атмосферным уровнем полного давления здесь также предусмотрена генерация торOIDального вихря, интенсифицирующего процесс горения при поступлении в камеру.

Основные черты рабочего процесса, свойственные двигателям схемы Argus, можно проследить на примере аффилированного изобретения (рис. 3.11) [67] с использованием демонстрационного материала Boeing [68] (рис. 3.13) применительно к батарейным тяговым модулям с туннельным расположением пакетов ПуВРД (п. 4.2). Эта тематика пользовалась популярностью в 1960-х гг. [69; 70], но, как видно, не исчерпана и по сей день.

3.4.2. Двигатель Фoa

В данном случае налицо попытка улучшить скоростную характеристику ПуВРД рекуперативной схемы (рис. 3.14). Двигатель Дж. В. Фoa представляет собой комбинацию прямоточного двигателя с акустическим клапаном (с конфузорностью канала при втекании и диффузорностью при реверсировании потока) и коаксиальным рекуператором.

Информация о каких-либо реальных проектах на тему двигателей Фoa в доступных литературных источниках отсутствует.

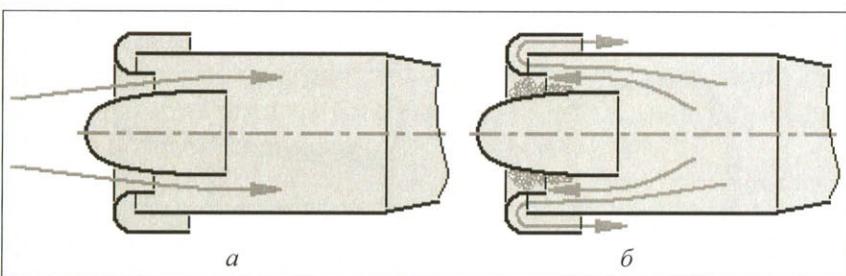


Рис. 3.14. Схема газообмена в ПуВРД Фoa:
а – фаза наполнения; б – реактивный выхлоп [3]

3.4.3. Двигатель Рейнста

Двигателю Рейнста (Reynst François-Henri) принадлежит рекорд простоты конструкции, благодаря чему он приобрел некоторую популярность [3; 71], главным образом в роли демонстратора самоподдерживающегося пульсационного процесса газообмена с экзотермической реакцией. В простейшем варианте моделью ПуВРД Рейнста может служить пустая жестяная консервная банка с единственным отверстием в крышке, предварительно наполненная топливовоздушной смесью. Годится любое газообразное или жидкое легкоиспаряющееся горючее, хотя энтузиасты предпочитают метanol. Другим примером может служить простейшая паяльная лампа, также работающая в пульсирующем режиме и вдобавок создающая ощутимую реактивную тягу.

Сам Рейнст свое изобретение [72] не позиционировал в качестве двигателя прямой реакции, но лишь как элемент тепловой машины (например, локомотива), предназначенный для интенсификации процесса сгорания. Какие-либо приложения двигателя Рейнста к авиации (большой или малой) не известны.

В автономной версии пульсирующей камеры Рейнста (рис. 3.15) роль впускного патрубка играет кольцевой зазор. В фазе реактивного выхлопа струя, выходящая из кольцевого зазора, создает отрицательную тягу в отличие от прочих двигателей с кольцевым акустическим клапаном. Негатива добавляют большой объем невентилируемого пространства в камере сгорания и замедленный газообмен – тяжелое наследие технологического прошлого данной идеи.

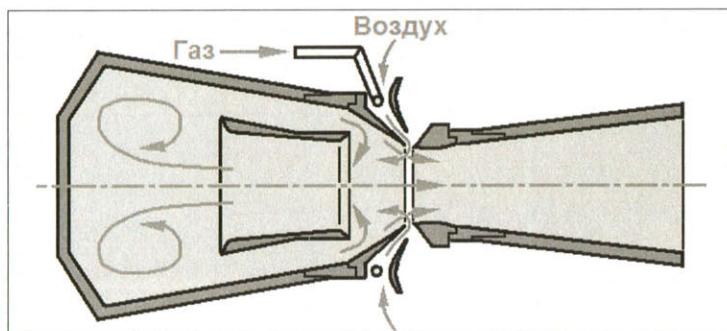


Рис. 3.15. Двигатель Рейнста [71]

3.4.4. ПуВРД «Эскопет»

Главным «локомотивом прогресса» в области бесклапанных ПуВРД на пике своего системного развития в конце 1940-х – начале 1960-х гг. явилась известнейшая фирма SNECMA (Société Nationale d'Étude et de Constructions de Moteurs d'Aviation). Здесь Бертин (Bertin) [73] и его менее знаменитые коллеги усмотрели некоторую аналогию своего изобретения (рис. 3.16) со струнным мушкетом (от фр. *escopette*). Хотя конструкции мушкетов, стреляющих в обратном направлении, истории стрелкового оружия не известны, однако криволинейный тракт впускного акустического клапана («рекуператора») на момент своего появления в 1950 году принципиально отличался от того, что было создано предшественниками – Марконне и Шубертом. Следует, тем не менее, заметить, что приоритет изобретения принципа «рекуперации» в «чистых» формах «capped tubes» принадлежит фирме Argus (п. 3.4.1).



Рис. 3.16. Принципиальная схема ПуВРД «Эскопет»

Осевой зазор между коротким прямым патрубком и коленом, а также малая протяженность тракта переднего акустического клапана имеют принципиальное значение в схеме формирования процесса газообмена двигателя Бертина.

Основные фазы рабочего процесса ПуВРД «Эскопет» проиллюстрированы результатами численных исследований, проведенных авторами на базе универсальной технологии вычислительного эксперимента (см. приложение).

Активная фаза цикла реализуется двухсторонним выхлопом, что позволяет получить положительную реакцию, в том числе и от впускного патрубка (рис. 3.17, Б, В). Обратное течение способно за счет запаса инерции преодолеть межосевой зазор и высокое гидравлическое сопротивление колена. При этом отклоненная коленом реактивная струя создает положительную тягу (рис. 3.17, Б).

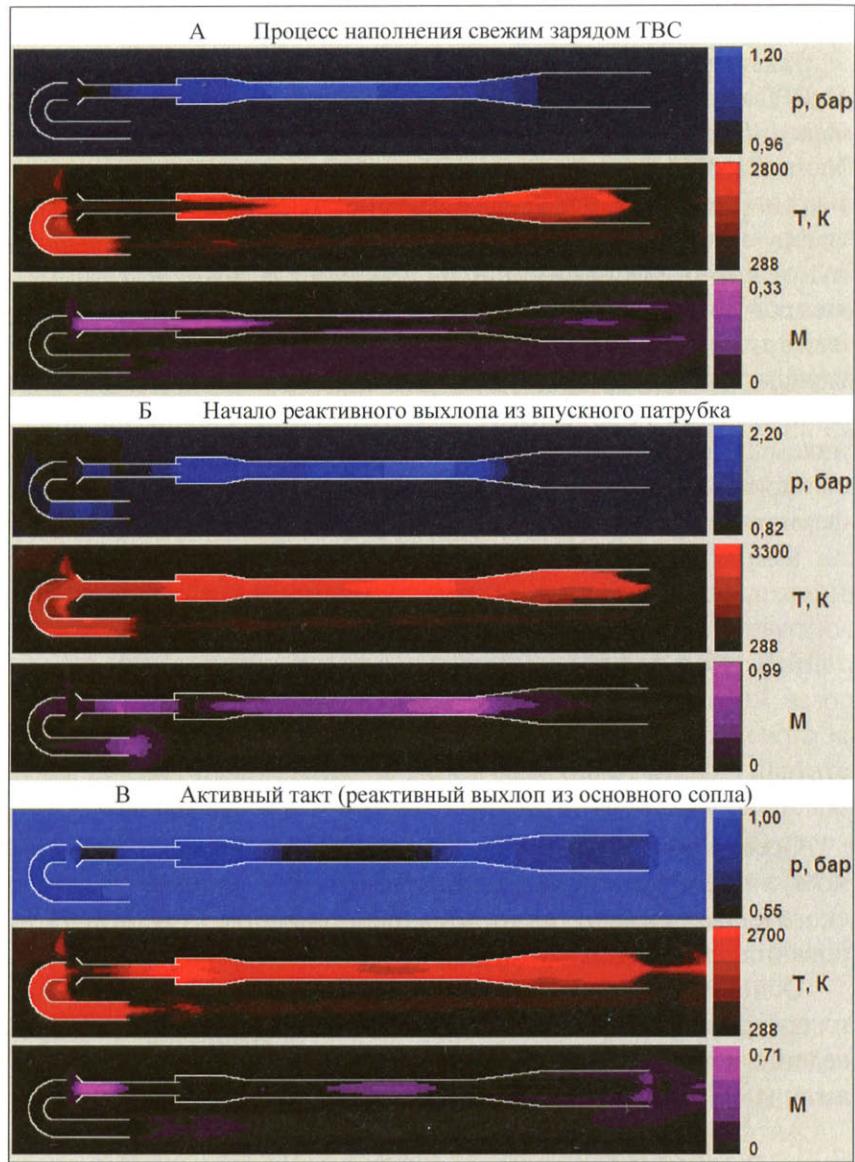


Рис. 3.17. Основные фазы работы двигателя Бертина
(численный эксперимент авторов монографии)

С некоторым запаздыванием выброс волны сжатия происходит из линейного резонатора и основного сопла (рис. 3.17, В), в результате чего возникает большая часть положительного импульса.

По мере истечения продуктов сгорания через резонатор и основное сопло в камере сгорания возникает волна разрежения. Наполнение двигателя осуществляется за счет втекания воздуха через зазор между коленом через короткий тракт впускного патрубка (рис. 3.17, А). Длинная резонаторная труба не позволяет в течение цикла совершить полный газообмен.

Двигатели семейства «Эскопет», впрочем как и ПуВРД любых других типов, чувствительны к незначительным изменениям конструкции, о чем свидетельствует противоречивость сведений [60; 74–80], в том числе и «фирменных» [73; 76], в действительности относящихся к различным экспериментальным образцам (рис. 3.18 и 3.19), характеристики которых (табл. 14) свидетельствуют о весьма высоком совершенстве в своем классе.

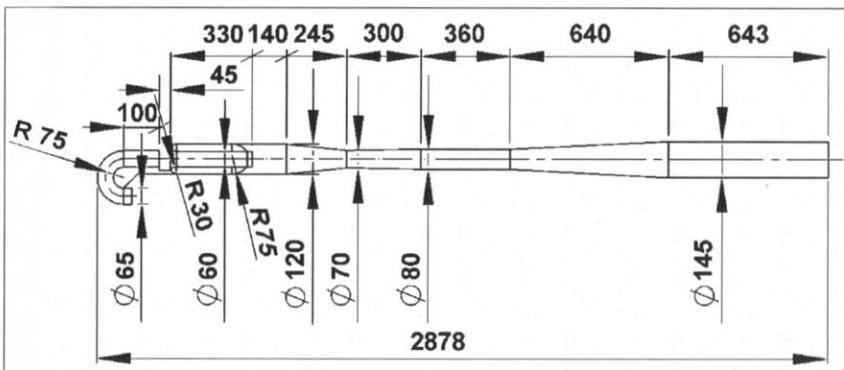


Рис. 3.18. Эскиз ПуВРД Escopette 3340* [74; 75]

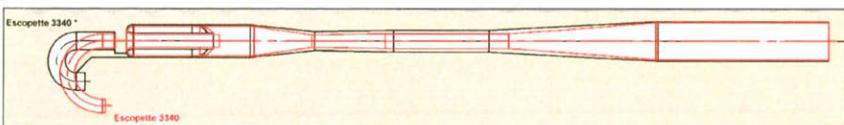


Рис. 3.19. Сопоставление модификаций ПуВРД Escopette 3340 и Escopette 3340*

На фоне бесконечных схем бесклапанных ПуВРД с неочевидной работоспособностью двигатели «Эскопет» вносят некоторое оживление реалистичностью программы, доведенной до стадии летных испытаний (декабрь 1950 г.) на борту экспериментального пилотируемого моторного планера SA 104 Emouchet (SA – Sud Aviation, рис. 3.20, табл. 14). Облик данного ЛА олицетворяет попытку минимальными «выразительными средствами» получить летающую лабораторию, вот только свойственный режим полета и пропульсивная характеристика двигателя явно антагонистичны.

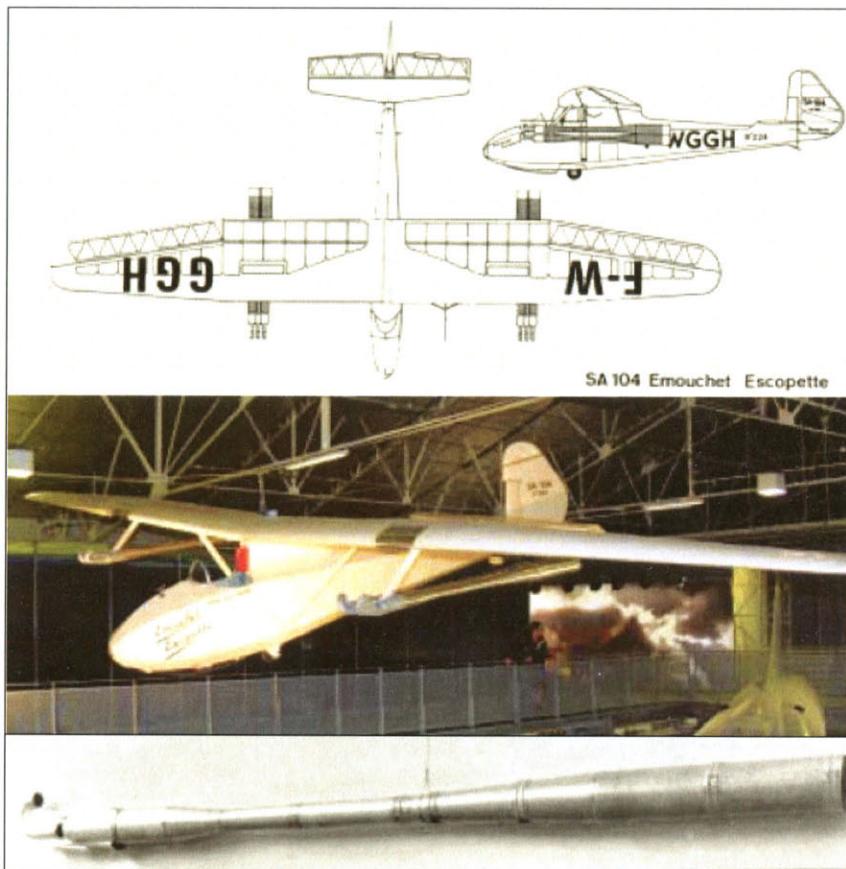


Рис. 3.20. Моторный планер SA 104 Emouchet, увешанный двумя гирляндами ПуВРД Escopette 3340 (на нижнем снимке) по 4 шт. в каждой [3]

ТТХ ПуВРД Escopette 3340

№ п/п	Характеристика	Значение
1	Тяга/вес с агрегатами, кГс	9,98/4,99
2	Частота, Гц	90...100
3	Диаметр/длина, мм	102/2740

3.4.5. «Рекуператор» Кентфилда

В патенте на двигатель Кентфилда (J.A.C. Kentfield) [81] используется тот же принцип и формы реализации принципа полупроводимости входного акустического клапана, что и в ПуВРД Escopette. Насадок, поворачивающий высокоскоростной поток на 180° при реактивном выхлопе (собственно «рекуператор»), создает значительно большее сопротивление, чем при наполнении за счет беспрепятственного втягивания массы свежего воздуха через зазор на входе в воздухозаборный патрубок (рис. 3.21).

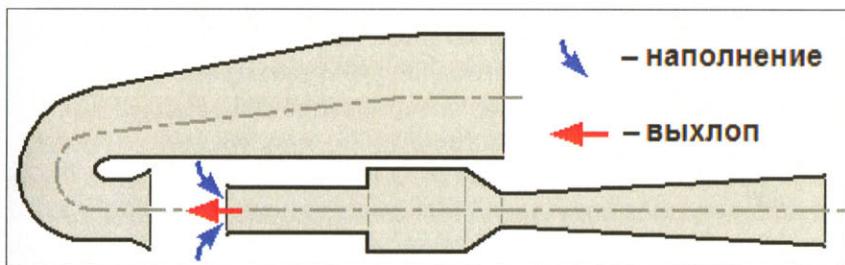


Рис. 3.21. Схема «рекуператора» Кентфилда [81]

Регрессивная скоростная характеристика – неустранимый недостаток ПуВРД Кентфилда в связи с образованием аэродинамической тени на входе в воздухозаборный патрубок. В связи с этим помимо базовой схемы Кентфилдом предложены симметричные схемы «рекуператоров», не нуждающиеся

в компенсации реактивного момента (рис. 3.22, А, Б). В варианте А предусмотрен также фронтальный (маршевый) воздухозаборник наподобие двигателя Фоа. О реальных конструкциях информации отсутствует.

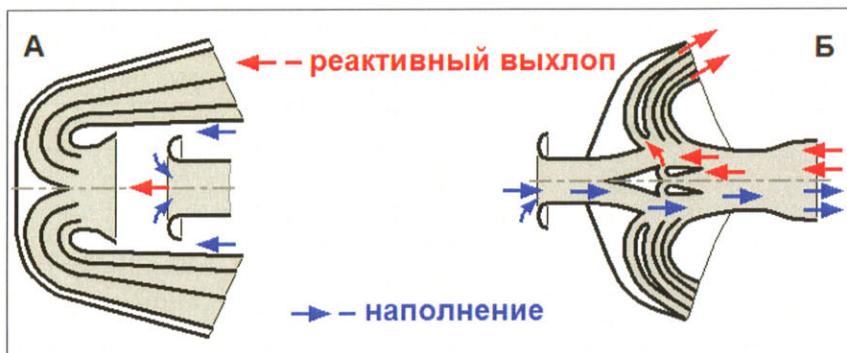


Рис. 3.22. Симметричные варианты «рекуператоров» Кентфилда [3]

3.4.6. ПуВРД «Экревис»

Подкупаящая простота бесклапанного ПуВРД имеет свою оборотную сторону – весьма ограниченный набор средств творческого поиска. Плодотворная идея, заложенная в принципе запирания посредством перегиба патрубков, впервые реализованная в двигателе «Эскопет», интерпретировалась далее как самим автором, так и подражателями его конструкций. В рамках НИР, проводившихся SNECMA, Бертину и П. Серванти (Pierre Servanty) удалось получить устойчивый процесс в ПуВРД «Экревис» (Ecrevisse) с перегибом тракта перед резонатором таким образом, что неискривленный входной патрубок обращен против полета и также создает положительную тягу в фазе выхлопа (рис. 3.23, [82]).

Искривленный выходной участок тракта обладает высоким сопротивлением и емкостью, в результате чего здесь искусственно сохраняется загазованность, служащая для инициализации горения свежего заряда ТВС.

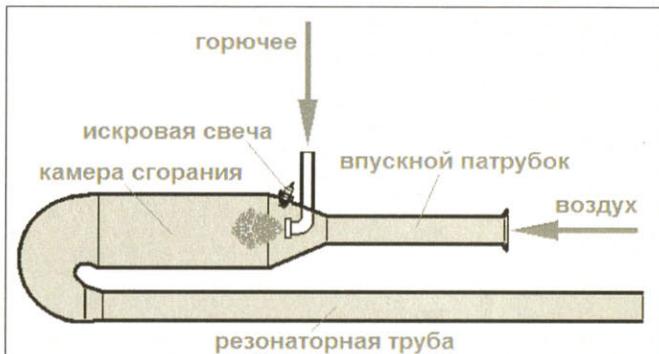


Рис. 3.23. ПуВРД «Экревис»

В период 1948–1963 гг. в рамках НИОКР, проведенных SNECMA, были созданы и испытаны как в аэродинамических трубах, так и в свободном полете несколько образцов ПуВРД, подобных Ecrevisse (рис. 3.24, 3.25, табл. 15). Причем название «Экревис» относится к частному образцу и не является нарицательным для двигателей с подобной геометрией тракта.

Двигатель данной схемы, но увеличенного типоразмера, использовался в рамках программы по созданию пилотируемого самолета вертикального взлета и посадки с кольцевым крылом Atar-Volant («летающая звезда», 1952–1953 гг., ATAR – Atelier Technique Aeronautique Rickebach) на этапе опережающих исследований для оснащения геометрически и газодинамически подобной модели тягового модуля (рис. 3.24, табл. 15).

В результате испытаний семейства двигателей типа «Экревис» была получена прогрессивная скоростная характеристика. Во всей исследованной области (до $M_{\infty} = 0,85$) «чистая» тяга увеличивается, а удельный расход топлива падает с ростом скорости полета (рис. 3.25), что объяснялось аддитивными свойствами входных диффузоров специальной геометрии.

Испытания двигателей также показали устойчивость рабочего процесса к ускорениям до 12 g, возможность мгновенного запуска и низкие значения потребной величины давления топливоподачи.

Известна также версия ПуВРД типа «Экревис» с эжекторным усилителем тяги (п. 5.2).



Рис. 3.24. ПуВРД
Atar-Volant
и геометрическая
модель ЛА
«Колеоптер» [83]

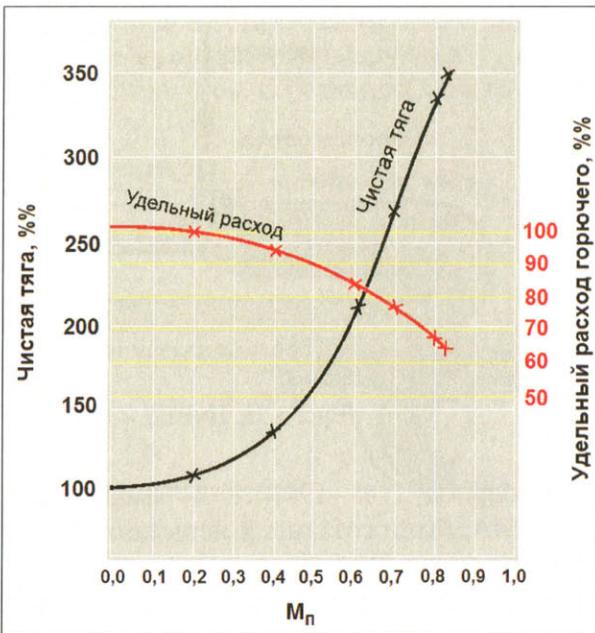


Рис. 3.25. Скоростная характеристика
ПуВРД «Экревис»

Таблица 15

ТТХ бесклапанных ПуВРД SNECMA

№ п/п	Характеристики	Образцы			
		Escopette	Atar-Volant	AS.1	HS.1
1	Интегр. тяга, кГс	10,5	58,8	69,6	142,2
2	Масса, кг	4,5	14,3	15,5	30
3	Длина, мм	2830	2450	2000	3120
4	Максимальный диаметр, мм	120	185	190	230

№ п/п	Характеристики	Образцы			
		Escopette	Atar-Volant	AS.1	HS.1
5	Площадь миделя, см ²	113	263	282	415
6	Длина в калибрах	23,6	13,2	10,5	13,5
7	Удельная лобовая тяга, тс/м ²	9,29	2,24	2,45	3,43
8	Удельный расход горючего, кг/кГс/ч	1,84	более 3,00	2,03	1,480
9	Удельный вес, кГс/кГс	2,35	4,12	4,51	4,71
10	Расход горючего, г/с	5,35	60,00	4,00	58,5
11	Удельный импульс, м/с	2000	1200	1770	2500

3.4.7. Двигатель Портера и его аналоги

«Пульсирующая камера» Портера (Carroll D. Porter, [84], рис. 3.26) появилась в результате научно-исследовательских работ, проводившихся Naval Research Laboratory (NRL, ВМС США) в 1957–1958 гг. [3], и предназначалась отнюдь не для использования в качестве ПуВРД. В тот период имела место тенденция, как оказалось впоследствии – тупиковая, создания разнообразных газотурбинных двигателей (турбовальных и реактивных) на базе пульсирующих генераторов газа. Простота бесклапанного газогенератора подкупала, но для обеспечения условий работы турбины с приемлемыми характеристиками пульсации необходимо было сгладить, что и стало камнем преткновения, никем эффективно не преодоленным вплоть до наших дней. Кроме того, наличие турбины на выходе диктовало соответствующие температурные ограничения.

June 11, 1957

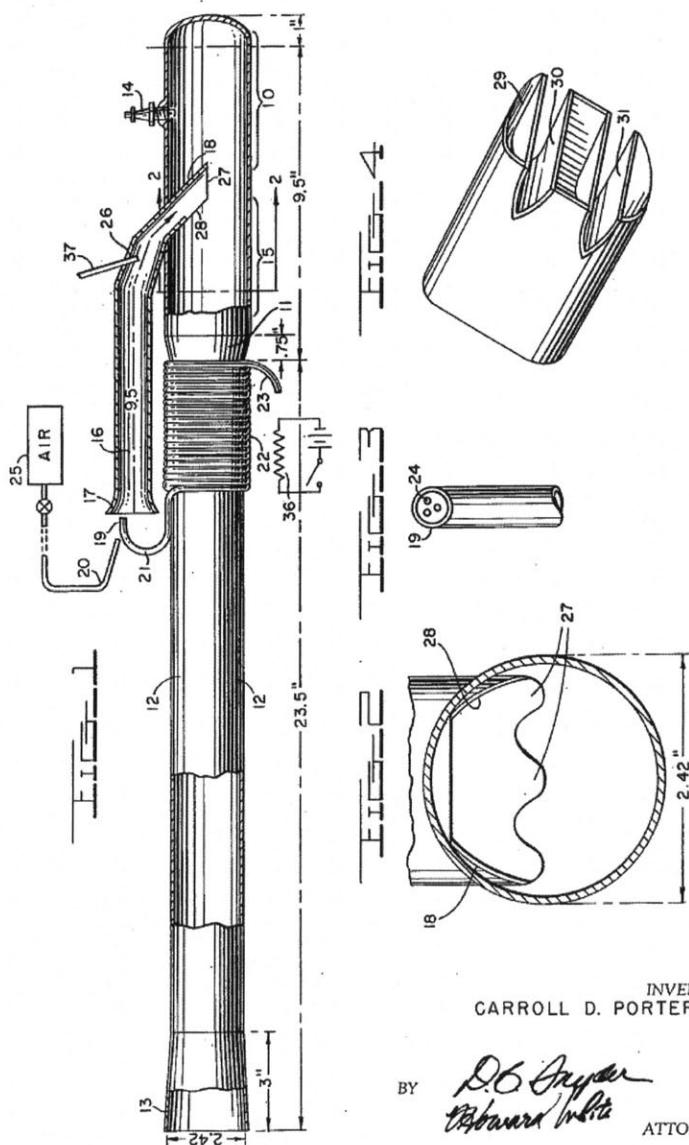
C. D. PORTER

2,795,105

PULSE COMBUSTER OR JET ENGINE

Filed Aug. 20, 1954

2 Sheets-Sheet 1



INVENTOR
CARROLL D. PORTER

BY

D. G. Taylor
Howard Miller

ATTORNEYS

Рис. 3.26. Патент на двигатель Портера

Как это неоднократно случалось в истории техники, эффективное в ходе эволюции вычленилось из неэффективного. Отчетом NRL каким-то образом завладели канадские специалисты из Лаборатории низких температур (Low Temperature Laboratory) [3]. Несмотря на явно непрофильную тематику, там разработали 1066-миллиметровый работоспособный образец, который развивал 1,59 кГс тяги. Таким образом, «пульсирующая камера» в силу функциональной само-достаточности зажила своей собственной жизнью в качестве промышленного фена, так как ее невозможно было сдвинуть с места. Исходное ее предназначение не позволяло поднять полные температуры на выходе до уровня, достаточного для получения полноценных пропульсивных свойств.

Идейные поклонники немедленно нашлись и в среде мономаниаков, появились образцы ПуВРД, работающие на метаноле, причем легко и надежно запускающиеся без подачи сжатого воздуха. В таких обстоятельствах в NRL в конце концов был создан специализированный ПуВРД. В качестве горючего использовался пропан, а для запуска был необходим сжатый воздух. Примечательна система подачи горючего, которое при запуске нагревалось от электрического источника и поступало в камеру в виде паров, а затем по мере установления постоянного теплового режима испарение осуществлялось в теплообменнике, расположенном вокруг резонаторной трубы. В дальнейшем конструкция была упрощена за счет исключения стартовой системы подогрева и теплообменника (рис. 3.27).

После щелевых осесимметричных конструкций Argus (п. 3.4.1) это была, наверное, первая по хронологии схема с задним расположением акустического клапана. Схеме Портера свойственны меньшие гидравлические потери при наполнении и реактивном выхлопе, благодаря цилиндрическому сечению впускного патрубка, расположенного под углом 45°, при равных площадях сечений. Надо отметить, что более поздней интерпретации схемы с обратным подводом в случае двигателя Меленрика присущи большие сопротивления впускного тракта, но, следовательно, и максимальные давления цикла. Отчасти сходная схема Логана (интегрированная

в конструкцию несущего винта вертолета, п. 4.1) с радиальным подводом воздуха также функционирует с повышенными гидропотерями.

Дальнейшая история развития схемы Портера связана с так называемым «китайским» (chinese) ПуВРД CS [3]. Высказываются предположения о европейском происхождении ПуВРД CS, однако фабричное производство было налажено в Китае на предприятии CS (возможно – China Shanghai), специализировавшемся в области производства двухтактных поршневых авиамодельных двигателей в 1950-х – ранних 1960-х гг. и после этого прекратившем существование. Затем последовал длинный «инкубационный» период. Конструкция была распространена в среде моделлистов англо-саксонскими любителями в конце 1990-х гг., выложившими эскиз ПуВРД CS в сети Интернет [3]. Возникший спрос вызвал появление на американском рынке промышленных образцов двигателей типа CS (рис. 3.27 и 3.28, табл. 16), не считая множества любительских поделок.

«Китайская» схема ПуВРД получила вариативное развитие. Например, коммерческое подражание FWE (Focused wave Engine – двигатель с волновой настройкой, автор Larry Cottrell) содержит упрощение в виде цилиндрической резонаторной трубы (рис. 3.29, [85]). Помимо основной (односторонней) версии двигателя Портера запатентована симметричная схема-трансформер Рене Мальро (René Malroux, рис. 3.30, [86; 87]).

Как и в прочих случаях, не обошлось без версии ПуВРД Мальро с эжекторными насадками на впускных клапанах и резонаторной трубе (п. 4.2).

По-видимому, на изобретение Р. Мальро фирма FWE откликнулась очередной коммерческой моделью FWE VIII – Twin Stack / Lady Anne Boleyn [85; 88] (конструктор также Larry Cottrell) с чередованием диффузорных и конфузорных участков в резонаторной трубе (рис. 3.31, [85]). Кстати, именно эта зона камеры в процессе запуска прогревается газовой горелкой.

Морфология течения в окружающем ПуВРД пространстве в данном случае будет подобна создаваемой двигателем

Меленрика. Здесь также неизбежна интерференция реактивных струй от впускных патрубков и резонаторной трубы. Таким образом, показанный на рис. 3.32 облик авиамоделей с ПуВРД типа Мальро или FWE с выведенными в верхнюю полусферу впускными патрубками отвечает условию совместимости двигателя и планера.

В [85] схематично представлены фазы рабочего процесса в ПуВРД FWE VIII (рис. 3.33, А–Д). В подобном приближении цикл двигателя с единственным входным патрубком будет выглядеть аналогично.

В сообществе моделистов была развернута дискуссия на предмет сравнительной эффективности семейства ПуВРД, ведущих свою родословную от двигателя Портера, которая, как и следовало ожидать, не привела к однозначным выводам [3]. Однако с уверенностью можно констатировать, что в классе миниатюрных авиамодельных конструкций различные вариации схемы Портера зарекомендовали себя в числе наиболее конкурентоспособных. Подтвержденная практикой многотопливность также играет здесь не последнюю роль.

Таблица 16

**Характеристики серийных ПуВРД схемы CS
фирмы Conception GLC Inc (Канада) [3]**

Тип двигателя	SJP-1	SJP-2
Длина, мм	559	864
Тяга, кГс	1,18	2,31
Горючее	автомобильный бензин*	
Материал камеры	нержавеющая сталь	

* Любители конвертируют их на пропан.



Рис. 3.27. ПуВРД Портера [3]



Рис. 3.28. Серийный образец «китайского» ПуВРД GLC Inc [3]



Рис. 3.29. FWE – упрощенное подражание «китайскому» ПуВРД [3; 85]

Nov. 28, 1967

R. MALROUX

3,354,650

PULSE-JET ENGINES OF THE VALVELESS TYPE

Filed Oct. 6, 1965

2 Sheets-Sheet 1

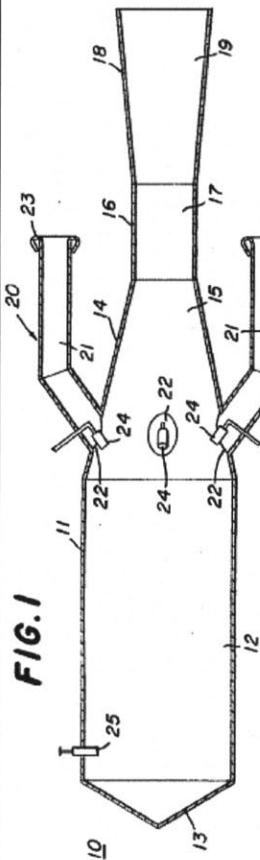


FIG. 2

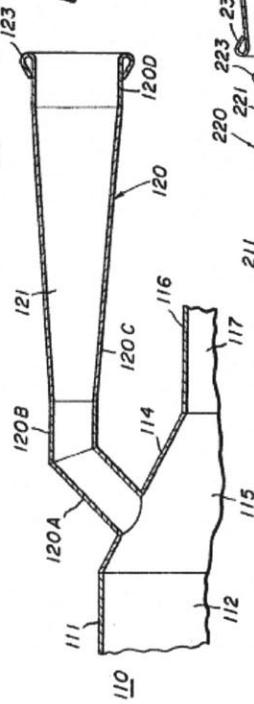
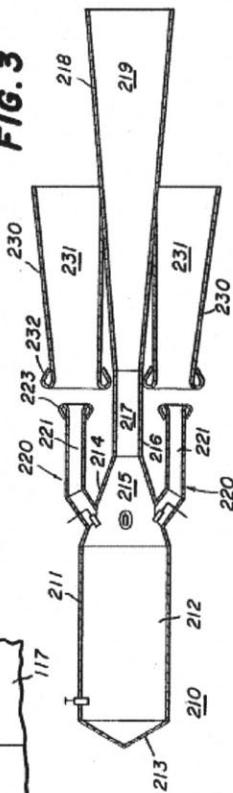


FIG. 3



INVENTOR
RENE' MALROUX

BY
Prangley, Baird, Clayton,
Miller & Vogel

ATTYS.

Рис. 3.30. Запатентованные конструктивные вариации
ПуВРД Р. Мальро [86]

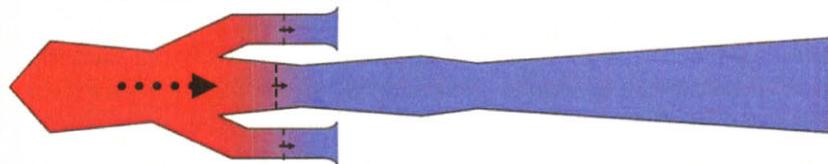


Рис. 3.31. ПуВРД FWE VIII – Twin Stack [85]

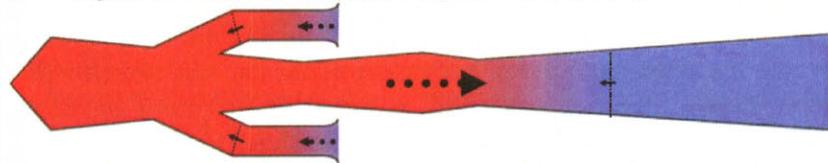


Рис. 3.32. Авиамодели с ПуВРД «китайского» типа [3; 88]

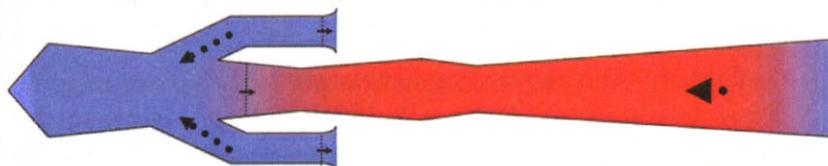
А Начало сгорания и образование волн сжатия



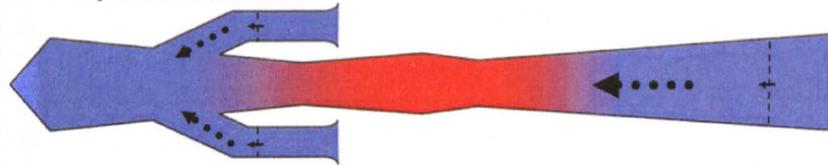
Б Отражение от свободных границ с образованием волн разрежения



В Повторное отражение с образованием волн разрежения



Г Отражение волн сжатия



Д Замедление волны сжатия перед началом воспламенения

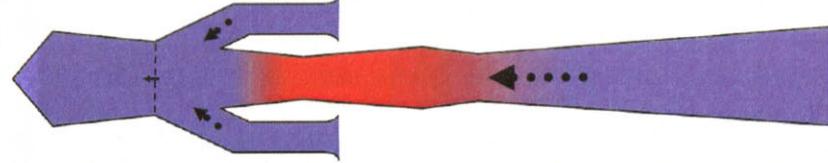


Рис. 3.33. Основные фазы процесса в ПуВРД FWE VIII – Twin Stack [85]

3.4.8. Двигатель Локвуда

Сложное название U-образного двигателя Локвуда – Хиллера (рис. 3.34–3.36) обусловлено ситуацией, типичной для американского авиапрома в период реактивного бума. Исследовательские работы проводились в 1950–1960-х гг. первоначально совместно фирмами «Ферчайлд» (Fairchild) и «Хиллер» (Hiller), последняя из которых при каких-то обстоятельствах приобрела права на двигатель Ж. Марконне. Созданный в результате Эдом Локвудом (Ed Lockwood) и Раймондом Локвудом (Raymond Lockwood), отцом и сыном, двигатель позиционировался как подчиненное изобретение, датированное 1967 годом [89]. Это один из тех редких случаев, когда авторы патентуют конкретную геометрию проточной части малогабаритного двигателя (рис. 3.35, табл. 17).

Таблица 17

Геометрические характеристики ПуВРД Р. Локвуда (рис. 3.35, [89])

№ п/п	Параметры	Пропорции	Размеры, мм
1	L1	3,5...4,25 (D1 + D2)/2	–
2	L2	1,25...1,75 (D3 + D4)/2	–
3	L3	26...29 (D5 + D6)/2	–
4	D3/D2	2,46	–
5	D4/D5	3,66	–
6	D1	–	38,1
7	D2	–	41,3
8	D3	–	101,6
9	D4	–	108
10	D5	–	28,7
11	D6	–	44,5

Наподобие ПуВРД Бертина в двигателях Локвуда – Хиллера также применен изгиб колена акустического клапана, только не впускного, а выпускного. По сути, здесь была в несколько ином геометрическом исполнении воспроизведена схема ПуВРД SNECMA Ecrevisse Серванти и Бертина. Камера сгорания имеет коническое сужение 1° в направлении против полета. В качестве топлива используется сжиженный природный газ. Запуск двигателя осуществляется от внешнего источника сжатого воздуха с использованием искровой свечи (рис. 3.37).

Установившийся рабочий процесс выглядит следующим образом (рис. 3.37). После воспламенения ТВС в камере сгорания возвратным пламенем из резонаторной трубы продукты сгорания расширяются и выходят через оба патрубка, создавая реактивную тягу. В то время как процесс истечения сразу происходит из короткого патрубка, в длинном по инерции продолжается выход столба газа, за счет чего создается разрежение в камере сгорания. Свежая порция поступает в КС, затем впрыскивается горючее. Наполнение совершается через короткий патрубок, в то время как из резонатора часть газового столба поступает обратно в колебательном процессе. В результате очередной заряд ТВС сжимается. Воспламенение происходит за счет контакта с остаточными газами и калильного зажигания от нагретых стенок. Цикл повторяется с частотой 40...80 Гц.

По заявлению разработчиков, стандартный образец двигателя (Model HH 5.25-7) при весе 30 фунтов (13,6 кГс) создавал тягу 300 фунтов (136 кГс) с удельным расходом горючего 0,85 фунта на фунт тяги в час, беспрецедентной приемистостью – переход от режима малой тяги до режима максимальной тяги осуществлялся за 0,1 секунды [3]. Столь впечатляющие дроссельные характеристики, будь они надежно подтверждены статистикой испытаний, несомненно, позволили бы двигателям Локвуда – Хиллера серьезно потеснить традиционные ТРД. Однако, учитывая, что на этой почве переворот в технике все же не состоялся, следует предположить наличие подводных камней, о которых история умалчивает. Например, отсутствуют сведения о скоростных характеристиках,

хотя трудно предположить, чтобы столь почтенные авиационные фирмы могли проявить какие-либо формы легкомыслия в виде пропуска критически необходимого раздела программы испытаний.

Учитывая, что воспроизвести заявленные результаты другим авторам впоследствии так и не удалось, отношение к двигателям Локвуда – Хиллера в предметно ориентированном сообществе сложилось скептическое [3].

Можно предположить, что среди прочего сыграла свою негативную роль и геометрия данного двигателя, не способствующая получению удовлетворительных компоновочных решений в составе планера ЛА.

В любительских кругах получили некоторую известность и реализацию двигатели схемы Локвуда – Хиллера с эжекторными усилителями тяги (рис. 3.36, п. 4.2), что само по себе может рассматриваться как вполне резонная попытка улучшения пропульсивных свойств на низких скоростях, однако не в авиации, а исключительно в рискованных наземных атракционах.



Рис. 3.34. Опытный безэжекторный ПуВРД Локвуда – Хиллера [3]

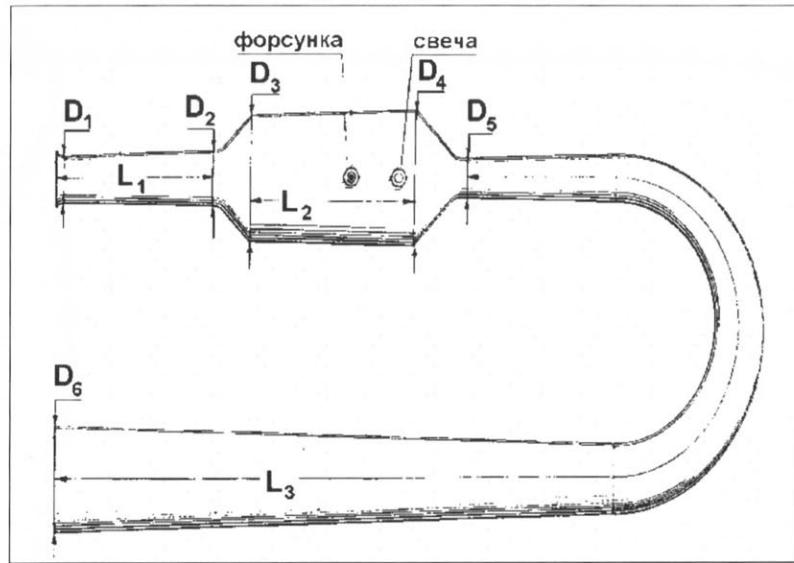


Рис. 3.35. Геометрическая параметризация изобретения Локвуда [89]
(см. также табл. 17)



Рис. 3.36. Вариант ПуВРД Локвуда с ЭУТ [61]

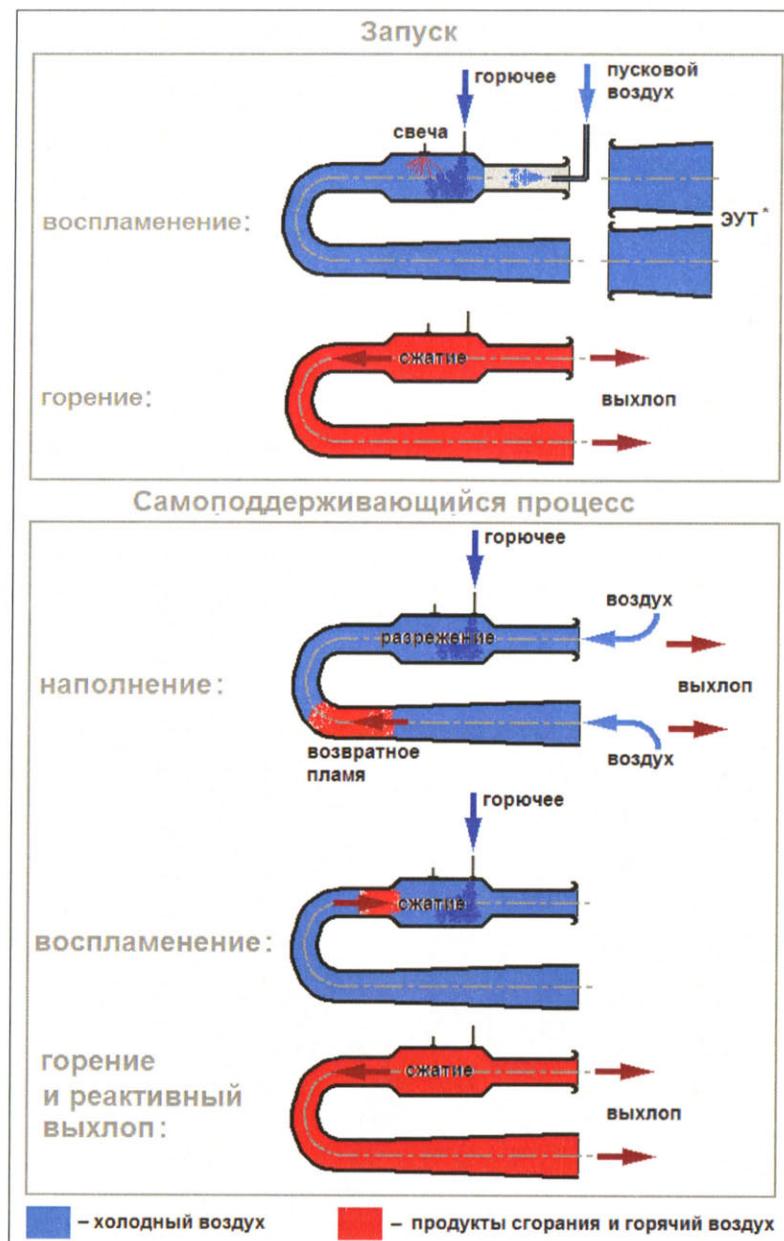


Рис. 3.37. Схема рабочего процесса ПуВРД Локвуда [28].

* Наличие эжекторного усилителя тяги не обязательно

3.4.9. Двигатели типа «Термоджет»

Логическое развитие принципов организации рабочего процесса в двигателях Бертина и Локвуда нашло свое воплощение в ПуВРД схемы «Термоджет» (ThermoJet) (рис. 3.38–3.41, табл. 18). Наподобие ПуВРД Локвуда в двигателях «Термоджет» прямой впускной патрубок обращен против полета, однако в роли колена резонаторной трубы выступают макроструктуры течения в камере сгорания большого объема. Отличительной особенностью двигателей «Термоджет» является наличие нескольких входных патрубков, что способствует повышению качества смесеобразования. Схема «Термоджет» многотопливна и может иметь разные варианты реализации. В качестве горючего здесь могут применяться пропан, бутан или природный газ. Обратное расположение впускных патрубков без применения специальных насадков с неизбежностью определяет условия забора воздуха при статическом давлении, что с ростом скорости полета влечет за собой снижение расхода и регрессивную тяговую характеристику.

Известно множество вариантов устранения данного недостатка. Например, в ПуВРД Д. Меленрика (John Melenric) для увеличения расхода воздуха используются совковые насадки воздухозаборников [90] (рис. 3.38, 3.39, 3.41).

Характерной чертой конструкции Меленрика являются плавно переходящие в камеру сгорания впускные патрубки (рис. 3.38, 3.39, 3.41), что, возможно, вызвано желанием дополнительно прогреть от горячих стенок топливовоздушную смесь или приблизить подвод ТВС к зоне горения. Некоторое улучшение процесса сгорания при этом можно объяснить генерацией кольцевого вихря на расстоянии шести калибров от входа, который развивается за счет поглощения более мелких вихревых образований. Нагрев газа от стенки впускного патрубка, задвинутого внутрь камеры сгорания, снижает вязкость и ускоряет этот процесс. В случае если сгорание затягивается, завершение его происходит в КС и сопровождается засасыванием продуктов сгорания, т. е. балластированием кольцевого вихря. Кроме того, с учетом расположения впускных патрубков в непосредственной близости от входа в резонаторную трубу следует ожидать, что в фазе наполнения некоторая часть свежего заряда воздуха или ТВС будет в нее засасываться. Частичное устранение этого

нежелательного эффекта возможно путем продвижения скатов впускных труб внутрь камеры сгорания.

В одном из образцов ПуВРД Меленрика (рис. 3.41) полу-сферическая головная часть совмещает функции обтекателя и охладителя верхней стенки камеры сгорания. Последняя имеет выпукло-вогнутую форму для придания повышенной стойкости к волне давления, возникающей в фазе расширения продуктов сгорания заряда ТВС. Газифицированное в теплообменнике жидкое горючее подается во впускные патрубки через форсунки под давлением, создавая дополнительный инжекционный эффект.

Еще одной достопримечательностью является эжекторное сопло, формирующее регулярные тороидальные вихревые структуры с пониженными осевыми скоростями в результате присоединения масс свежего воздуха из окружающей среды (п. 4.2).

По некоторым источникам, двигатель Меленрика с испарительной системой подвода горючего (рис. 3.41) был построен и предназначался для летающей мишени с околозвуковой скоростью полета [3], в отличие от традиционных для ПуВРД предельных значений $M_{\infty} = 0,5$.

Возможны разнообразные варианты подвода горючего, например (рис. 3.41) – во входном сечении впускного клапана с предварительным испарением в трубчатом теплообменнике, обернутом вокруг резонаторной трубы.

Такой способ подачи неизбежно приводит к значительным потерям в фазе выброса продуктов сгорания и снижению объемного наполнения камеры сгорания свежим зарядом ТВС. По-видимому, здесь также подразумевается наличие отдельного источника теплоты для предпускового прогрева горючего, подобно двигателю Портера [91].

Оригинальные конструкции Меленрика, предназначенные для авиамоделизма, а также установки на любительские беспилотные и пилотируемые летательные аппараты, серийно выпускались фирмами DSI и ThermoJet Standard Inc. of Kerrville, Техас (рис. 3.39). Двигатели работают на пропане, бутане, природном газе, бензине, реактивных топливах JP-4, JP-5. Для названных коммерческих образцов характерно наличие нескольких газодинамических клапанов, обращенных в сторону сопла двигателя, и специальных ковшовых воздухозаборников.

Двигатели фирмы DSI отличаются малым удлинением, высоким удельным расходом топлива и предназначены для полетов со скоростью $M_n = 0,5...0,95$. Тяга варьируется в диапазоне от 2,5 до 60 кГс [92].

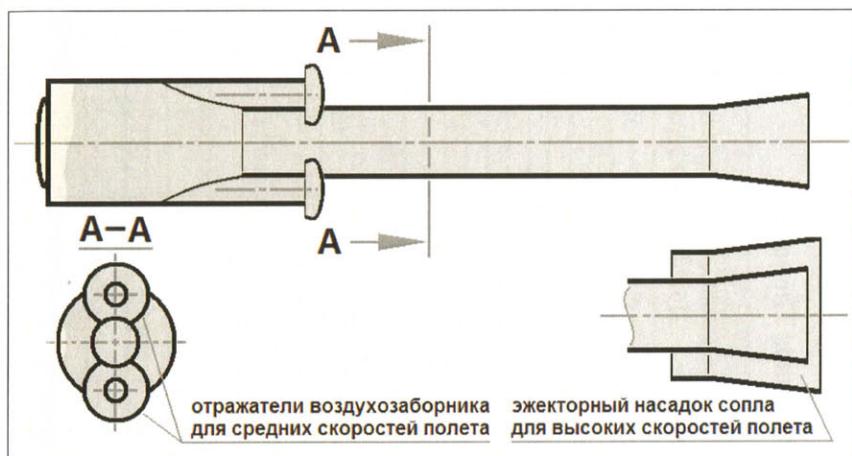


Рис. 3.38. Двигатель ThermoJet с плоской головкой камеры сгорания



Рис. 3.39. Двигатель ThermoJet, предположительно предназначенный для моторного планера [3]

Таблица 18

ПТХ серийных образцов ПуВРД типа ThermoJet

№ п/п	Параметры (см. также рис. 3.38)	Режимы	Образцы			
			J10-200	J13-400	J13-202	«Образец 1»***
1	D, мм	—	254	330	330	197
2	L, мм	—	1778	2159	2311	1230
3	m, кг	—	8,8	11,3	15,0	3000
4	S, см ²	—	505	856	855	10
5	L/D	—	7,0	6,5	7,0	119
6	R, н	макс. / кр.**	239,3/78,5	333,4/110,8	392,3/139,3	—
		M _n = 0/0,8	—	—	—	—
		M _n = 0,7	—	—	872,8	346,2/524,7
7	R/S, н/м ²	макс./ кр.	4,71·10 ⁻⁵ / 1,47·10 ⁻⁵	3,92·10 ⁻⁵ / 1,27·10 ⁻⁵	4,61·10 ⁻⁵ / 1,64·10 ⁻⁵	—
		M _n = 0/0,8	—	—	—	2,94·10 ⁻⁴ / 4,41·10 ⁻⁴
		M _n = 0,7	—	—	—	—
8	C _e , кг/ч/н	макс./ кр.	0,53/0,39	0,56/0,41	0,56/0,41	—
		M _n = 0/0,8	—	—	—	0,194/0,265
		M _n = 0,7	—	—	—	0,41

Окончание табл. 18

№ п/п	Параметры (см. также рис. 3.38)	Режимы	Образцы		
			J10-200	J13-400	«Образец 1»*** «Образец 2»***
9	G_p , кг/с	Макс./ кр.	$3,52 \cdot 10^{-2}$ / $8,46 \cdot 10^{-3}$	$4,90 \cdot 10^{-2}$ / $1,26 \cdot 10^{-2}$	$6,10 \cdot 10^{-2}$ / $1,58 \cdot 10^{-2}$
		$M_n = 0/0,8$	—	—	—
10	f , Гц	$M_n = 0,7$	—	—	$9,9 \cdot 10^{-2}$
		макс./ кр.	69/65	60/58	$58/56$
11	I_y , м/с	$M_n = 0,7$	—	—	300
		макс./ кр.	692/945	653/900	$655/905$
12	p , кг/см ²	$M_n = 0/0,8$	—	—	—
		$M_n = 0,7$	—	—	900
13	γ , Н/кг	макс./ кр.	0,19/0,07	0,20/0,07	$0,20/0,07$
		$M_n = 0,7$	28,4/—	29,4/—	$26,5/—$
			—	—	64,2

* Максимальный.

** Крейсерский.

*** Экспериментальные.

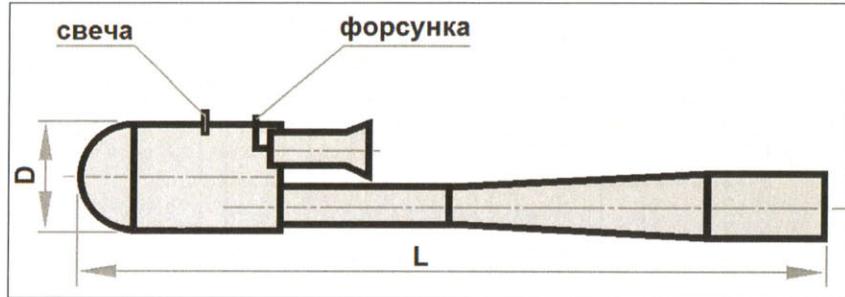


Рис. 3.40. Вариант ПуВРД ThermoJet
с полусферической головкой камеры сгорания

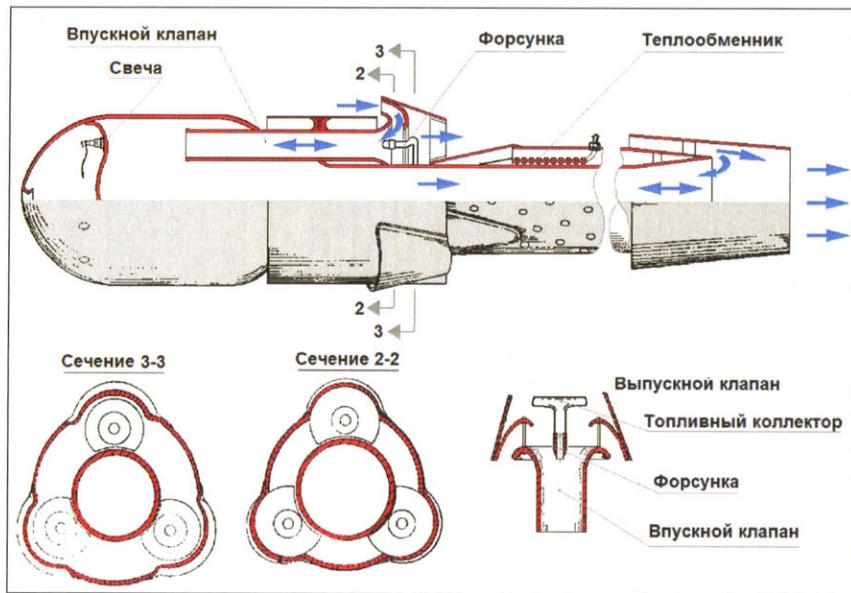


Рис. 3.41. ПуВРД Меленрика с испарительной системой подачи горючего [90]

Согласно «фирменным» данным, снятым на стенде, скоростные характеристики двигателей прогрессивные: при $M_n = 0,5$ тяга увеличивается на 100 %, а удельный расход горючего снижается на 50 % [92].

В настоящее время фирма ThermoJet Standard Inc. of Kerrville выпускает ПуВРД семи типоразмеров. ТТХ некоторых из них приведены в табл. 18. У всех двигателей данного семейства относительная длина в калибрах довольно мала и выдерживается равной 7, вследствие чего они имеют низкую лобовую тягу и высокий удельный расход топлива.

Известно множество подражаний базовой конструкции Меленрика. Судя по содержанию патентных материалов [93 и др.], в которых заявлены отличия в форме тракта, эшелонировании форсунок и других показателях, образцы двигателей доводились до кондиции чисто эмпирическими методами.

В частности, в ПуВРД конструкции Е.А. Исина, Ю.В. Колесникова, А.В. Гомзина и др. (ОКБ «Сокол», г. Казань) [93] впрыск осуществляется внутрь впускных клапанов, которые вдвинуты внутрь камеры сгорания (рис. 3.40). Здесь, как и в исходной конструкции, возможен выброс горючего через впускные клапаны, но в меньшей мере. Положительный эффект проявляется в увеличении температуры ТВС перед сжиганием, что способствует генерации звуковых колебаний, интенсифицирующих реакцию до истечения из впускного патрубка.

Установка форсунки навстречу входящему потоку на срезе впускного клапана не является универсальным решением для всех двигателей. Во многих случаях такое решение неэффективно и форсунку приходится отодвигать внутрь камеры сгорания, разворачивать в противоположную сторону и т. п. Этим объясняется заявленная геометрическая параметризация тракта (табл. 19).

Таблица 19

Геометрические пропорции ПуВРД ОКБ «Сокол» (рис. 3.40) [93]

№ п/п	Параметр	Зависимость
1	Общая длина	10...12 D
2	Продольный размер КС	1,5...2,0 D
3	Диаметр сопла	не более D
4	Площадь сечения впускного патрубка	0,25 сечения КС

Помимо рассмотренных автономных ПуВРД типа ThermoJet предложены разнообразные варианты двигателей, интегрированных в конструкцию планера, среди которых в публикациях упоминается схема Р. Боханона (п. 4.2).

Основные фазы цикла ПуВРД ThermoJet простейшей конфигурации (рис. 3.40) проиллюстрированы результатами численного моделирования с использованием универсальной технологии вычислительного эксперимента, культивируемой авторами настоящей монографии (см. приложение). Фазовые срезы (рис. 3.42) установившегося рабочего процесса отображены на рис. 3.43 в виде цветовых карт полей давлений, температур, концентраций продуктов сгорания и горючего, вектора скорости, чисел Маха (табл. 20) в продольных и поперечных сечениях контрольного объема, заключающего в себе двигатель. Учитывая, что условия установления процесса предполагают предысторию, рассмотрение целесообразно начать с фазы реактивного выхлопа, т. е. с момента, когда рабочее тело с максимальной работоспособностью уже сгенерировано.

Расширяющиеся продукты сгорания вытекают через впускной патрубок и резонаторную трубу, чем обеспечивается активная фаза цикла. Первоначально реактивная струя от впускного патрубка имеет завихренный вид. По окончании процесса горения отток массы приводит к зональному разрежению в объеме камеры сгорания (рис. 3.43, фаза I).

Таблица 20
Цветовые карты физических полей на рис. 3.42

№ п/п	Поля	Оттенки базового цвета
1	Давлений	синего
2	Температур	красного
3	Концентраций продуктов сгорания/ горючего*	желтого/ зеленого
4	Чисел Маха	лилового
5	Векторов скорости в плоскости сечения	весь спектр**

* Показаны в общем окне.

** В соответствии с «розой ветров» в нижнем поле окна.

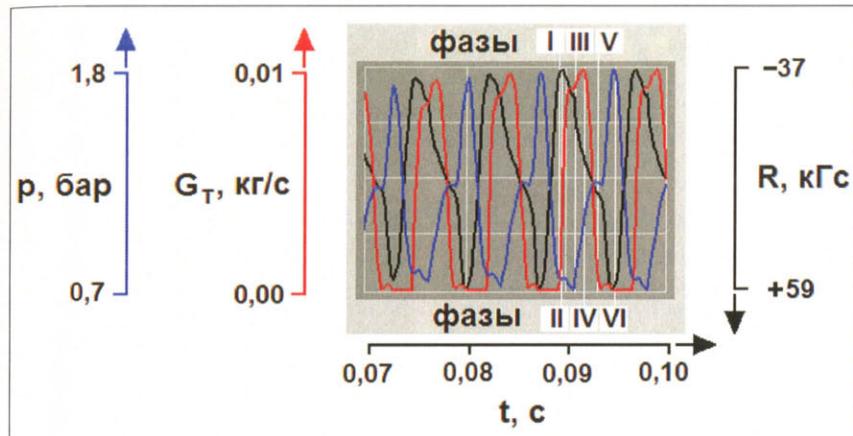


Рис. 3.42. Циклограмма рабочего процесса в ПуВРД ThermoJet и фазовые срезы, представленные на рис. 3.43

Истечение реактивных струй вызывает падение давления в камере сгорания, вследствие чего во впускном патрубке поток тормозится. В резонаторной трубе по инерции сохраняется высокая скорость движения продуктов сгорания. Ядро реактивной струи от выпускного патрубка приобретает спрямленный в направлении против полета вид и устремляется вдогон основной (рис. 3.43, фаза II).

Торможение в резонаторной трубе и реверсирование потока во впускном патрубке соответствует абсолютному минимуму давления в камере сгорания. В резонаторной трубе сохраняется зона прямого потока и проявляется вихрь в начальной ее части. Реактивная струя от резонаторной трубы (основная) эжектируется в низкоскоростную зону течения с правой стороны от расструба. Высокоимпульсная струя от выпускного патрубка сохраняет форму и движется быстрее основной (рис. 3.43, фаза III).

Заряд ТВС поступает в камеру сгорания двумя струями, слабо взаимодействующими друг с другом и с внутренними течениями. По мере наполнения свежим зарядом ТВС и частично продуктами сгорания из резонаторной трубы давление в КС приближается к атмосферному, а в ее объеме зарождаются вихревые структуры. Тем временем обе реактивные струи смыкаются, образуя огненное кольцо с правой стороны двигателя (рис. 3.43, фаза IV).

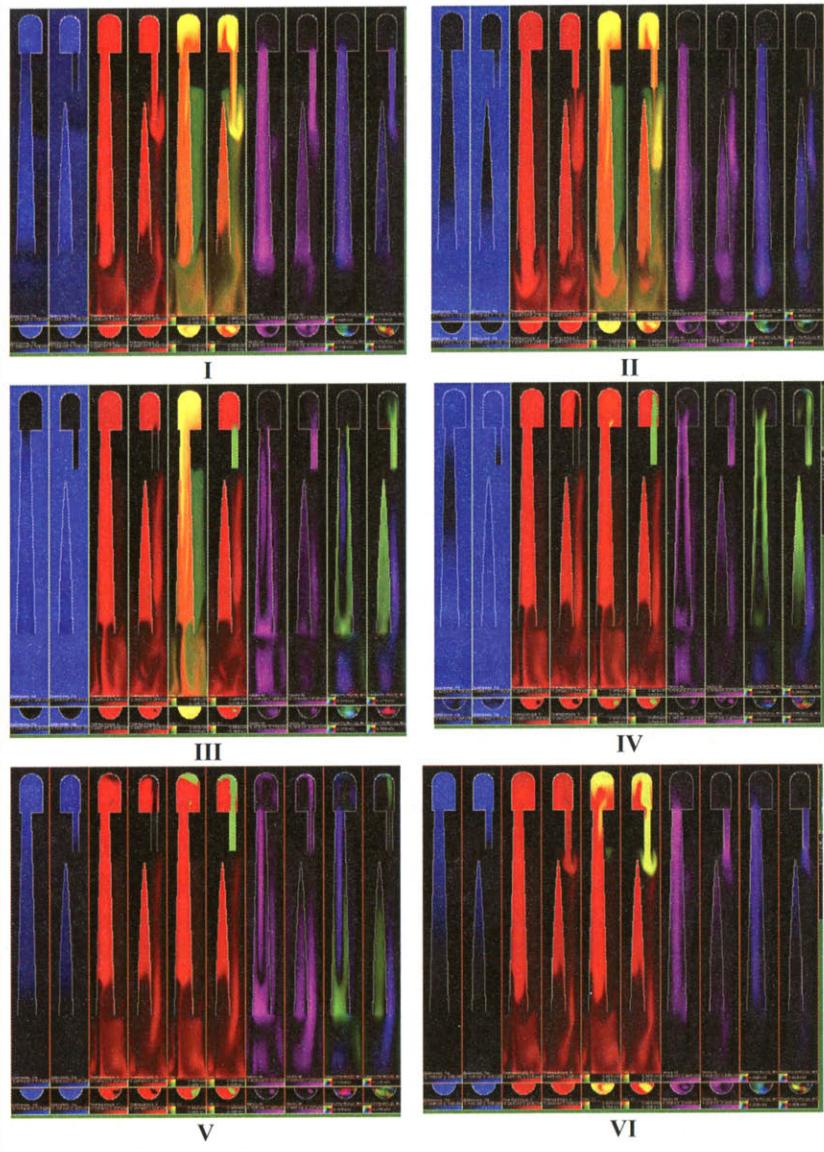


Рис. 3.43. Фазы рабочего процесса в ПуВРД ThermoJet
(численный эксперимент авторов монографии)

По мере роста давления в камере сгорания вследствие поступления ТВС и продуктов сгорания зона вихревых структур захватывает весь объем и начальную часть резонаторной трубы. Обратный поток в резонаторной трубе тормозится. Происходит интенсивное перемешивание ТВС с продуктами сгорания по всей длине поступившего заряда с последующим воспламенением смеси. Тракт резонаторной трубы охватывается интенсивными вихревыми структурами. В окружающем пространстве справа от раstra трубы по-прежнему наблюдается зона скопления высокотемпературного газа (рис. 3.43, фаза V).

Высокотемпературная зона справа от раstra сохраняется к началу очередного цикла. Рост давления в КС приводит к началу реактивного выхлопа через выпускной патрубок и резонаторную трубу. При достижении максимального давления в камере сгорания вихревые структуры вытесняются из проточной части. Выгорает примерно 2/3...3/4 горючего. Большая часть КС охвачена процессами горения. Вследствие эжекции горящей ТВС из КС в резонаторную трубу часть ТВС сгорает в расширяющейся ее секции. Во выпускной патрубок со стороны стенки проникают продукты сгорания от предыдущего цикла (рис. 3.43, фаза VI).

ПуВРД семейства ThermoJet выгодно выделяются из общего множества бесклапанных двигателей доведенностью некоторых образцов до практической реализации. Учитывая их функциональное назначение, невозможно обойти вниманием проблематику интеграции планера и двигателя. Судя по известным конструктивным исполнениям БЛА с ПуВРД, в том числе и «глубоко» серийных, разработчики об эффектах пространственного взаимодействия системы реактивных струй не подозревают, но сталкиваются с их последствиями.

Учитывая, что системы и комплексы ПВО в настоящее время являются наиболее востребованной категорией продукции на рынке вооружений, неизбежным образом возник также и «ажиотажный» спрос на средства обеспечения боевой учебы, среди которых по понятным причинам ключевую роль играют летающие мишени. На этом поприще приобрела широкую известность летающая мишень Е-95М ЗАО «ЭНИКС» (г. Казань) с ПуВРД типа ThermoJet [93] в силу благоприятного сочетания качеств «стоимость/эффективность» (рис. 3.44,

табл. 21, рис. 3.40, 3.41, в нижнем поле показан результат поражения огневыми средствами ЗПРК «Панцирь-С1» [96]). Несмотря на свое массовое распространение, БЛА Е-95М является собой показательный пример неправильной компоновки: расширяющаяся часть сопла с обращенной к фюзеляжу стороны прикрыта жаровой накладкой (рис. 3.44), по-видимому, с целью защиты от теплового излучения, хотя рис. 3.43 показывает, что главными факторами термического воздействия на хвостовую часть фюзеляжа здесь являются реверсированный поток из входных патрубков и эжекция реактивной струи из основного сопла двигателя (рис. 3.45). Однако применяемый далее для защиты сужающегося участка хвостовой части фюзеляжа экран, с небольшим зазором закрепленный на растровой части резонатора, представляется средством совершенно неэффективным в данных условиях. В дополнение к этому отклонение сопла вниз, очевидно из балансировочных соображений, приводит к сужению зазора между двигателем и фюзеляжем, что дополнительно усугубляет эффект «самоподжаривания».

В отличие от «неправильного бутерброда», воплощенного в облике мишени Е-95М, другая разработка того же КБ – одноразовый БЛА для разведки целей и контроля результатов стрельбы РСЗО «Смерч» (рис. 3.46, табл. 22, [97]) – пример адекватного сочетания двигателя типа ThermoJet с планером. Здесь входные патрубки обращены в верхнюю полусферу, за счет чего смыкающиеся струи (рис. 3.43) выводятся в окружающее пространство. Перевернутое положение двигателя, возникшее, скорее всего, по причинам компоновочного характера, является наиболее рациональным.

Приведенные выше примеры не исчерпывают всех проблем проектирования, но позволяют сделать универсальный вывод. Высокое аэрогазодинамическое совершенство системы «планер – ПуВРД» может быть достигнуто только с учетом комплекса образующих крупномасштабных нестационарных эффектов пространственного взаимодействия генерируемых рабочим процессом течений, что требует построения цикла проектирования БЛА на основе адекватных технологий, включающих достаточно содержательный этап опережающих численных исследований.

ЛТА летающей мишени Е-95М «Эникс» [95]

Максимальная взлетная масса, кг	75	
Длина, м	2,35	
Двигательная установка	1×ПуВРД М135	
Система ввода в полет	наземная пневматическая катапульта	
Скорость	максимальная	300 км/ч
	крейсерская	200...300 км/ч
Продолжительность полета	30 мин	
Практический потолок	3000 м	



Рис. 3.44. Наиболее известный серийный БЛА с ПуВРД типа ThermoJet – летающая мишень Е-95М «Эникс» [95; 96]

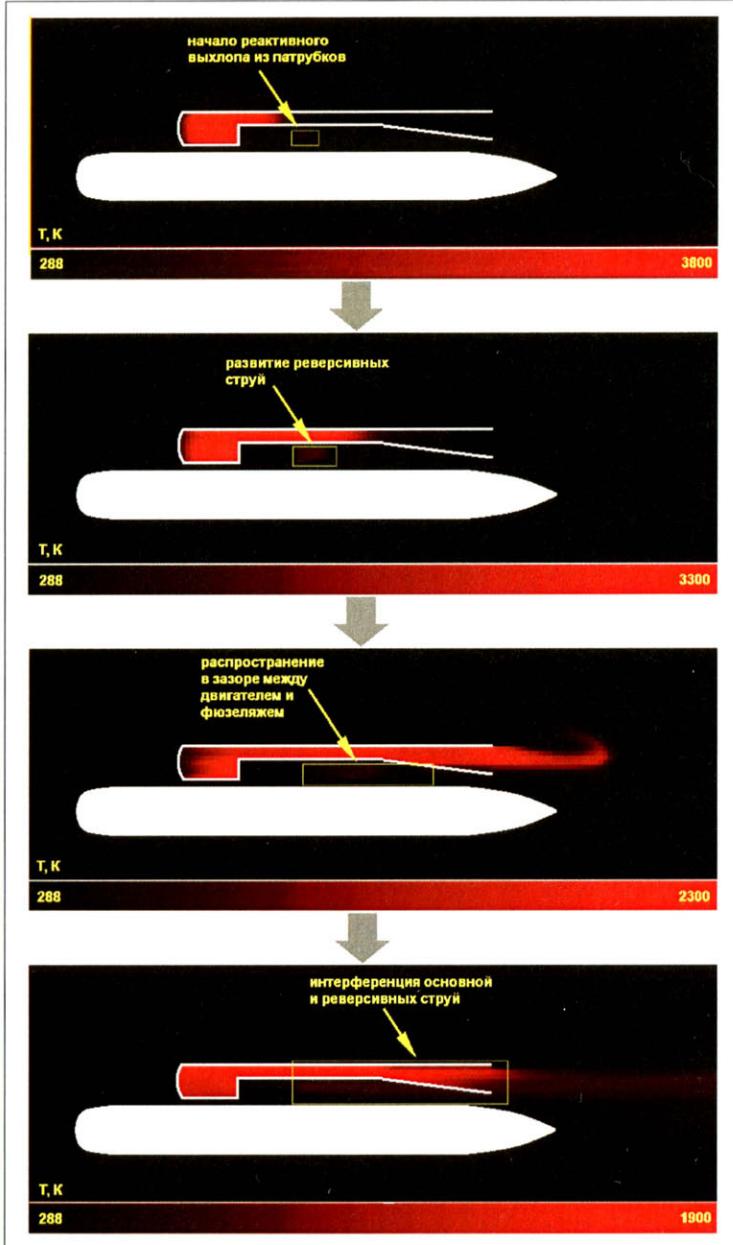


Рис. 3.45. Фазы цикла термического воздействия
реактивного выхлопа из впускных патрубков
на верхнюю часть фюзеляжа БЛА Е-95М [46]

Фаза старта



Аэродинамическая ступень в сложенном состоянии



Полетная конфигурация аэродинамической ступени



Рис. 3.46. Одноразовый БЛА фирмы «Эникс» – для разведки целей и контроля результатов стрельбы РСЗО «Смерч» [97]

Таблица 22

**Беспилотный аппарат для разведки целей и контроля
результатов стрельбы РСЗО «Смерч» [97]**

Разработчики	ФГУП «ГНПП «Сплав» (г. Тула), КБ «Эникс» (г. Казань)
Число ступеней	2
Калибр	300 мм
Стартовый ускоритель	штатный реактивный снаряд
Аэродинамическая ступень	складной БЛА с ПуВРД типа ThermoJet
Дальность доставки к цели	до 70 км в глубине обороны противника
Число полетных циклов	1
Стартовая масса	800 кг
Масса аэродинамической ступени	42 кг
Время барражирования	30 мин
Высота барражирования	200...600 м
Информация о цели	трансляция телевизионного изображения в реальном масштабе времени
Состояние разработки	прошел комплексные испытания в 2005 г.

3.5. ПуВРД для сверхзвуковых скоростей полета

НИОКР концерна MBB (Messerschmitt-Bölkow-Blohm, ФРГ), проводившиеся в 1968–1972 гг., имели своей целью создание универсального бескомпрессорного воздушно-реактивного двигателя для сверхзвуковых БЛА (летающих мишней, метеорологических БЛА и т. п.) [98; 99]. Адаптация к режимам полета в диапазоне $M_n = 0...1,5$ обеспечивалась конвертируемым рабочим процессом, пульсирующим – на низких скоростях с непрерывным переходом к прямоточному – по мере роста динамического напора, т. е. превращением ПуВРД в ПВРД.

Спроектированные и испытанные в рамках программы опытные образцы «013» и «016», демонстрировавшиеся на выставке ILA-1972 в Ганновере, по сути, представляли собой двигатель Шуберта (п. 3.4.4), снабженный коническим сверхзвуковым диффузором, внутренним дозвуковым входным устройством и обтекаемым капотом (рис. 3.47).

В качестве горючего использовался керосин, который впрыскивался равномерно в зоне входного устройства. Дроссельная характеристика приведена на рис. 3.48.

Узел воздухозаборника оригинальным образом совмещал функции акустического клапана со свойством полупроводимости, придаваемым торцевой стенкой конического центрального тела, и сверхзвукового нерегулируемого диффузора. Та же стенька позволяла создать торOIDальный вихрь, интенсифицирующий горение, и тем самым уменьшить необходимый продольный размер камеры сгорания. По мере роста скорости разрежение в зоне отрыва обеспечивало сужение потока, втекающего во входной диффузор, вызываемое проявлением эффекта Коанда. Внешняя обечайка в совокупности с внутренним входным устройством образовывали кольцевой канал, служащий для перепуска воздуха в фазе наполнения и выступающий в роли переднего сопла при реактивном выхлопе.

Образец «016» (табл. 23, рис. 3.47) наработал на стенде более 250 часов, что говорит о весьма высоком уровне решения сопутствующих технологических проблем. Несмотря на столь успешные результаты, по неизвестным причинам концерн МВВ свернулся работы в данном направлении, не доходя до стадии летных испытаний.

Таблица 23

Характеристики ПуВРД МВВ «016» [99]

Масса, кг	10
Длина, мм	3000
Максимальный диаметр, мм	123
Сила тяги, кГс	31,62
Удельный расход горючего, кг/кГс/ч	1,940
Диапазон скоростей полета, М	0...1,5



Рис. 3.47. Сверхзвуковые ПуВРД концерна МВВ

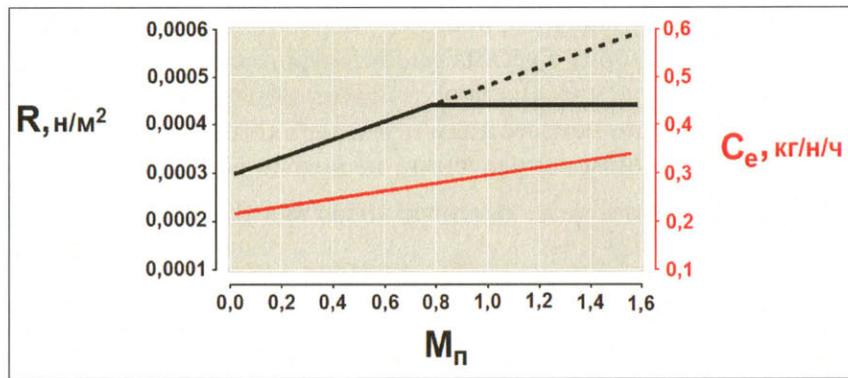


Рис. 3.48. Зависимость лобовой тяги и удельного расхода горючего сверхзвуковых двигателей МВВ от M полета [98; 99]

3.6. Эжекторные двигатели

Применительно к такому объекту, как ЭПВРД, определение «прямоточный воздушно-реактивный двигатель» приобретает пограничный характер, так как струйный аппарат с газообразным горючим под высоким давлением в качестве активной среды в рамках общепринятых представлений о стационарном взаимодействии с пассивным (воздушным) потоком в состоянии обеспечить устойчивый рабочий процесс без наддува только на перебогащенных смесях. В связи с этим ЭПВРД без особого насилия над логикой может также рассматриваться как разновидность ракетного двигателя с контуром воздушного форсирования. Пульсации здесь не являются основным фактором газообмена. Расчетный режим течения обеспечивается за счет запаса потенциальной энергии предварительно сжатого горючего. Зато принципиально важную роль играет вибрационное горение.

Приоритет в области ЭПВРД принадлежит двигателю Е.М. Глухарева (ДГ) [100–102], действующему в составе лопасти несущего винта вертолета в поле центробежных сил и под наддувом от циклически меняющегося скоростного напора (п. 4.1). Хотя в утилитарных областях ДГ успеха не имели, зато получили некоторое развитие побочные формы их применения. Причем, судя по доказанной возможности применения ДГ для оснащения иных классов летательных аппаратов (рис. 3.49–3.54), наличие поля центробежных сил не является необходимым условием функционирования ДГ, т. е. интеграция в несущий винт вертолета в принципе не обязательна.

Сам автор данного изобретения, имея квалификацию летчика-испытателя фирмы Sikorsky Airkraft, проявил себя в сфере экстремальной рекордной техники (рис. 3.49–3.51, 3.53). В чисто американском стиле демонстрировались и иные рискованные трюки. Среди них – полеты пилотируемой платформы с газодинамическим принципом траекторного поддержания (рис. 3.49–3.51) на базе пакета из четырех вертикально установленных двигателей VJ5-130 (рис. 3.52, табл. 24), сверхлегкого реактивного одноместного самолета с максимальной скоростью полета до 644 км/ч (рис. 3.53), оснащенного двумя ДГ G8-2.

Таблица 24

**Характеристики газодинамической летающей платформы
с двигателями Е.М. Глухарева [102]**

Стартовая масса, кг	236
Двигательная установка	тип двигателя VJ5-130
	тяга каждого, кГс 52
	число двигателей 4
	подъемная сила, кГс 240
	масса горючего, кг 36
	вид горючего пропан или специальная газовая смесь*
Удельный расход горючего, кг/кГс/ч	0,77
Полетное время, мин	8...15
Максимальная высота полета, м	1524
Скорость горизонтального полета, км/ч	64
Дата первого полета	15.08.1977 г.
Автор проекта и летчик-испытатель	Р.Р. Таймвелл

* Состав не указывается.

Подобные трюки не могут, впрочем, не вызвать настороженного отношения. Подлинность фотографии с запечатленной на ней фазой отрыва (рис. 3.50) особых сомнений не вызывает. Однако изображение, приведенное на рис. 3.51, по всем признакам не что иное, как фотомонтаж: реактивных струй, горящей травы на лужайке, облака пыли и других эффектов, неизбежно сопутствующих газодинамическому старту в реальности, не просматривается. Далее, сама возможность последующего перехода в набор высоты представляется глубоко не очевидной. Дело в том, что на взлете неизбежно попадание отраженных от земли реактивных струй в воздухозаборники, что приводит к самовыключению двигателя.



Рис. 3.49. Летающая платформа с четырьмя двигателями конструкции Глухарева G8-2 [102]



Рис. 3.50. Реалистичная фотография фазы старта летающей платформы [102]



Рис. 3.51. Иллюстрация из [102] – вероятно, фотомонтаж: при такой высоте полета должна гореть трава и разлетаться во все стороны клубами пыль



Рис. 3.52. Коммерческий образец двигателя Глухарева VJ5-130 с тягой 52 кГс в статических условиях [101]

Более того, даже если допустить возможность успешного осуществления перехода в свободный полет, отсутствие охлаждения двигателя набегающим потоком воздуха приведет к быстрому прогоранию стенок камеры сгорания. Так, в экспериментах, проведенных авторами на испытательном стенде без принудительного воздушного охлаждения двигателей, стенки камер сгорания прогорали и разрушались через несколько минут работы. Точнее сказать, стенки размягчались в условиях высоких температур, а пульсации давления их рвали. В дополнение к этому возможность пилотирования платформы непосредственно с борта,

т. е. в условиях высокointенсивного акустического и теплового воздействия, сопутствующего работе тесно расположенных четырех двигателей, ограничивается элементарными нормами безопасности и медико-санитарными противопоказаниями.

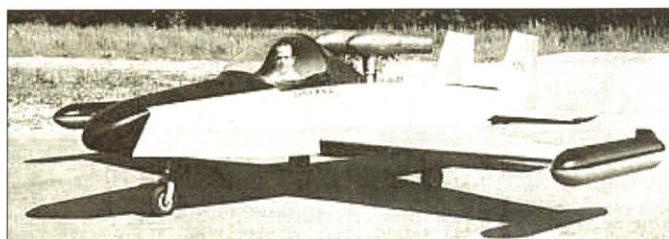


Рис. 3.53. Самолет Е.М. Глухарева массой 272 кг с максимальной скоростью полета до 644 км/ч, оснащенный двумя двигателями G8-2-80 либо G8-2-130 [102]

На почве конверсионного применения у Глухарева нашлись последователи. Запатентованный в США М. Штрамом (Stram Michael A., рис. 3.54, [103]) двигатель с осесимметричной формой газодинамического тракта предназначен для работы без использования центробежных сил для обеспечения фазы сжатия термодинамического цикла. ЭПВРД Штрама заявлен как многотопливный по спектру углеводородных горючих. В патенте задекларирована возможность дополнительного впрыска керосина или бензина на фоне основного горючего – пропана или бутана. В связи с неустойчивостью горючих свойств керосина или бензина, подаваемых в жидкой фазе, при данных внутрикамерных условиях автор предлагает использовать распыл пропаном или бутаном.

Характерно, что данный двигатель был создан на основании гранта, т. е. разработка носила инициативный характер. Автор патента, надо полагать, остался без гонорара, так как о востребованности изобретения [103] в коммерческой или каких-либо иных формах доступная информация отсутствует.

Авторам монографии также не чужда тематика автономных эжекторных ПВРД. Получила развитие серия экспериментальных ЭПВРД «ДМ» ООО НПФ «Ротор» с двойным

изломом тракта [104] (рис. 3.55, 3.56), создающих тягу в стационарных условиях, предназначенных для беспилотных ЛА самолетного типа.

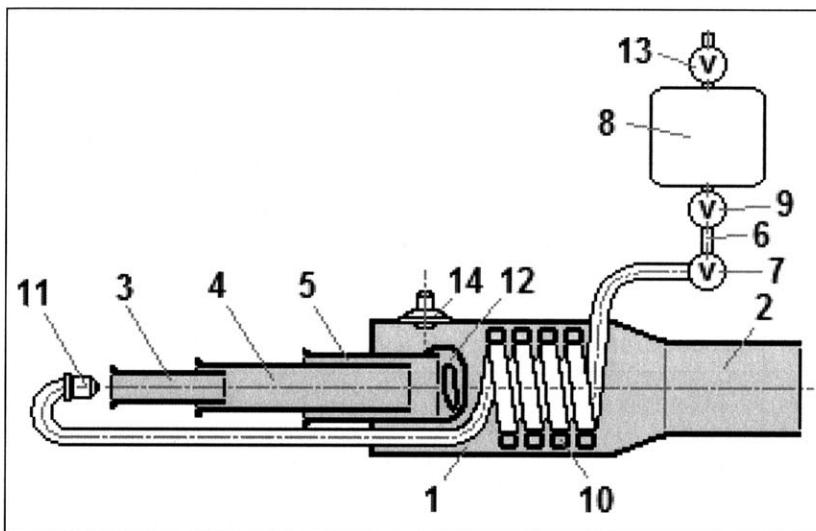


Рис. 3.54. ЭПВРД М. Штрама [103]:

- 1 – цилиндрическая камера сгорания; 2 – выхлопная труба;
- 3, 4, 5 – ступени эжекционного входного устройства;
- 6 – магистраль подачи горючего; 7, 9, 13 – запорная арматура топливной системы; 8 – баллон горючего;
- 10 – теплообменник-испаритель; 11 – сверхзвуковое сопло газообразного горючего; 12 – жаровая труба;
- 14 – свеча зажигания

К настоящему моменту авторами на основе унифицированной технологии проектирования (см. приложение) разработан ряд запатентованных образцов ЭПВРД как в автономном исполнении, так и в составе БЛА. Опытные образцы ЭПВРД в диапазоне тяг 27...75 кГс, использующих сжиженный пропан в качестве горючего, прошли огневые стеновые (рис. 3.55, 3.56) и летные испытания в составе летающей мишени (рис. 3.57, табл. 25).

Таблица 25

**Основные характеристики экспериментального БЛА с ЭПВРД
разработки ООО НПФ «Ротор»**

№ п/п	Параметр	Значение
1	Стартовая масса, кг	100...150
2	Полная длина самолета, м	2,97
3	Размах крыла, м	3,16
4	Максимальная горизонтальная скорость, м/с	более 100
5	Скорость ввода в полет, м/с	50*...60
6	Перегрузка – стартовая/ максимальная	16/25
7	Нагрузка на крыло, кГ/м ²	90...135**
8	Аэродинамическое качество	5,68...9,27**
9	Тяга двигателя, кГ	31...50**
10	Расход пропана, кг/мин	0,191...3,00**
11	Тяговооруженность	0,21...0,31**
12	Емкость топливного бака, л	39...50
13	Время полета, с	440...600
14	Дальность полета, км	44...65

* В состав наземного комплекса входит запатентованная «фирменная» пневматическая катапульта, оптимизированная по массогабаритным характеристикам с использованием нового метода проектирования подобных устройств, предложенного В.А. Середой.

** Для различных режимов полета.



Рис. 3.55. Опытный образец двухэжекторного ЭПВРД
ООО НПФ «Ротор» в классе тяг до 50 кГс



Рис. 3.56. Опытный образец двухэжекторного ЭПВРД
ООО НПФ «Ротор» в классе тяг до 70 кГс

Общие представления о рабочем процессе в ЭПВРД «ДМ» могут быть получены на основе культтивируемой авторами настоящей монографии технологии опережающих численных исследований (см. приложение).

В качестве иллюстрации приведены отдельные фазовые срезы рабочего процесса без наддува и с нагнетанием воздуха со скоростью 80 м/с (табл. 26, рис. 3.58, 3.60) и амплитудно-фазочастотные характеристики (АФЧХ, рис. 3.59, 3.61). Сеточное отображение

$\frac{1}{2}$ твердотельной модели ЭПВРД относительно плоскости симметрии импортировано в контрольный объем с разрешением на $N_1 \times N_2 \times N_3 = 225 \times 45 \times 15$ ячеек.

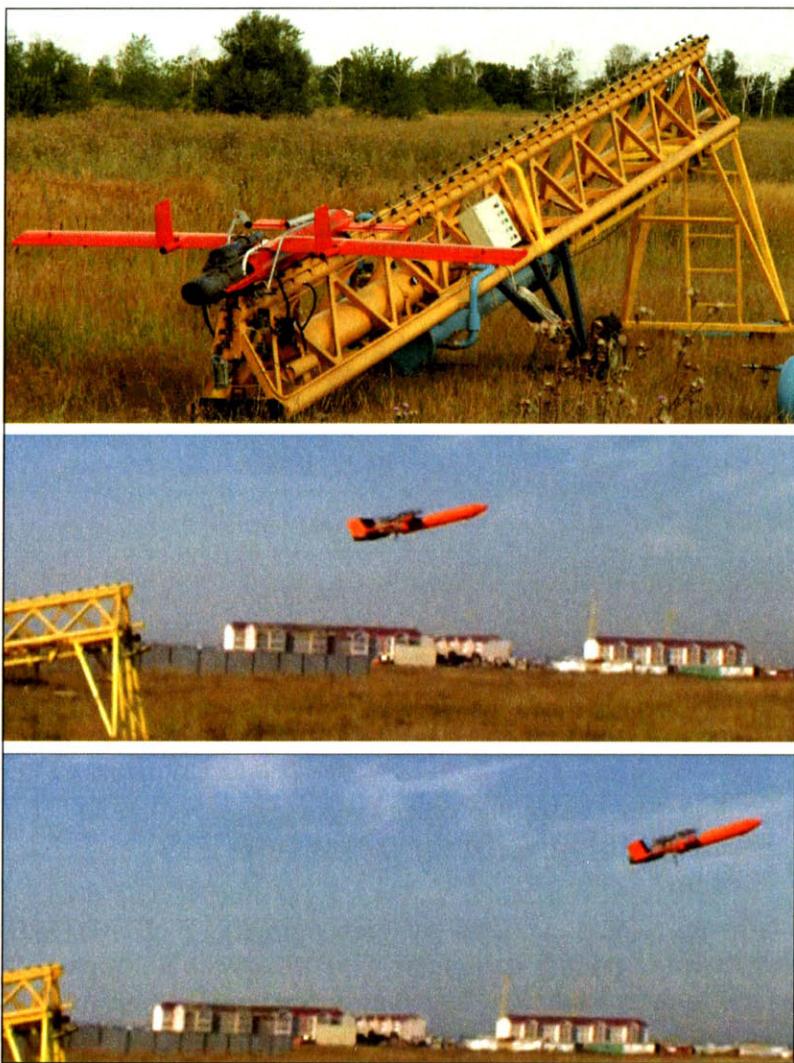


Рис. 3.57. Летные испытания макетного образца БЛА-мишени с ЭПВРД
ООО НПФ «Ротор»: общий вид транспортной составляющей комплекса
и фазы старта с «фирменной» пневмокатапульты

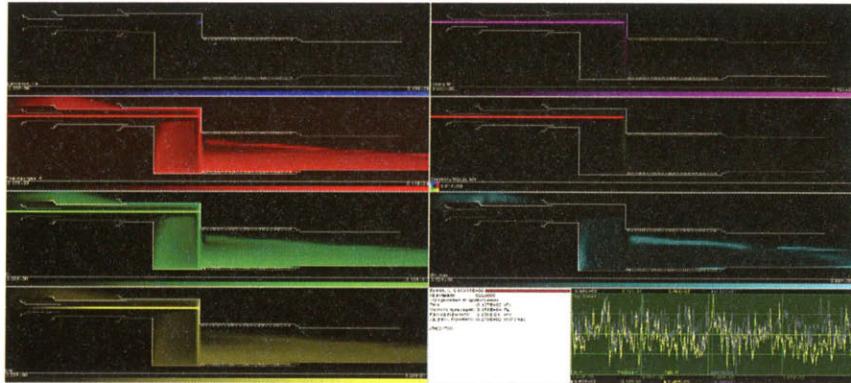
Одна из задач исследований состояла в факторизации характерных частот пульсаций на фоне «белого» шума с целью установления основообразующих механизмов рабочего процесса. Численным экспериментом выявлены пульсационные процессы (рис. 3.59, 3.61), отличающиеся масштабом нестационарности, среди которых следует выделить две категории.

- A. Крупномасштабные пульсации, охватывающие более $\frac{1}{3}$ общей длины тракта. Инициализация горения происходит в зоне смешения входящей струи третьей ступени эжектора. Фронт пламени распространяется по потоку и против него со скоростью 2000 м/с. Затухание очередной серии крупномасштабных пульсаций происходит в связи с зональной нестехиометричностью ТВС.
- B. Мелкомасштабные пульсации, в силу незначительности свойственных амплитуд давления порядка 1,5 % по сравнению с фоновыми значениями, следует идентифицировать как вибрационное горение с частотой выше 1000 Гц. Вибрационное горение способствует повышению полноты сгорания, в особенности – в силу общей проблематичности обеспечения удовлетворительной полноты сгорания воздушно-пропановых смесей.

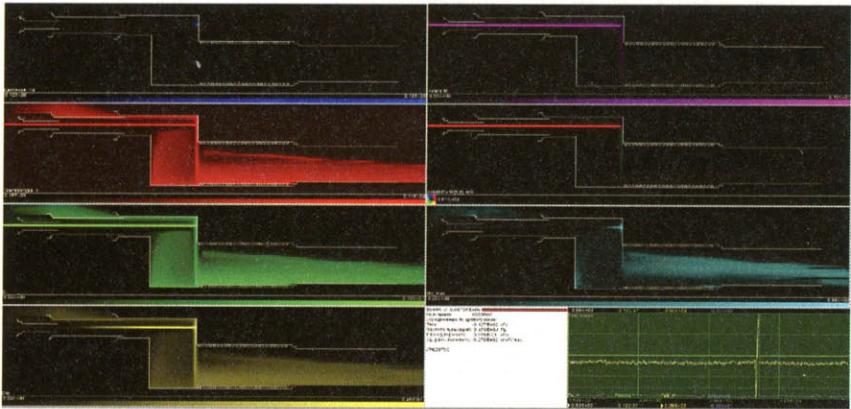
Присутствует спектр колебаний различных частот (от 6 до 1590 Гц), причем большие амплитуды соответствуют низким частотам. Крупномасштабные пульсации возникают в виде компактной серии интенсивных осцилляций с нерегулярными АФЧХ на фоне постоянного вибрационного горения. Предпосылкой к возникновению цепной реакции в струе является суммарная позиция ряда условий (рис. 3.58):

- стабилизированный выброс реагирующей ТВС из третьей ступени эжектора в близлежащую область внешнего пространства;
- образование зоны внешнего догорания ТВС, локализованной в верхней части третьей ступени эжектора;
- непосредственный контакт повернутой части струи пропана с пограничными зонами низкоскоростных течений с химическими реакциями в тени нижнего прямого угла и входного сечения сопла.

Фаза 1



Фаза 2



Фаза 3

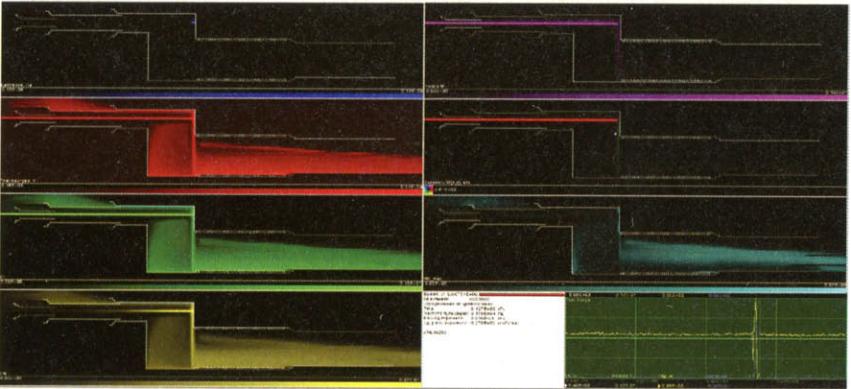


Рис. 3.58. Процесс в трехэжекторном ЭПВРД без наддува

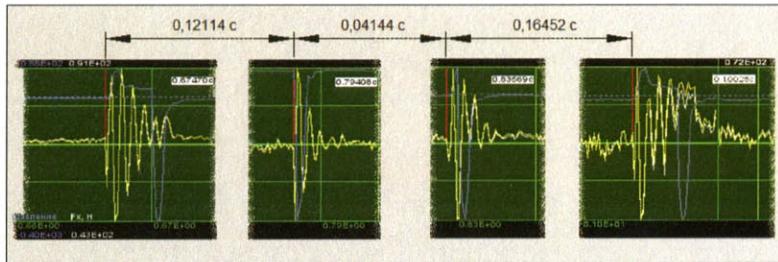


Рис. 3.59. Осциллографмма вспышек высокой интенсивности в процессе без наддува

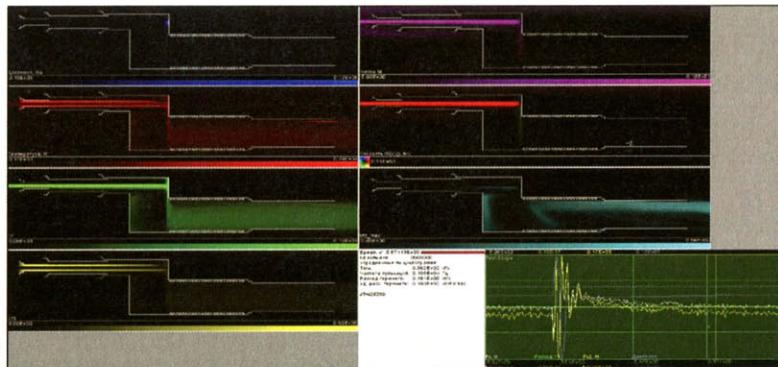


Рис. 3.60. Процесс в ЭПВРД с наддувом в интервале между вспышками

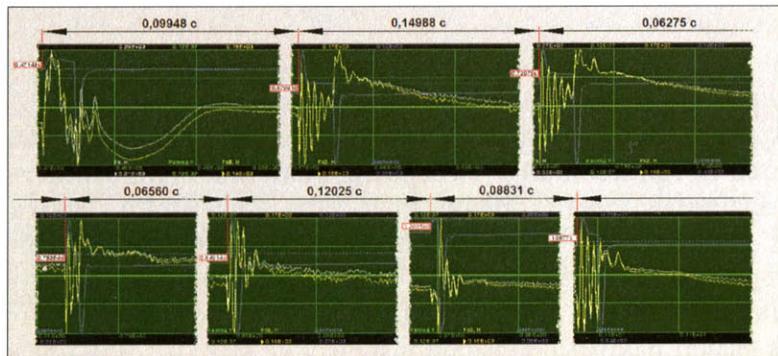


Рис. 3.61. Осциллографмма вспышек высокой интенсивности в процессе с наддувом. Наличие инициализирующего промежутка между струей пропана и торможение поперечной стенкой и обусловленный этим нагрев струи

Начальное воспламенение происходит в зоне торможения струи поперечной стенкой. Состояние перед вспышкой – стабилизированный выброс реагирующей ТВС из третьей ступени эжектора и локализация интенсивного вибрационного горения на границе контакта с воздушной средой в зоне теплообменника и сопла (рис. 3.58, фаза 1). Далее прогрессивное распространение зоны горения в повернутой части струи осуществляется за счет энергии застойных зон. Момент воспламенения (рис. 3.58, фаза 2). Затем вступает в действие инициирующий промежуток в верхней части третьей ступени, в результате чего зона горения распространяется в пределах падающей струи пропана (рис. 3.58, фаза 3). Неоднородность состава падающей части струи с избытком горючего приводит к прерыванию цепной реакции. Зона давления реакции движется сверху вниз по отраженной струе с последующей пассивацией быстрого горения и возвратом к преобладающему режиму вибрационного горения в зонах низкоскоростного течения.

Выброс горящей ТВС из третьей ступени эжектора вследствие рикошета от поперечной стенки не следует рассматривать в качестве неустранимого дефекта.

Принципиальным отличительным условием рабочего процесса ЭПВРД «ДМ» является двукратное отражение высокогенеретической струи газообразного горючего (пропана), что приводит к затоплению струи. Восстановление полного давления высокотемпературной струи горючего в результате торможения поперечной преградой при возникновении стехиометрических концентраций в зонах ее контакта с воздухом является предпосылкой к самовоспламенению ТВС и местной эскалации скорости горения (рис. 3.62). Тем самым в рамках и той, и иной схемы тракта можно реализовать быстрое горение. Возникновение зон быстрого горения еще не означает появления устойчивых детонационных волн, использование которых влечет искомые термодинамические выгоды. Для поддержания стационарных либо бегущих детонационных волн необходима благоприятная диспозиция полей стехиометрических концентраций, что не свойственно процессам в камерах сгорания известных типов ЭПВРД.

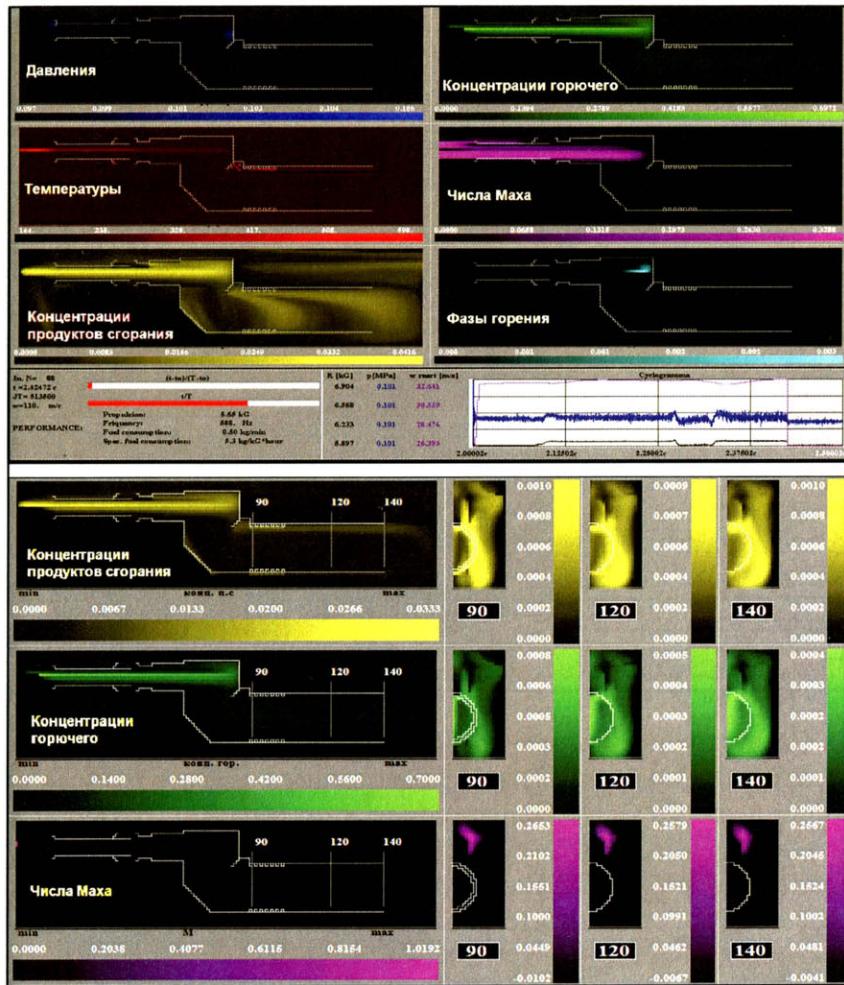


Рис. 3.62. Установившийся рабочий процесс в двухэжекторном ЭПВРД «ДМ» под наддувом со скоростью 110 м/с. Инициализация горения в трубе сопровождается образованием двух разделяющихся следов реакции, отходящих от козырька камеры сгорания и теплообменника

Удельный расход горючего ЭПВРД примерно втрое превышает данный показатель бесклапанных ПуВРД (табл. 26) в условиях старта, но по мере роста скорости полета экономичности

эжекторного и пульсирующего двигателей становятся сопоставимыми. ЭПВРД могут составить конкуренцию ПуВРД в классе легких БЛА с крейсерской скоростью полета выше 80 м/с за счет полуторного и более преимущества по показателю удельной лобовой тяги.

Таблица 26

**Расчётные скоростные характеристики
одного из образцов ЭПВРД**

Характеристики	Режимы	
Наддув, м/с	0	80
Тяга, кГс	12,7	36,2
Удельная лобовая тяга, тс/м ²	0,42	1,21
Удельный расход горючего, кг/кГс/ч	27,0	19,0
Частота вспышек, Гц	6,1...24,1	6,7...15,9
Частота вибрационного горения, Гц	1590	1060

Следует отметить, что разработанные двигатели, в отличие от двигателя Глухарёва, могли реализовывать и чисто пульсационные режимы работы в диапазоне частот 100...270 Гц. Переход на такой режим работы сужал рабочую зону по составу смеси, но давал высокую экономичность. Удельный расход топлива составлял порядка 1,5 кг/кГс/ч. С ростом скорости он существенно снижался.

Та же технология использовалась для решения задач комплексного газодинамического проектирования ЛА с ЭПВРД, так как традиционный инструментарий ранних стадий аэродинамического и газодинамического проектирования ориентирован на освоенный типаж объектов со стационарным режимом внешнего и внутреннего обтекания на основе факторной декомпозиции. Такого рода модели и методы неадекватны задачам проектирования ЛА с двигательными установками на основе ВРД новых схем с пульсационным рабочим процессом, как не отображающие факторы струйного взаимодействия и крупномасштабные вихревые явления в трактах и внешнем пространстве.

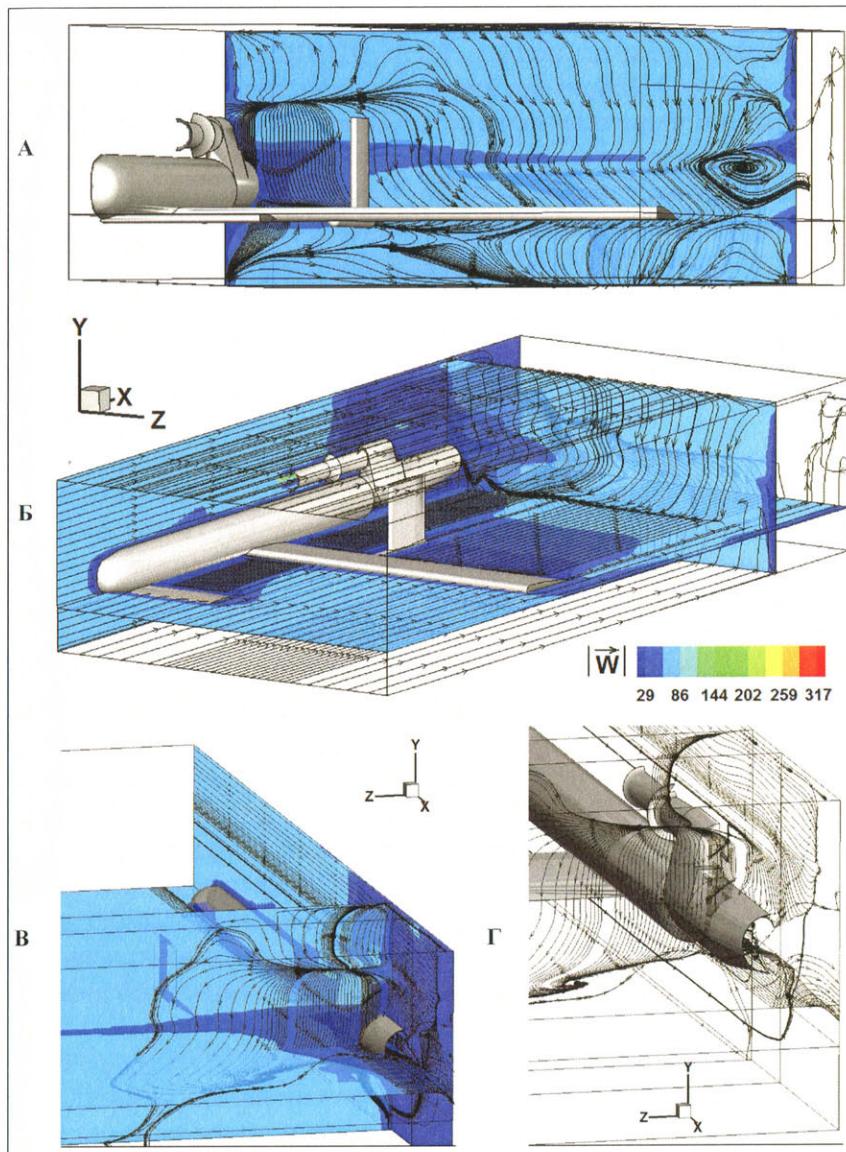


Рис. 3.63. Общая картина поля скоростей
в продольных и поперечных сечениях контрольного объема
на основании визуализации результатов численного эксперимента
(см. приложение)

Некоторые результаты численного эксперимента, имитирующего режимы полета ЛА с ЭПВРД, представлены на рис. 3.63, А–Г. Например, визуализация поля скоростей в продольных и поперечных сечениях КО позволяет выявить формы течения в сечении за воздухозаборником, в зоне сопла, вихревой след крыла (рис. 3.63, А, Б), в зоне сопла и тройные точки линий тока. Торможение потока и наличие множественных тройных точек в зоне стыка камеры двигателя и фюзеляжа свидетельствуют о локализации повышенного лобового сопротивления и однозначно указывают на необходимость применения зализов или капотов.

4. ПУЛЬСИРУЮЩИЕ ВРД ИНТЕГРАЛЬНЫХ СХЕМ



Принцип интеграции двигателя в конструкцию аэродинамического летательного аппарата отражает одну из наиболее прогрессивных тенденций развития авиации. Не остались в стороне от прогресса эжекторные сопла и реактивный привод вертолетных винтов, известные со второй половины 1940-х гг.

В области вертолетных несущих систем реактивный привод с ПуВРД (п. 4.1), исключающий громоздкие, тяжелые и дорогостоящие механические трансмиссии, в лучшие времена своего развития вызвал ажиотаж своей кажущейся простотой и даже был воплощен в ряде серийных конструкций. Однако обнаружившиеся впоследствии недостатки реактивных вертолетов с пульсирующими двигателями наглядно продемонстрировали их неконкурентоспособность с традиционными приводными аналогами. Помимо обычных недостатков ПуВРД здесь свою роковую роль сыграли условия работы в также пульсационном режиме обтекания, да еще вдобавок в составе аэроупругой системы несущего винта.

В сфере ПуВРД ЛА с неподвижным крылом (п. 4.2) дело дошло лишь до улучшения пропульсивной характеристики ПуВРД по принципу двухконтурности на базе эжекторных усилителей тяги (ЭУТ) различной морфологии и улучшения внешних форм двигательных установок посредством капотирования.

Помимо вышеперечисленных, несомненно, имеются альтернативные пути прогресса интегральных схем, например – непосредственное включение ПуВРД в процесс создания подъемной силы.

Отсутствие значимых достижений в развитии интегрированных конструкций, равно как и автономных ПуВРД, в основном можно объяснить неготовностью проектного инструментария, адекватного нестационарной пространственно неоднородной природе рабочего процесса. Возможности интуиции и эмпирики на данном направлении следует считать исчерпанными. Помимо того, профессиональная психология, базирующаяся на принципе декомпозиции, основополагающем для методов проектирования XX века, на данный момент становится ахарактеризмом и тормозом развития авиации. Преодоление межотраслевой и профессиональной косности весьма непростая задача, даже если она осознана. Двигателисты – с одной стороны и авиастроители – с другой – носители разных технических культур, вследствие чего понимание диалектического единства проблем создания летающей транспортной системы лишь в редких случаях принимает необходимые формы комплексного межпрофессионального сотрудничества.

4.1. Вертолетные ПуВРД

Проблематика ПуВРД, интегрированных в состав несущей системы вертолета, настолько специфична, что дает основание выделить их в особый класс. В отличие от ЛА с неподвижным крылом, вертолетная техника значительно сложнее в проектировании. Вертолет – ЛА с асимметричным обтеканием несущего винта, у которого лопасть в течение одного оборота движется с переменным режимом обтекания – от встречного до попутного. Этим обусловлено весьма ограниченное число освоенных аэродинамических схем аппаратов вертолетного типа и ведущих фирм, определивших главный вектор развития вертолетостроения. Такова реальность, несмотря на настойчивые попытки внедрения альтернативных решений, зачастую не имевших априорно различных идеологических дефектов.

Идея усовершенствования вертолета за счет собственного реактивного привода несущего винта возникла задолго до практической стадии развития данного типа ЛА [105]. Главное преимущество реактивных вертолетов над аппаратами традиционной

конструкции состоит в том, что данный принцип позволяет исключить массивный, сложный и критичный по своей функциональной значимости элемент – механическую трансмиссию. Далее, реактивные винты по самому принципу их работы не дают реактивного момента, действующего на корпус ЛА, так как у них крутящий момент уравновешивается моментом сопротивления лопастей.

Известно множество вариантов получения реактивных струй для привода несущей системы: винтомоторные силовые установки, расположенные на периферии лопастей; пневмопривод от компрессора, размещенного в фюзеляже с подачей сжатого воздуха в законцовки лопастей, с дожиганием (газовый привод) и без него и другие способы, не нашедшие в дальнейшем практического применения.

Наиболее привлекательный и внешне простой вариант основывался на схеме с двигателем прямой реакции, расположенным на конце лопасти. Определенные виды также имелись в части использования центробежных сил для подачи горючего к двигателю. Применение ТРД в данном качестве осложняется центробежными нагрузками, собственным реактивным моментом ротора двигателя, гироскопическими эффектами от массивного высокого-оборотного ротора, работой в набегающем потоке с переменным полем скоростей, чем обусловлены трудности в обеспечении газодинамической устойчивости компрессора, и т. п. Прямоточный ВРД требует энергоемкого внешнего привода для вывода данного типа двигателя на самоподдерживающийся режим работы.

В силу вышеуказанных причин ПуВРД на начальных этапах развития реактивной техники привлекал к себе пристальное внимание изобретателей и «более серьезных» разработчиков, хотя и здесь не все выглядело безоблачно по ряду неизбежных проблем при проектировании, а именно:

- сочетаемость переменного режима обтекания с собственным рабочим циклом двигателя;
- обеспечение штатного срабатывания автоматических клапанов при наличии перегрузок и в переменном набегающем потоке;
- срыв процесса при попадании двигателя в собственную спутную струю;

- множественные резонансные явления;
- деформация нагретого корпуса двигателя под действием центробежных сил;
- реализация подвода горючего с высоким расходом через подвижные части несущей системы к двигателю по причине весьма невысоких показателей экономичности;
- собственное аэродинамическое сопротивление двигателя, ухудшающее условия обтекания лопастей несущего винта;
- значительно ужесточенные требования к компактности двигателя в связи с установкой на законцовки лопастей.

Таким образом, неблагоприятные условия для рабочего процесса двигателя и сложности при проектировании коммуникаций, встроенных в несущую систему, если не похоронили навсегда, то, по крайней мере, привели к отсрочке на неопределенную перспективу практического воплощения идеи реактивного вертолета с ПуВРД. Однако это случилось не сразу, а эйфория реактивного бума придала работам в этом направлении формы яркие и своеобразные. Привлекательность ПуВРД в составе несущей системы объяснялась, так сказать, минимизацией выразительных средств, что порождало радужные надежды в части создания миниатюрных летательных аппаратов для силовых структур. Последние по понятным причинам усматривали перспективу получить в свое распоряжение нечто наподобие «карлсонов» для разнообразных свойственных «миссий». Как ни странно, о немецких разработках на данную тему никакой информации в доступных литературных источниках не содержится, хотя от родонаучальников ПуВРД этого следовало бы ожидать. Наиболее плодовитыми в послевоенные годы были американцы, по-видимому, под впечатлением успешного применения вертолетов Сикорского в условиях джунглей во время боевых действий в Бирме.

4.1.1. ПуВРД с механическими клапанами реактивных вертолетов

Уникальная простота ПуВРД давала повод для ожиданий появления транспортного средства типа «летающего джипа», их конструкции не содержали в себе каких-либо принципиальных новшеств по отношению к базовой конструкции Schmidt–Argus,

кроме масштаба и необходимой компактности. Во всех случаях несущая система вертолетов была сбалансированной за счет установки пары двигателей на противоположных концовках двухлопастного винта.

Идейным вдохновителем работ по реактивным вертолетам в США было, как и положено, Национальное управление по аeronавтике и исследованию космического пространства (National Advisory Comity of Aeronautics, NACA). Этим, по-видимому, объясняется весьма близкий облик образцов вертолетной техники, разработанных в конце 1940-х – начале 1950-х гг. различными конкурирующими фирмами. Натурные исследования несущей системы легкого вертолета на основе ПуВРД типа «Аргус-Шмидт» соответствующего типоразмера (рис. 4.1 и 4.2) были проведены в структурном подразделении NACA – Langley Aeronautical Laboratory с использованием специальной экспериментальной башенной установки (рис. 4.3). Полученные в результате характеристики (рис. 4.4) выявили принципиальный дефект ПуВРД с механическим клапаном в сочетании с ротором вертолета – падение силы тяги при повышении скорости вращения [106].

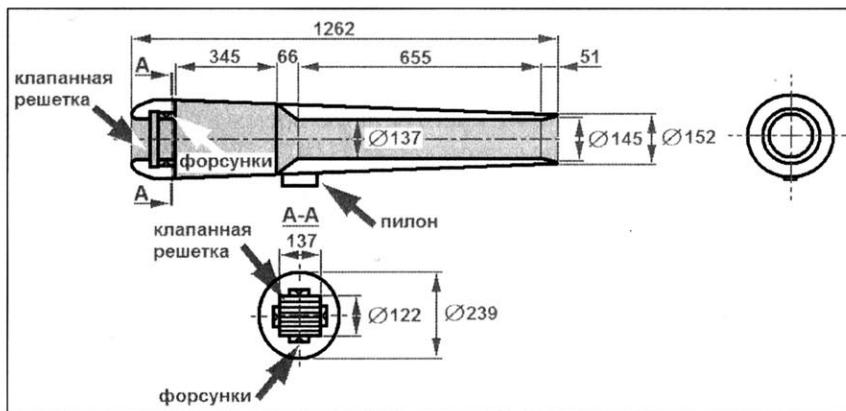


Рис. 4.1. Эскиз экспериментального вертолетного ПуВРД NACA, повторяющего конструкцию «Аргус–Шмидт» длиной 49.7" (1,262 м), т. е. в характерном облике и типоразмере генерации легких американских реактивных вертолетов конца 1940-х – начала 1950-х гг. [106]

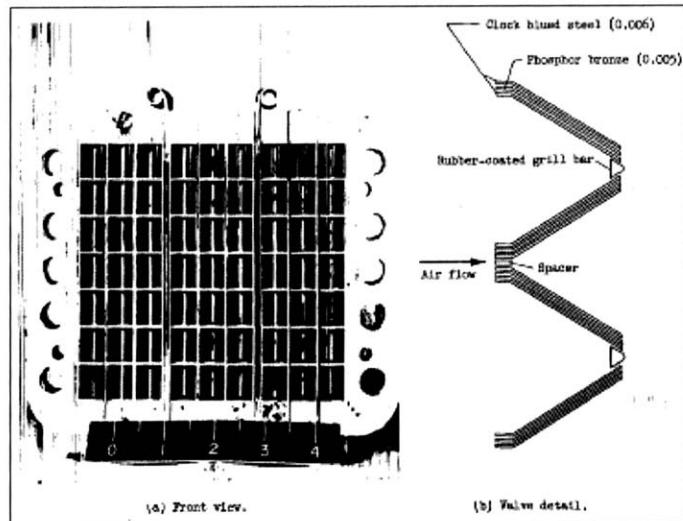


Рис. 4.2. Клапанная решетка
экспериментального вертолетного ПуВРД [106]

Наибольшую активность в данном направлении развили в рамках ряда военных программ внезапно возникшие во множестве и столь же внезапно исчезнувшие впоследствии мелкие вертолетостроительные фирмы США (табл. 27, рис. 4.1–4.9, [107–110]). Из числа созданных в результате образцов вертолетной техники лишь один незначительное время в интересах ВВС и полиции выпускался мелкой серией [107]. Прочие разработки были прекращены на экспериментальной стадии и «серезные» заказчики навсегда утратили к ним интерес.

Причины тупикового финала универсальны и могут быть объяснены на примере единственной государственной программы, проводившейся в СССР в тот же период времени.

В 1947–1951 гг. в ОКБ-3 (И.П. Братухина) [111–113] группой Ю.Л. Старинина, Ю.С. Брагинского, Б.Я. Жеребцова разрабатывался реактивный вертолет с ДУ на основе двух ПуВРД разработки ОКБ-51 (В.Н. Челомея) с тягой 9...17 кГс. Вертолет СБИЖ-1 с ПуВРД М-1 (рис. 4.10) прошел испытания, в ходе которых в целом была подтверждена работоспособность конструкции, но, как подавляющее число аналогов, серийно

не выпускался. Работы были свернуты в силу выявленных в процессе разработки дефектов фатального характера: в процессе испытаний на специальном стенде в кузове движущегося автомобиля обнаружил себя регрессивный характер скоростной характеристики ПуВРД – до 45 % по мере увеличения скорости поступательного движения; данный ЛА имел весьма ограниченное время полета – около 20 мин; не отвечал требованиям надежности; не обеспечивал аварийную посадку в режиме авторотации ввиду неприемлемо высокого аэродинамического сопротивления двигателей с закрытыми клапанными решетками.



Рис. 4.3. Установка для исследований в условиях свободного вращения типового однолопастного несущего винта с двумя ПуВРД на законцовках [106]

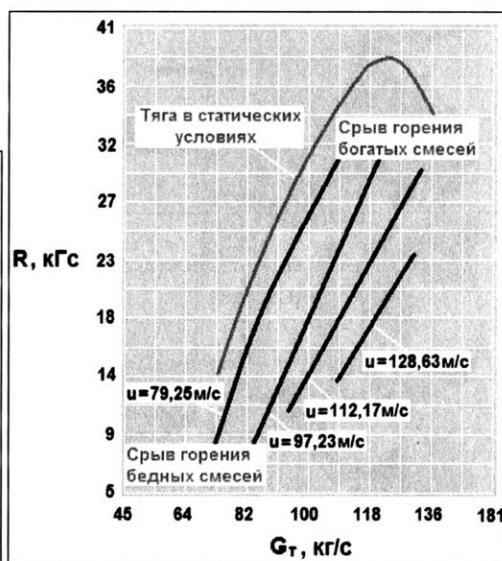


Рис. 4.4. Дроссельные характеристики ПуВРД при различных линейных скоростях на периферии ротора [106]

В этом контексте следует отметить весьма сомнительное качество приводимых ТТХ серийного вертолета ХН-26 Jet Jeep [4.3–4.6] (табл. 27). Так, если максимальная дальность полета действительно составляет 168 км, то для движения по крейсерскому участку траектории потребуется не менее 1 ч 15 мин.

Тем самым даже без учета фаз полета в режимах висения и набора высоты суммарное время втрое превысит данный показатель весьма близкого аналога СБИЖ М-1 (20 мин). Для обеспечения такого рода возможностей живучесть клапанной решетки должна находиться на беспрецедентном уровне — не менее 1,5 часа.

В отличие от американских разработок, ныне демонстрируемых в авиационных музеях, от отечественной программы в области реактивных вертолетов с ПуВРД никаких «артефактов» не сохранилось.



Рис. 4.5. American Helicopter XA-5 Top Sergeant



Рис. 4.6. American Helicopter XA-6 Buck Private



Рис. 4.7. Так называемый «конический» ПуВРД вертолета American Helicopter XA-6 Buck Private [108]



Рис. 4.8. American Helicopter XH-26 Jet Jeep



Рис. 4.9. Сверхлегкий вертолет Capital Hopycopter

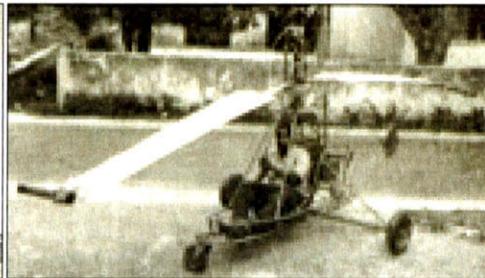


Рис. 4.10. Легкий вертолет Jervis Baby J



Рис. 4.11. Первый американский вертолет фирмы Marquardt с ПуВРД



Рис. 4.12. Эволюция двигателей фирмы Marquardt в рамках вертолетной программы М-14 [108]



Рис. 4.13. Вертолет Schmidt Paracopter

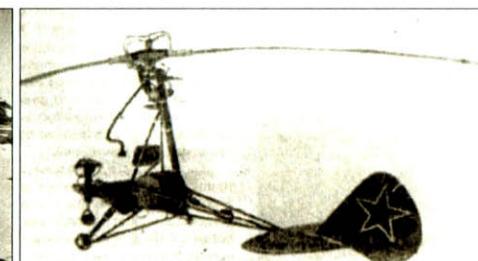


Рис. 4.14. Опытный вертолет ОКБ-3 СБИЖ-1 с ПуВРД М-1

Таблица 27

**ПТХ вертолетов с непосредственным приводом несущего винта
от ПуВРД с механическим клапаном [107–113]**

Образцы	XA-5 Top Sergeant	XA-6 Buck Private	XH-26 Jet Jeep	Hoppy-copter	Baby J	M-14	Paracopter Mod. 2	СБИЖ М-1
Разработчик вертолета	American Helicopter		Capital	Jervis	Marquardt	Schmidt	ОКБ-3	
Экипаж / пассажиры, чел.	1/1	1/1	1/1	1/0	1/0	1/0	1/1	1/0
Длина, м	–	–	3,73	–	–	–	–	4,50
Диаметр несущего винта, м	–	–	8,23	–	–	8,80	5,30	7,0
Высота, м	–	–	1,88	–	–	–	2,60	1,80
Мас-са, кг	пустого	–	135	59	–	–	120	260
Макс. полезной нагрузки	–	–	270	–	–	–	216	–
Макс. взлетная	–	–	320	204	–	–	–	310
Макс. скорость, км/ч	–	–	135	145	–	–	210	–
Дальность полета, км	–	–	168	–	–	–	–	–
Статический потолок, м	–	–	2134	–	–	–	–	–

Марка ПуВРД	AJ-8,75	-	XPI49-АН-3	-	-	-	-	M-1
Разработчик ПуВРД	American Helicopter		Capital	Jervis	Marquardt	-	-	ОКБ-51
Диаметр двигателя, мм	-	-	171	-	-	200	-	-
Тяга, кГс	2×43	-	2×20	2×10,5	-	-	-	2×10
Первый полет	01.1947	02.1951	01.1952	1954	-	***	1953	1950
Назначение	экспериментальный	многоцелевой*	экспериментальный	-	-	спасательный	экспериментальный	
Состояние в производстве	-	-	мелкосерийный**	-	-	-	-	-
Заказчики	BBC США		-	-	-	-	-	МАП СССР
Внешний вид, № рис.	4.5	4.6-4.7	4.8	4.9	4.10	4.11-4.12	4.13	4.14

* В соответствии с ТТХ BBC предусматривалась возможность упаковки в контейнеры для парашютного десантирования.

** Имел ограниченное применение в BBC и полиции США.
*** Первый американский вертолет с ПуВРД.

4.1.2. Бесклапанные вертолетные ПуВРД

Принципиально неустранимая регрессивная скоростная характеристика ПуВРД с автоматическим механическим клапаном (рис. 4.4) послужила причиной поиска приемлемых решений в классе бесклапанных двигателей с адаптированными к условиям несущего винта вертолета входными устройствами. Среди них наиболее известны специализированные ПуВРД Тарратта и Логана.

Экспериментальная программа фирмы «Саундерс Ро» (Saunders Roe) по замыслу представляла собой попытку создания конкурентного аналога легким вертолетам с прямоточными ВРД в составе несущей системы, например –«Хиллер» (Hiller) YH-32, «Хорнет» (Hornet) [107] и др. Достижение превосходства планировалось получить за счет использования двухдвигательного привода винта бесклапанного ПуВРД Тарратта (C.E. Tharratt) [3; 114] специальной вертолетной конструкции (рис. 4.15–4.17). Двигатель Тарратта не был самостоятельным изобретением и представлял собой всего лишь вертолетную интерпретацию ПуВРД Argus типа capped tube (п. 3.4.1).

Допуская, что изобретательская мысль может порой принимать причудливые формы, можно тем не менее взять на себя реконструкцию исходных соображений функционального характера, которыми руководствовался автор:

- повышение термического и пропульсивного КПД, которые у ПВРД, встроенных в несущий винт, находятся на весьма невыгодном уровне;
- некоторое улучшение качества рабочего процесса за счет организации изохорического режима горения по сравнению с ПВРД, проявляющим весьма низкую эффективность в условиях глубоко дозвуковых линейных скоростей на периферии ротора;
- сохранение простоты конструкции, присущей ПВРД, за счет исключения подвижных элементов;
- радикальное решение проблемы надежности и ресурса путем отказа от слабого звена – механических клапанов, добавок – чувствительных к повышенному скоростному напору и перегрузкам;
- снижение аэродинамического сопротивления за счет бокового забора воздуха вместо фронтального;

- уменьшение длины камеры путем специальных способов генерации системы из двух вихрей противоположного вращения, интенсифицирующих сгорание (рис. 4.16, а);
- использование обычного для бесклапанных ПуВРД принципа создания тягового усилия воздухозаборника по «двухходовой» схеме путем реверсирования потока: как в фазе наполнения камеры свежим зарядом, так и в процессе истечения горячих газов (рис. 4.16, б);
- повышение пропульсивного КПД за счет снижения скорости истечения и волнового истечения реактивной струи.

ПуВРД Тарратта работал на частоте около 120 Гц, характерной для бесклапанных аналогов компактного класса, но, несмотря на весьма ограниченный продольный размер камеры (1600 мм), обеспечивал чрезвычайно широкий диапазон регулирования тяги – от 2,7 до 45,3 кГс.

Заметна явная «зажатость» оригинального кольцевого воздухозаборника, ввиду которой ПуВРД Тарратта не может рассматриваться в качестве реального конкурента масштабным вариантам конструкции Schmidt-Argus (п. 2.1), исходя из ключевого для данных условий показателя расходонапряженности. Помимо остановки проекта на ранних стадиях, настораживает также то обстоятельство, что двигатель Тарратта впоследствии никем воспроизведен не был.

В отличие от предыдущего примера, в котором адаптация к несущей системе вертолета сводилась главным образом к обеспечению высокой компактности, специфичность бесклапанного ПуВРД Логана (J.G. Logan) [3] определяется двумя основополагающими принципами организации рабочего процесса:

1) использование органично встроенного в систему несущего винта газодинамического тракта для реализации предварительного сжатия топливовоздушной смеси в поле центробежных сил, поступающей через боковой вход (перпендикулярный строительной оси, рис. 4.18);

2) обеспечение необходимой полноты сгорания в условиях жестких габаритных ограничений и переменных физических полей за счет применения газообразного горючего – метана или пропана.

Автор данного изобретения провел обширную серию испытаний экспериментальных образцов нескольких десятков типоразмеров и конфигураций в диапазоне тяг 0,18...20 кГс [3]. Во всех опытах двигатель имел очень длинную впускную трубу, по которой принудительно под давлением подавался воздух.

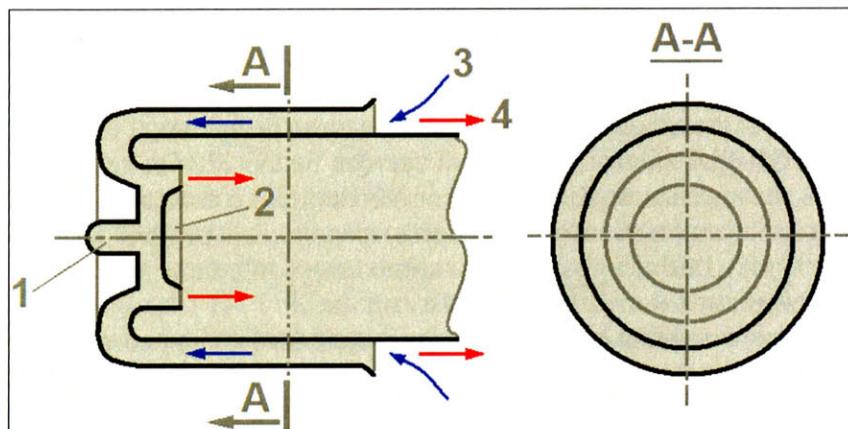


Рис. 4.15. Воздухозаборник бесклапанного пульсирующего реактивного двигателя типа «Саундерс Ро» [3]: 1 – форсунка; 2 – регулировочный дроссель; 3 – вход воздуха; 4 – реактивный выхлоп

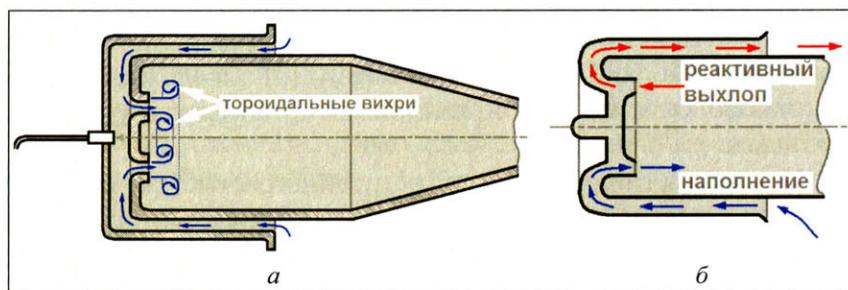


Рис. 4.16. Организация рабочего процесса в ПуВРД Тарратта [3]: а – генерация тороидальных вихрей на входе в КС; б – прямой и обратный режимы течения в акустическом клапане с созданием тягового усилия за счет реверсирования

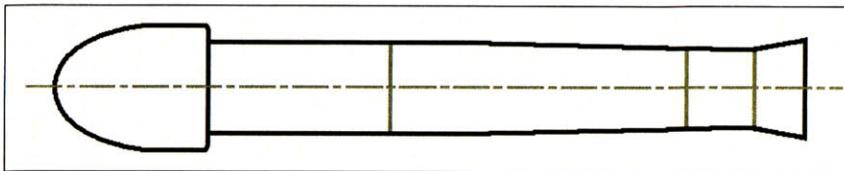


Рис. 4.17. Внешние формы ПуВРД Тарратта с носовым обтекателем [3]

При скорости набегающего воздушного потока 134 м/с среднеинтегральная тяга, развиваемая двигателем максимального типоразмера (рис. 4.18), достигала 20 кГс при амплитуде пульсаций давления до 889 мм рт. ст.

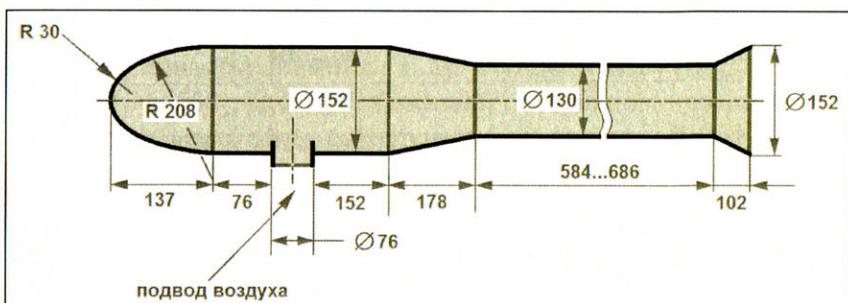


Рис. 4.18. Эскиз двигателя Логана максимального типоразмера

Как и в случае любого бесклапанного ПуВРД, двигатель Логана обнаружил высокую чувствительность к виду горючего и геометрическим параметрам:

- свойство многотопливности проявило себя своеобразно: увеличение общей длины конструкции при работе на пропане приводит к снижению удельного импульса, а на метане — наоборот, к росту 20–25 % (рис. 4.19);
- при укорачивании резонаторной трубы одного из образцов всего лишь на 6,35 мм происходило падение тяги (до 30 %) и удельного импульса;
- положение топливной форсунки оказывало сильное влияние на качество рабочего процесса.

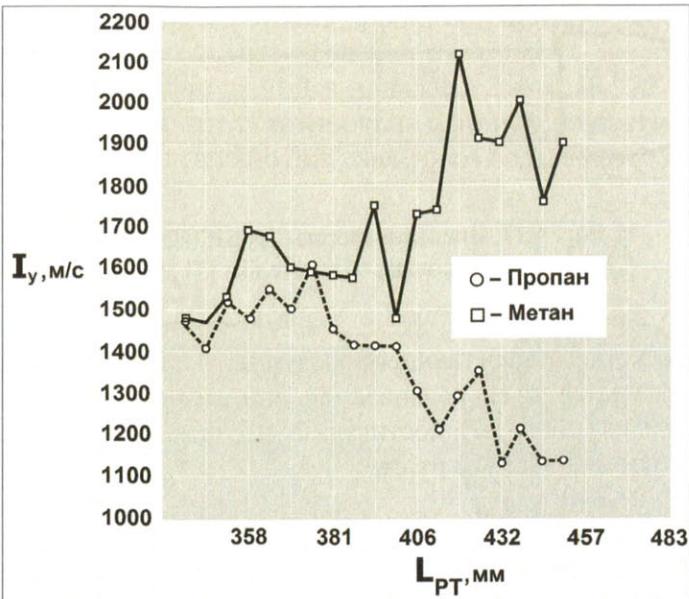


Рис. 4.19. Влияние длины резонаторной трубы и вида горючего на пропульсивные характеристики двигателя Логана

Образец ПуВРД Логана с тягой 17 кГс и импульсом 1500 м/с (ближкой к представленному на рис. 4.18 размерности) испытывался в составе несущего винта вертолета диаметром 12,56 м с нагнетающими воздуховодами внутри лопастей [3]. Здесь, как это часто случается на этапе перехода от экспериментальной стадии исследований к практической реализации, обнаружилась неспособность установки с двумя двигателями на концах лопастей разкрутить ротор до расчетной скорости 122...183 м/с.

Автор изобретения предпринимал попытки спасти ситуацию посредством ряда тупиковых мероприятий. Были добавлены еще два ПуВРД уже с механическими клапанами, а затем еще два бесклапанных и только после этого была достигнута необходимая скорость вращения в 134 м/с, но имели место и неблагоприятные побочные эффекты. Установка клапанных ПуВРД привела к ухудшению работы бесклапанных двигателей, предположительно по причине акустической интерференции. Кроме того, с целью уменьшения лобового сопротивления была предпринята попытка

перехода к эллиптическим воздуховодам и, соответственно, впускным трубам, но это привело к потере реактивной тяги и т. п.

Судя по всему, до проектирования собственно вертолета дело так и не дошло, а разработки закончились на этапе экспериментов с несущей системой.

Тупиковый финал ПуВРД Логана не стал тем не менее отрицанием воплощенного в нем принципа радиального забора воздуха с использованием центробежных сил для сжатия рабочего тела. Более результативно этот принцип был воплощен в двигателе Глухарева.

4.1.3. Эжекторные ПуВРД Глухарева для реактивных вертолетов

В монотонном ряду однотипных конструкций с классическими ПуВРД лишь специализированные (встроенные в вертолетную лопасть) двигатели Е.М. Глухарева (ДГ) (пат. США от 18.06.1963 г. [100], рис. 4.20) занимают особую позицию, хотя, по-видимому, их прототипом послужила вышеупомянутая конструкция Логана. Наподобие двигателя Логана в ДГ также используется энергия поля центробежных сил в системе несущего винта, но в сочетании с трехступенчатой эжекцией воздуха струей газообразного пропана, чем обеспечиваются наполнение КС и сжатие рабочего тела.

Рабочий процесс в ДГ выглядит следующим образом. Топливный бак (баллон) заправляется сжиженным пропаном (поз. 50, рис. 4.20) и газифицируется после прохождения теплообменника в горячей части тракта (поз. 62, 64), при этом нагреваясь до 600 °C, и под давлением 3...12 атмосфер (в зависимости от режима работы) подается в сопло строго цилиндрической формы со стенками, имеющими высокую чистоту поверхности (поз. 48). Далее струя пропана в результате истечения со скоростью звука эжектирует воздух в первую ступень. Во второй и третьей ступенях в качестве активной среды используется ранее полученная смесь пропана с воздухом. Течение смеси при этом сопровождается в отдельных зонах предпламенными процессами и основными химическими реакциями с различными скоростями распространения фронтов пламени.

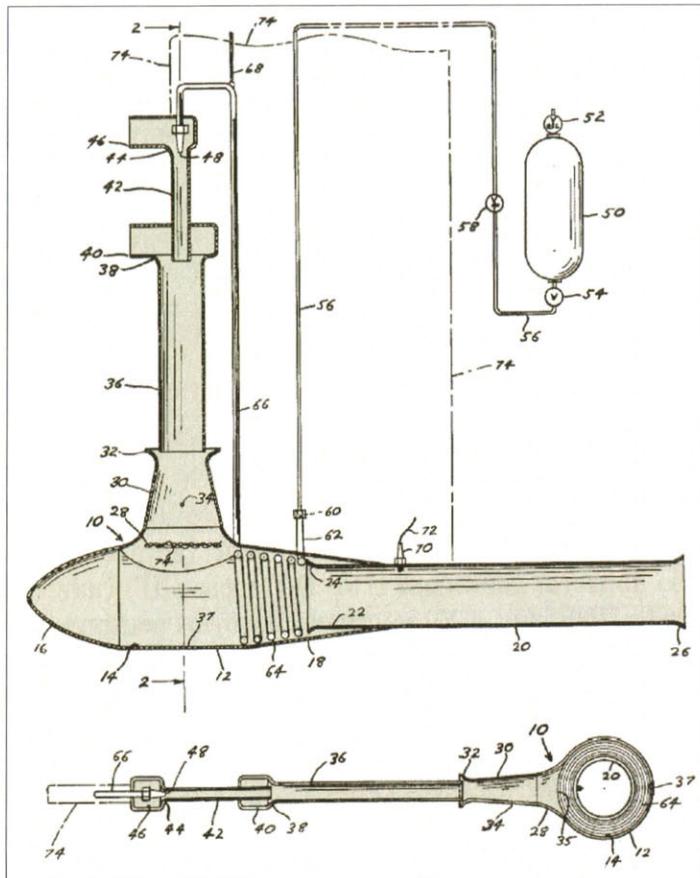


Рис. 4.20. Запатентованный ПВРД Е.М. Глухарева [100]: 10, 12, 14, 18, 37 – камера сгорания; 20 – цилиндрическое сопло; 22, 24, 26 – передний и задний срезы сопла соответственно; 28 – диффузор КС; 30 – диффузорная камера смешения третьей ступени эжектора; 32 – входной диффузор третьей ступени эжектора; 34 – отверстие для снижения шума; 36 – цилиндрическая камера смешения второй ступени эжектора; 38, 40 – ковшовый воздухозаборник второй ступени эжектора; 42 – цилиндрическая камера смешения первой ступени эжектора; 44, 46 – ковшовый воздухозаборник первой ступени эжектора; 48 – сопло подвода газообразного пропана; 50 – баллон с жидким пропаном; 52 – клапан вытеснительной системы; 54 – кран; 56 – трубопровод подачи пропана; 58 – регулятор; 60 – форсунка; 62 – патрубок; 64 – теплообменник-испаритель; 66 – линия подачи газообразного пропана; 68 – линия расходомера; 70 – свеча; 72 – электропроводка

Входной диффузор третьей ступени (поз. 32, рис. 4.20) ориентирован радиально, за счет чего осуществляется отстройка от влияния переменных режимов натекания в процессе вращения лопасти, наиболее ощутимых по мере роста линейных переносных скоростей. Фронтальный подвод воздуха к первой (поз. 44, 46, рис. 4.20) и второй (поз. 38, 40) ступеням эжектора все же присутствует, но расположен ближе к втулке винта и, таким образом, менее чувствителен к циклическому изменению условий натекания.

ДГ не являются пульсирующими в общепринятом смысле этого термина. В тексте патента [100] ДГ именуется бесклапанным ПуВРД, но в источниках [100–102] не приводятся сведения о частоте процесса. В [100] речь идет лишь о неких «пульсациях определенной гармонической частоты» (не указанной), которые «в отличие от бесклапанных ПуВРД в представленном мною двигателе не желательны» (т. е. по замыслу автора).

По-видимому, природа пульсационных процессов в ДГ смешанная, обусловленная взаимосвязанными факторами вибрационного горения и аэроупругости конструкции. Патентуемые конструктивные особенности своим целевым назначением имеют демпфирование названных пульсаций [100]. Полезному эффекту вибрационного горения в виде повышения полноты сгорания автор патента [100] не отводит какой-либо содержательной роли, возможно, ввиду несовместимости с условиями работы в составе несущего винта вертолета.

Настройка двигателя производится выдвижением второго смесителя из впускной трубы двигателя. Это расстояние может составлять всего несколько миллиметров, но оказывает весьма существенное влияние на величину реактивной тяги. Высокое давление подачи пропана к соплу обеспечивается наддувом топливного бака азотом. Ощутимая реактивная тяга у двигателя появляется при давлении подачи пропана более 3 атм. По утверждению автора изобретения, двигатель имеет прогрессивную скоростную характеристику. Например, возрастание скорости набегающего потока до 322 км/ч (вероятно, от нуля) приводило к более чем трехкратному снижению удельного расхода горючего: с 4,2 до 1,2 кг/ч. По мере дальнейшего роста скорости до 644 км/ч, по прогнозу автора изобретения, данная тенденция должна была сохраняться.

Как любой бесклапанный двигатель, ДГ в авторском исполнении представляется в большей мере произведением искусства, нежели продуктом инженерной мысли. Описание изобретения [100] маловразумительно, что отражает чисто эмпирические подходы. Например, в описании изобретения утверждается, что отверстие (поз. 34, рис. 4.20) каким-то непонятным образом способствует снижению шума. Ссылки на позицию 74 в описании изобретения отсутствуют, но, по-видимому, в представлении автора изобретения там располагается фронт пламени.

Принципиальный вопрос о выборе материала аэроупругой конструкции, отдельные элементы которой работают при температурах, приближающихся к стехиометрическим без периодического охлаждения (в отличие от традиционных ПуВРД), автор решает с легкостью необыкновенной. Ему безразлично, что это будет – нержавеющая сталь (?) или титан (?!), который самовоспламеняется при температуре выше 600 °С.

Однако, несмотря на некоторые зыбкие идеологические посыпки в тексте патента, неоспоримым аргументом в пользу ДГ является доказанная работоспособность, причем – во множестве типоразмеров и конструктивных исполнений, вертолетных (рис. 4.21–4.26) и не только (п. 3.6), с простейшей вытеснительной системой топливоподачи.



Рис. 4.21. Одна из поздних конструкций вертолета Глухарева с двумя встроеннымми эжекторными ПуВРД



Рис. 4.22. Ранцевый вертолет Глухарева с однолопастным ротором и балансировочным противовесом

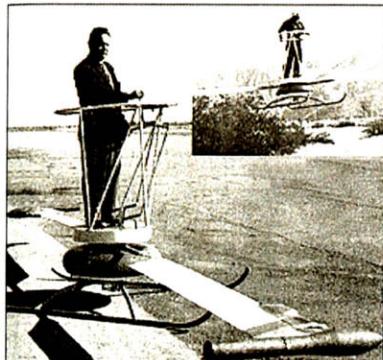


Рис. 4.23. Е.М. Глухарев во время испытаний вертолета перевернутой (неустойчивой) схемы



Eugene M. Gluhareff with 130-pound-thrust G8-2-130 jet.

Рис. 4.24. Е.М. Глухарев с вертолетным двигателем G8-2 тягой 52 кг

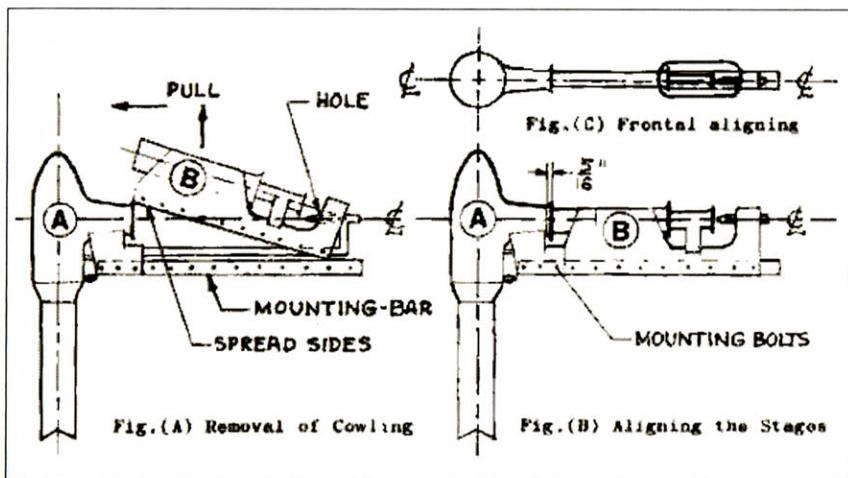


Рис. 4.25. Схема интеграции ДГ G8-2 в лопасть несущего винта вертолета [101]

Помимо весьма ограниченного круга любителей острых ощущений в чисто американском стиле, массовому потребителю предлагался целый спектр коммерческих образцов ДГ – от авиамодельного до особо крупного класса тягой до 280 кГс. В настоящее

время в США фирма Robert Q. Riley enterprises является дистрибутором технической документации коммерческих образцов двигателей Глухарева. Впрочем, к качеству документации, предоставляемой подобными фирмами-правопреемниками, следует относиться критически. В сети Интернет встречаются отзывы пострадавших [102]: «Купив ее, мы изготовили двигатель на тягу 130 фунтов (очевидно, речь идет о G8-2 – прим. ред.), но двигатель, изготовленный по чертежам, не работал до тех пор, пока мы не переделали конструкцию. Суть переделки свелась к исполнению положения первого смесителя относительно второго именно так, как это указано в патенте Глухарева, а не в предлагаемой технической документации».

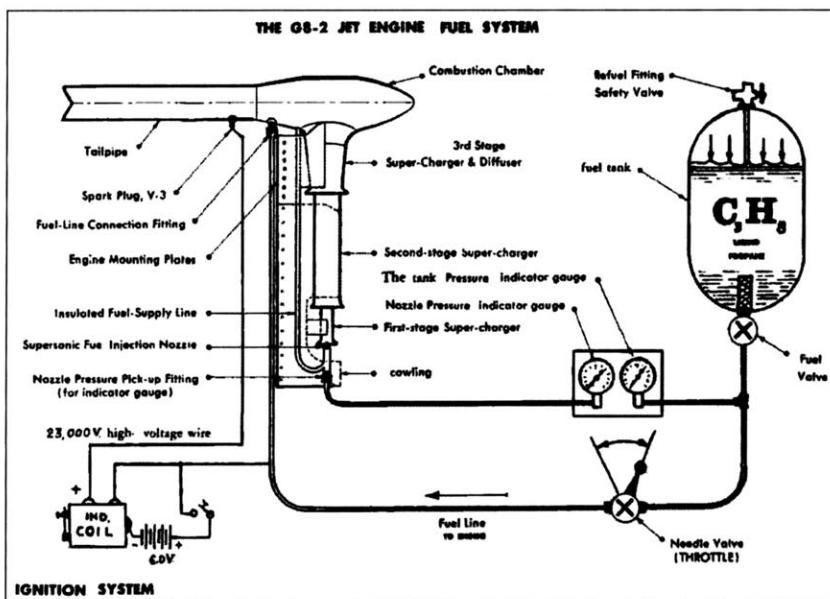


Рис. 4.26. Пневмогидросхема ДГ G8-2 [101]

Все вышесказанное на частных примерах свидетельствует о том, что двигатели Глухарева не прижились в большой авиации даже не по причине их низкой топливной эффективности, но в основном из-за их несоответствия нормам летной годности по комплексу неустранимых недостатков – начиная с высокой

взрыво- и пожароопасности и кончая непредсказуемостью свойств и дрейфом характеристик теплонапряженной конструкции, – свойственных любым известным типам бесклапанных двигателей.

4.1.4. Status quo

В области пилотируемой вертолетной техники пульсирующие ПуВРД не получили практического развития, несмотря на значительный интерес, проявленный к ним в эпоху бурного развития реактивной авиации.

Авиационную промышленность в тот период интересовали только вертолетные варианты ПуВРД с механическими клапанами, в основном аналогичными отработанной конструкции «Аргус-Шмидт». По мере совершенствования вертолетов классического вида все подобные программы были почти синхронно свернуты.

Опыты с бесклапанными ПуВРД в связи с их труднопредсказуемыми свойствами и отсутствием действующих эталонных образцов, были безуспешными. Исключение могут составить лишь двигатели Глухарева, которые с некоторой натяжкой можно отнести к категории пульсирующих, да и те «отметились» отнюдь не в области «настоящей» авиации, но в смежной сфере технических развлечений.

Впрочем, и здесь не обошлось без рецидивов в исполнении солидных профильных организаций. К примеру, НТЦ «Бета» при омском ПО «Полет» демонстрировал на выставке «ВТТВ-Омск-99» (3-я международная выставка вооружений, военной техники и конверсионной продукции, Омск, 1999 г.) ранцевый вертолет «Юла» с зачехленным из соображений секретности двигателем [115], который по многим признакам представлял собой какой-то вариант бесклапанного ПуВРД (рис. 4.27).

«Сухой остаток» от описания данного объекта техники в популярном издании, перенасыщенном «перлами» журналистики [115], представлен в табл. 28.

Как и во многих других случаях, история реактивного вертолета «Юла»/«Ночная бабочка» не имеет известного продолжения.



Рис. 4.27. Ранцевый «десантно-штурмовой вертолет» «Юла» [115]

Таблица 28

**Характеристики ранцевого реактивного вертолета
«Юла»/ «Ночная бабочка» [115]**

Назначение	«десантно-штурмовой»*
Сухая масса, кг	20
Масса полезной нагрузки, кг	до 150
Особенности конструкции	складной
Длина в сложенном состоянии, м	1,5

Окончание табл. 28

Движительная установка	тип	ВРД, встроенный в лопасть**
	особенности рабочего процесса	используются центробежные силы
	размещение воздухозаборников	в консолях
	число двигателей	2
	вид горючего	многотопливный, кроме ацетона*
	несущий винт	двуходластный
	масса горючего, кг	40
Полетное время, мин		25
Максимальная дальность полета, км		300
Максимальная высота полета, м		1000
Скорость горизонтального полета, км/ч		120
Дата первого полета		22.05.2002 г.
Организация-разработчик		НТЦ «Бета» ПО «Полет»
Конструктор		В. Котельников

* Так в [115].

** Предположительно пульсирующий.

В качестве резюме малоутешительную ситуацию в области вертолетов с ПуВРД следует объяснить отсутствием на данный момент адекватного проектного инструментария и наличием функциональных аналогов традиционного облика.

4.2. ПуВРД, интегрированные в планер летательных аппаратов с неподвижным крылом

К концу 1940-х гг. со всей очевидностью выявилась неспособность ПуВРД напрямую конкурировать с газотурбинными двигателями на основных направлениях развития большой авиации. Исследования и разработки вследствие этого сконцентрировались в узкоспецифичных областях, где требовалась простота и легкость конструкции вместе с возможностью создания тяги при нулевой скорости набегающего потока на фоне второстепенной значимости топливной экономичности. В этих условиях функциональную целесообразность ПуВРД ограничивали весьма неблагоприятные пропульсивные свойства, обусловленные противоречивым сочетанием глубоко избыточного удельного импульса (рис. 4.28) с низким скоростным пределом работоспособности впускных клапанов, как механических, так и акустических. Здесь и далее интегральные характеристики определялись с использованием сильных допущений [2], адекватных историческому моменту, однако приемлемых и в современных условиях для получения априорных оценок:

- квазистатическое представление о рабочем процессе;
- понятие «идеального» ПуВРД, в котором все процессы течения рабочего тела, за исключением сгорания, изоэнтропические, а скорость истечения реактивной струи — прямоугольная функция времени;
- пропульсивные потери учитываются так называемым «коэффициентом неравномерности», характеризующим интенсивность тангенциального разрыва скорости на границе реактивной струи и набегающего потока.

Универсальный подход к разрешению антагонизма между пропульсивными свойствами и скоростными ограничениями виделся в двухконтурной схеме, например, в простейшем варианте — с уже упоминавшимся коротким эжекторным усилителем тяги (ЭУТ). Принцип повышения полноты преобразования располагаемой энергии в траекторную работу за счет организации многопоточных обменных процессов лежит в основе важнейшей тенденции развития ПуВРД. Интерпретации данного принципа могут принимать одно- и многоконтурные формы.

В одноконтурном случае под «форсированием обратными токами» [2] подразумевается усиление эффекта термической компрессии, вызванное приходом волны сжатия, отраженной от среза резонатора, в зону горения. Как правило, такого рода эффект неизбежно присутствует в любом ПуВРД, вне зависимости от исходного проектного замысла. Применение многоконтурных схем позволяет осуществить, помимо обмена давлением между активными и пассивными потоками, при наличии достаточно протяженных камер смешения эффективный энергомассообмен. Волновой характер взаимодействия между активным и пассивным потоками в ЭУТ при наличии соответствующей настройки создает предпосылки для получения эффективности эжектора значительно более высокой, чем в стационарных условиях [116–118 и др.].

Интегрированные схемы с тунNELьным расположением ПуВРД выглядят как результат плавного развития компоновок с ЭУТ (рис. 4.29). Тем самым чисто умозрительно выводилась концепция гибридного двигателя, сочетающего в себе способность ПуВРД создавать тягу в отсутствие скоростного напора с прогрессивной скоростной характеристикой прямоточного и, кроме того, благоприятные пропульсивные свойства, обусловленные эффектом двухконтурности (рис. 4.30, 4.31).

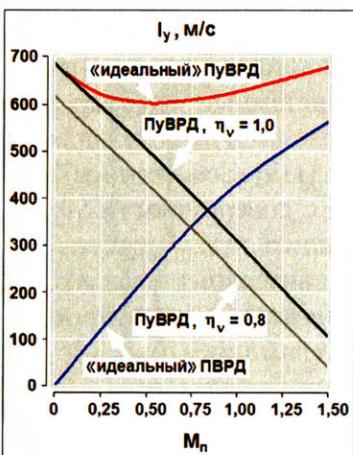


Рис. 4.28. Зависимости удельного импульса от чисел Маха автономных ВРД [2]

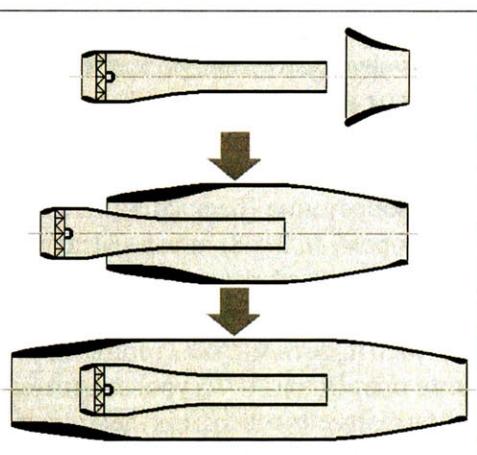


Рис. 4.29. Туннельный ПуВРД как результат непрерывной трансформации эжекторного усилителя тяги

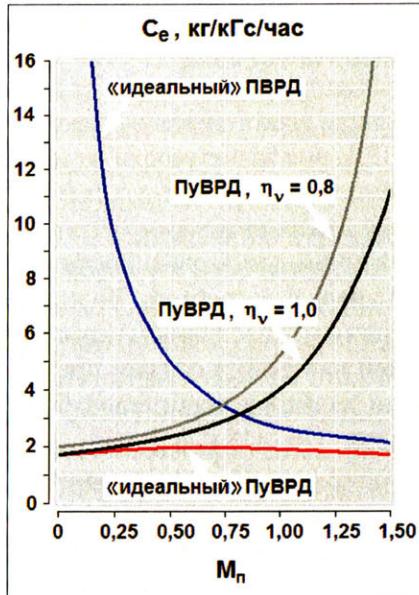


Рис. 4.30. Зависимости удельного расхода горючего от чисел Маха автономных ВРД [2]

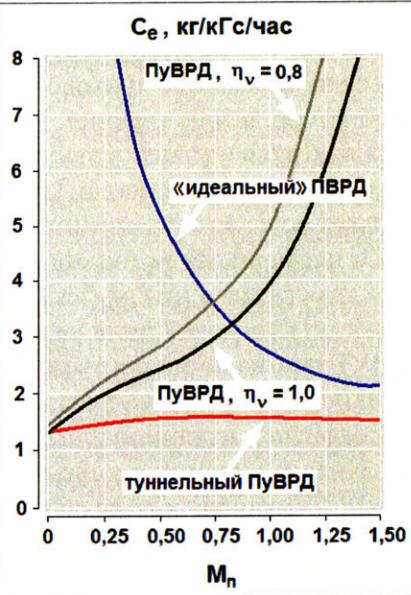


Рис. 4.31. Зависимости удельного расхода горючего от чисел Маха автономных ВРД и туннельного ПуВРД [2]

Среди известных разработок на тему ПуВРД, интегрированных в функциональную схему летательного аппарата с неподвижным крылом, пожалуй, наиболее системный характер имеют исследования группы Локвуда, проведенные в рамках проекта SQUID фирмы Hiller Aircraft Corporation [119]. Собственное базовое изобретение (бесклапанный ПуВРД с повернутым на 90° резонатором, п. 3.4.8) автор пытался улучшить путем присоединения к основной реактивной струе дополнительных масс воздуха из окружающей среды. Опыты не ограничивались уже упоминавшимися простыми эжекторными усилителями тяги (рис. 3.35), но даже претендовали на уровень интеграции с летательным аппаратом в форме тяговых модулей и встроенных конструкций.

Прикладная направленность НИР состояла в получении реактивной подъемной системы, состоящей из нескольких вариантов ПуВРД Локвуда Pulse Reactor в комбинации с ЭУТ различных исполнений. Массив экспериментальных образцов

(рис. 4.32) представлял собой как бы развернутые обратно на 90° двигатели Бертина с изначальным изгибом 180° (п. 3.4.4). Масштабы экспериментальных работ по тематике SQUID (рис. 4.33) с позиций нынешних реалий впечатляют и захватывают. Целью такого рода изысков был факторный анализ пропульсивных систем посредством получения реактивной тяги в отдельности для впускного патрубка и резонаторной трубы в различных сочетаниях с ЭУТ с последующим установлением степени взаимного влияния каждого из перечисленных элементов на характеристики тяги и экономичности.

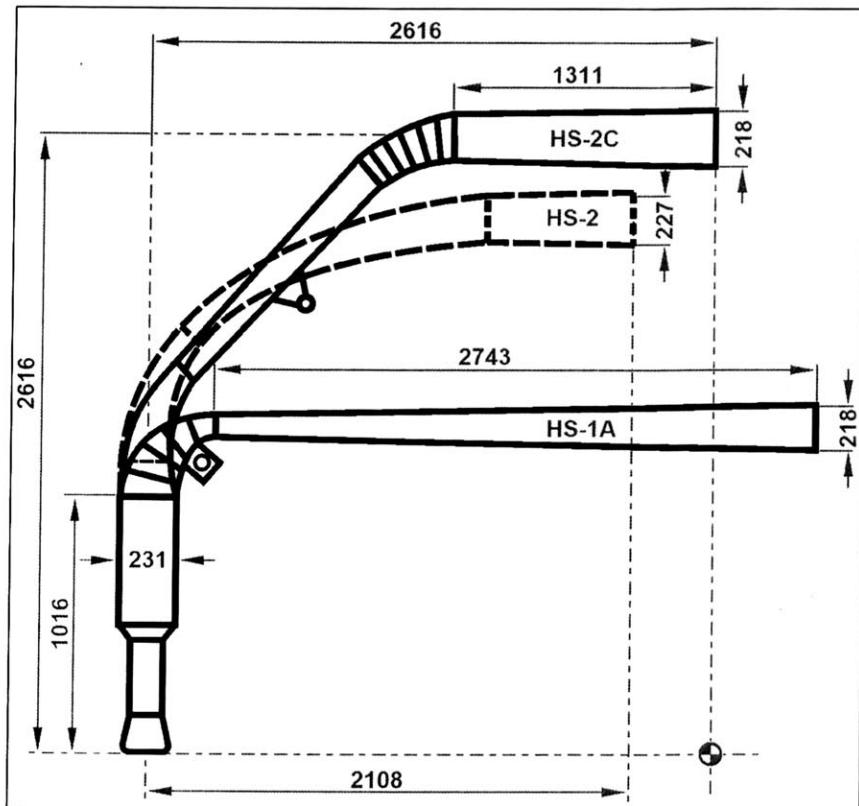


Рис. 4.32. Конфигурации экспериментальных образцов HS-1A/2/2С для раздельного измерения тяги от резонатора и впускного патрубка с различными вариантами ЭУТ [119]

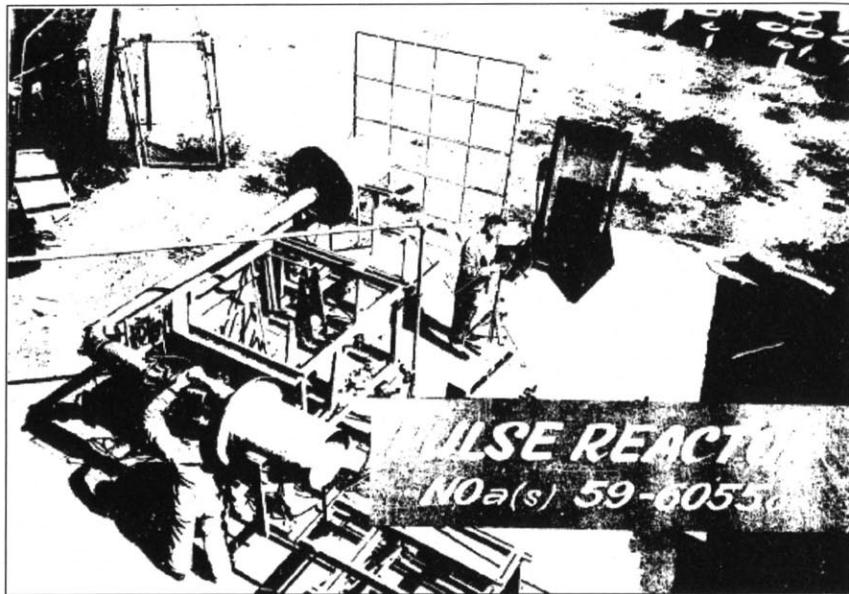


Рис. 4.33. Экспериментальная установка
для исследования ПуВРД с ЭУТ [119]

О деликатности проблематики создания бесклапанных ПуВРД новых конструктивных исполнений говорит и тот факт, что многоопытный Локвуд с коллегами отдали заказ на изготовление экспериментальных образцов двигателей HS-1A/2/2C в исходных безэжекторных вариантах (табл. 29, рис. 4.32) фирме SNECMA, т. е. автору и владельцу патента. Характерно замечание авторов, что малейшее изменение конструкции влекло за собой необходимость комплекса мероприятий по восстановлению устойчивого самоподдерживаемого процесса, причем в большей степени попытки такого рода были безуспешными [119].

Результаты факторного анализа эффективности ЭУТ на основе натурных исследований, проведенных группой Локвуда (рис. 4.34 и 4.35), позволяют заключить, что применение ЭУТ обеспечивает весьма существенный эффект повышения реактивной тяги и экономичности при условии соответствующего подбора диспозиции сопла и эжектора.

Таблица 29

**Типовая параметризация рабочего цикла
в экспериментальном безэжекторном ПуВРД [119]**

№ п/п	Параметры			Значения
1	Скорости реактивных струй, м/с	впускного патрубка	максимальная	800
2			средняя	400
3		резонатора	максимальная	400
4			средняя	250
5	Избыточное давление подачи горючего, бар			1,5*

* Подача горючего при столь низком перепаде возможна только в такт с пульсациями давления в камере сгорания.

Тематическая программа SQUID не ограничивалась исследованиями образцов с эжекторами цилиндрического сечения. Было, например, установлено, что наибольший прирост тяги можно получить за счет придания камерам смешения конической формы с оптимальным углом схождения около 4° . Опыты с ЭУТ прямоугольного сечения оказались малопродуктивными, как этого, впрочем, и следовало ожидать на основании априорных представлений. Как ни странно, ЭУТ прямоугольной формы в туннельном исполнении и впоследствии находили подражателей.

Натурные эксперименты в рамках программы SQUID ограничились подмножеством компактных ЭУТ с оптимизированной длиной камеры смешения в пределах 3...4 калибров из условия максимума коэффициента эжекции при наступлении акустического резонанса. При этом автоматически достигается минимум температуры потока смешения и скорости истечения, что позволяет получить наиболее благоприятные пропульсивные характеристики.

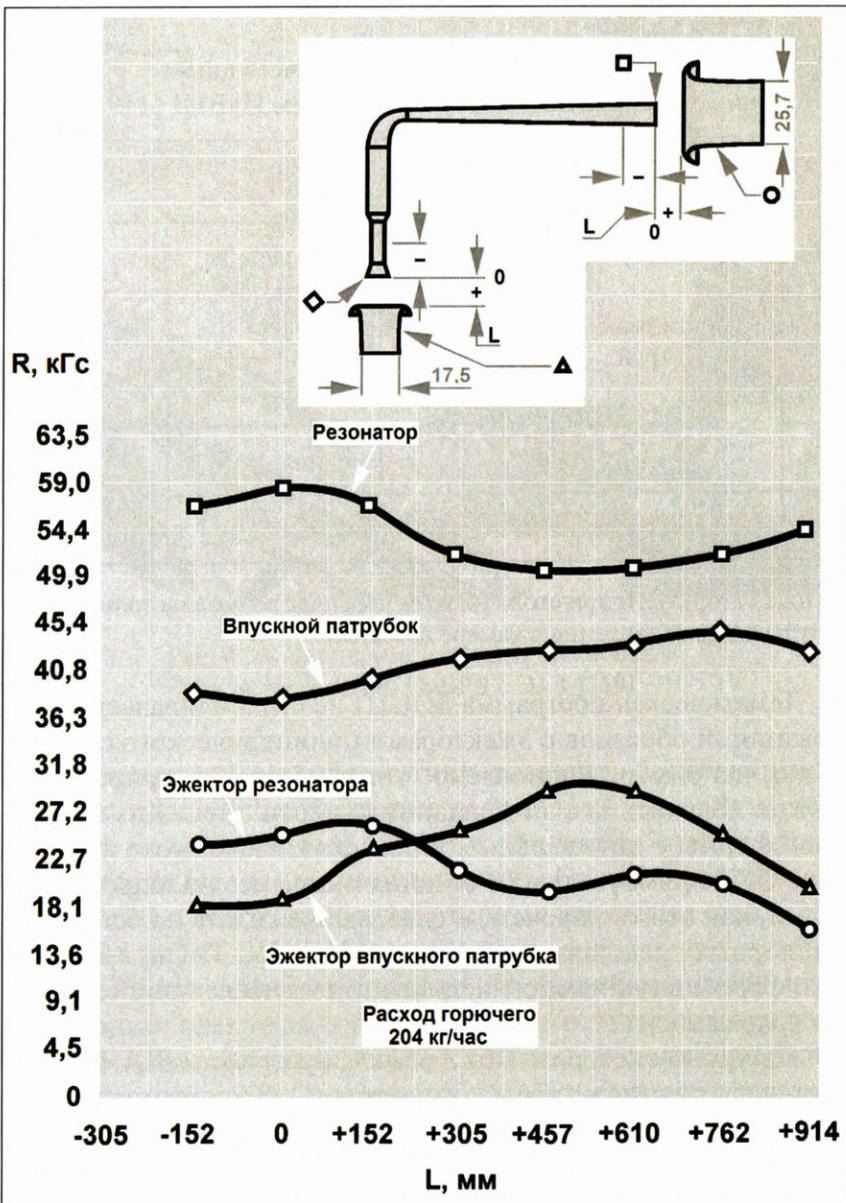


Рис. 4.34. Влияние взаимного положения соплового среза сопла и смесителя эжектора на реактивную тягу [119]

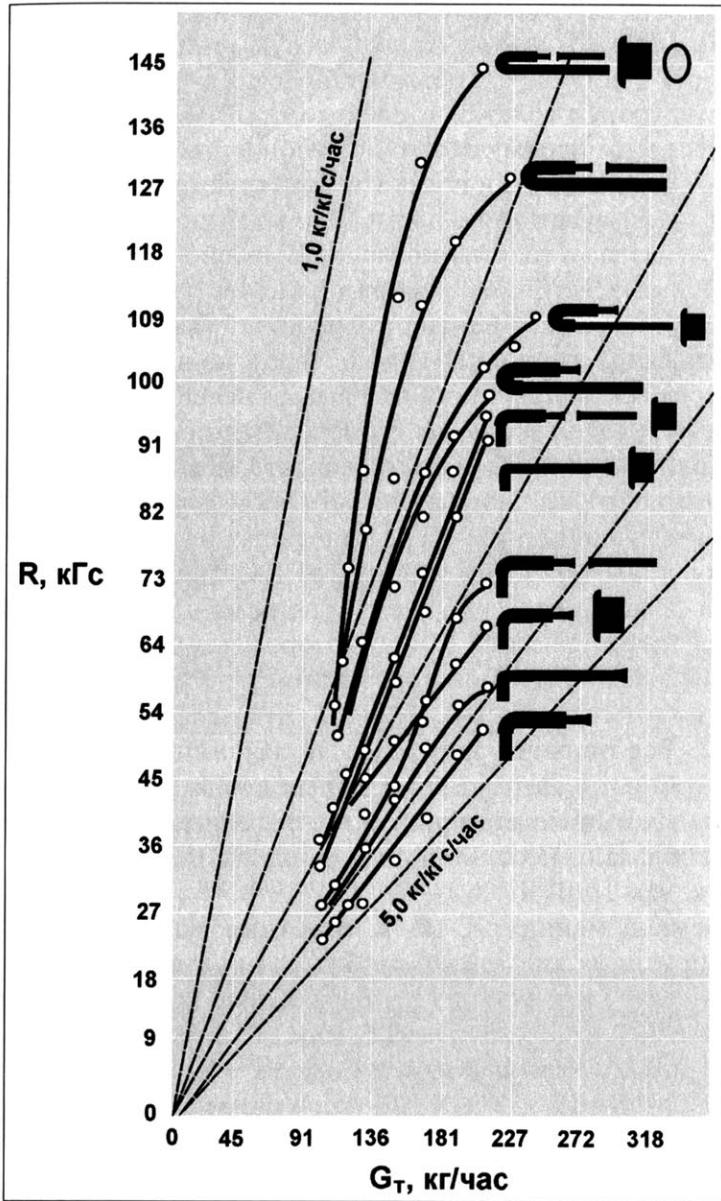


Рис. 4.35. Дроссельные характеристики экспериментальных образцов HS-1 180° и HS-1A 90° с ЭУТ и без него [119]

В трактовке авторов отчета [119] рассмотренные результаты позволили выявить «экологическую нишу» ПуВРД с ЭУТ, а именно в составе силовых установок ЛА самолетного типа с вертикальным взлетом и посадкой (СВВП), где реализуется бесспорное преимущество по отношению к ГТД в части весового совершенства и простоты конструкции, практическим отсутствием чувствительности к попаданию мелких инородных предметов в сочетании с соизмеримой топливной экономичностью. Состояние эйфории на почве открывшейся перспективы породило безудержный полет фантазии, не адекватный жанру отчета о НИР (рис. 4.36), но в итоге гора родила очередную мышь. Бросается в глаза несостоительность подобных «проектов» по причине как минимум заведомо не преодолимой нестабильности характеристик и рассогласованного колебательного взаимодействия вплоть до несовместимости рабочих процессов отдельных элементов тягового модуля. Маловероятно, чтобы этот факт не был хорошо известен самому Локвуду. Уместна аналогия с печально известной «лунной» ракетой Н-1, у которой, ввиду отсутствия на тот момент ЖРД нужной тяги в одном агрегате, двигательный блок первой ступени имел «фасеточную» схему из 30x НК-15/НК-33. Все попытки запуска были аварийными по причине неспособности автоматики компенсировать разнотяговость отдельных двигателей, при том что серийные ЖРД замкнутой схемы обладают несопоставимо меньшим разбросом характеристик, чем ПуВРД.

Времена меняются, но за отчетные полвека в области пульсирующих двигателей по большому счету ничего существенного не произошло. Зато состоялась информационная революция, подменившая реальность виртуальностью. Миниатюрный пилотируемый самолетик Firefly PSPJ-1 из симулятора VSkylab (рис. 4.37) уверенно маневрирует в цифровой среде подобно настоящему истребителю 4-го поколения. Некоторый элемент правдивости в проектные показатели, впрочем, вносят целых три подвесных топливных бака, по всей видимости, без особой надежды самих разработчиков проекта на задекларированную удельную экономичность 1,7 кг/кГс/ч.

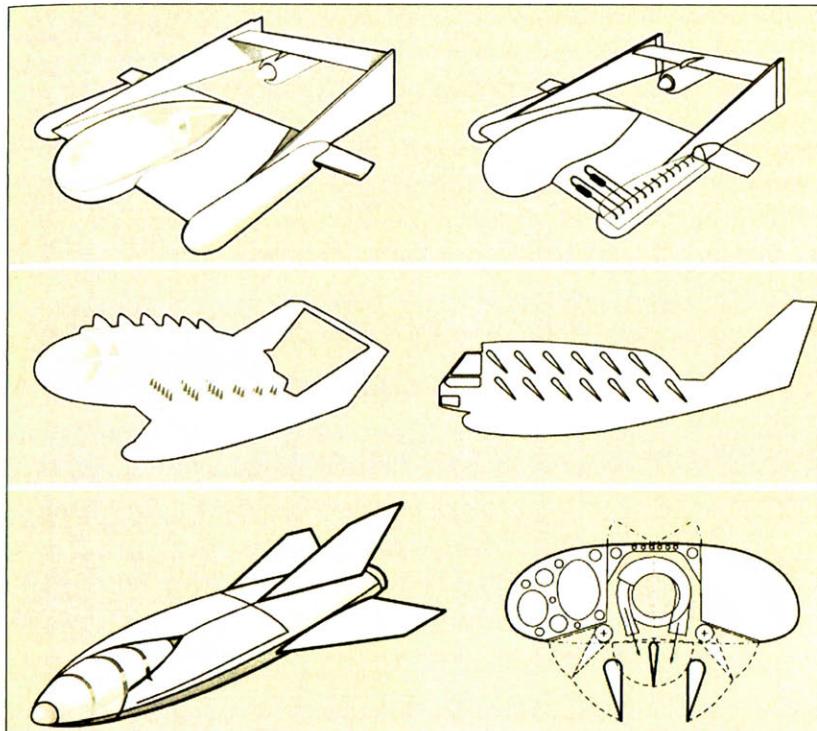


Рис. 4.36. Варианты конструкций ЛА вертикального взлета и посадки с интегрированными эжекторными тяговыми модулями, предлагавшиеся в рамках проекта SQUID в стиле artist's impression [119]



Рис. 4.37. Виртуальный самолет VSkylab Firefly PSPJ-1 с ПУВРД Локвуда

Как в любом деле, важен пример, в том числе и не положительный. В этом направлении гигантские корпорации BAE Systems и Boeing пошли еще дальше согласно рассекреченной ими информации о своих утопических проектах ЛА вертикального взлета летом 2013 года [68–70]. В невнятном сообщении корпорации BAE Systems, распространенном в сети Интернет [68; 69], речь идет о платформе P17D (рис. 4.38) для обеспечения внеаэродромного базирования фронтовой авиации и пассажирском авиалайнере вертикального взлета и посадки (СВВП) (рис. 4.39). Платформа с помощью 56 реактивных двигателей (надо полагать – ПуВРД) должна была поднимать в воздух груз или боевой самолет (рис. 4.38). В случае авиалайнера, по-видимому, также подразумевались модули с ПуВРД, размещенные в боковых наплывах фюзеляжа.

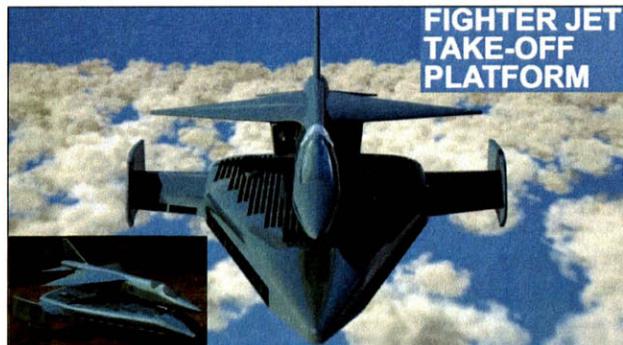


Рис. 4.38. Платформа P17D для вертикального взлета истребителей [68; 69]

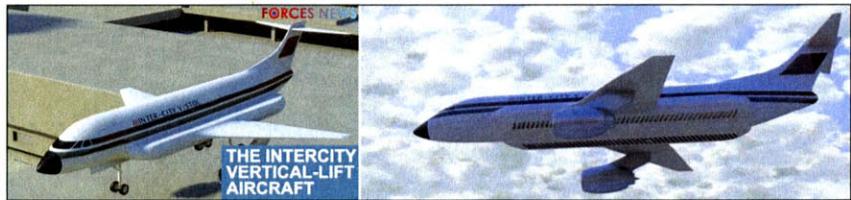


Рис. 4.39. «Междугородний» пассажирский авиалайнер с возможностью вертикального взлета и посадки (СВВП) [68; 69]

Более вразумителен рекламный мультфильм корпорации Boeing [70], хотя внешне речь идет о похожих разработках (рис. 4.40, 4.41) и по странному стечению обстоятельств выложены они были в сети Интернет синхронно. Фантазии эти базируются на запатентованном сравнительно поздно варианте бесклапанного ПуВРД Argus [120] (п. 3.4.1) в туннельном исполнении.

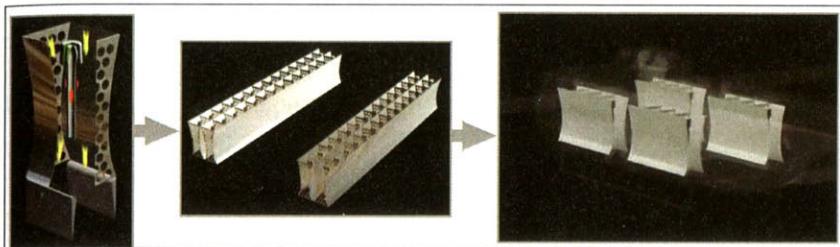


Рис. 4.40. Ячейка с туннельным бесклапанным ПуВРД типа Argus, тяговый модуль и их сборка на борту ЛА СВВП [70; 120]

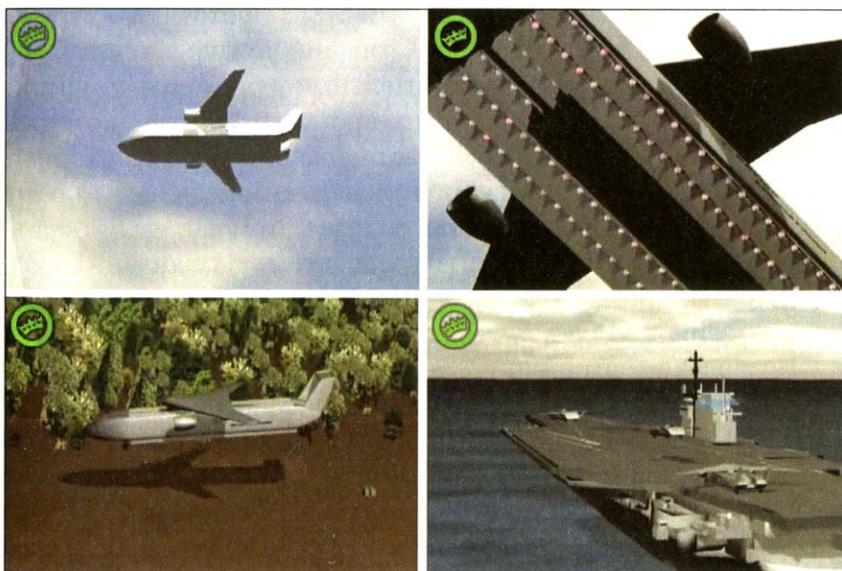


Рис. 4.41. Полет фантазии Boeing Со на тему ЛА СВВП на базе тяговых модулей с ПуВРД типа Argus [70]

О том, каким образом авторы собирались преодолеть неумолимый фактор разнотяговости в блоках, можно догадываться по наличию множественных перфораций в стенках туннельных ячеек. Плохо предсказуемое явление дрейфа характеристик отдельных ПуВРД по мере выработки ресурса камер оставлено «за кадром».

В подавляющем большинстве запатентованные типы бесклапанных ПуВРД имели версии с ЭУТ.

Доступные литературные источники не дают конкретного ответа на вопрос о воплощении базового варианта двигателя Кентфилда [81] (рис. 4.42, первый сверху, который в безэжекторном варианте и не предлагался) в работоспособную конструкцию. Защищенные тем же патентом подчиненные интегрированные схемы (в том числе туннельные, рис. 4.42) реалистичности не способствуют, тем более что профессиональный интерес к пульсирующим ВРД к концу 1970-х гг. (т. е. на момент патентования) в основном был утрачен.

На рис. 4.43 на примере одного из многочисленных патентов [121] показана принципиальная схема процесса газообмена ПуВРД туннельного типа. В отличие от прототипа – «трубы под колпаком» Argus (п. 3.4.1) – горячий контур данного двигателя содержит в себе дополнительный фронтальный впускной канал, выполняющий функцию карбюратора, который мог бы при соответствующей настройке способствовать улучшенной аккомодации к скоростным режимам полета. Кроме того, столб высокотемпературного газа в этом канале на обратном ходе отраженной волны вследствие поддавливания скользким напором потенциально пригоден для инициализации свежего заряда ТВС.

Несколько атипично выглядит двигатель Боханона (рис. 4.44), представляющий собой модификацию известного ПуВРД ThermoJet (п. 3.4.9), но с камерой сгорания специальной формы, часть которой, включающая впускной патрубок, была заключена в туннельный обтекатель с дозвуковым диффузором и эжекторным насадком. Сам автор позиционировал свое изобретение как гибрид бесклапанного ПуВРД и прямоточного ВРД, так называемый valveless intermittent ramjet. Основное внимание здесь уделялось условиям работы впускного

патрубка, хотя в схеме (рис. 4.44), скорее всего, содержится недомолвка относительно части камеры, неохваченной обечайкой, и резонаторной трубы, встроенных в конструкцию планера ЛА. Можно представить трудности, связанные с согласованием сложного комплекса АФЧХ собственно двигателя и тонкостенных элементов туннеля. О реализации данного концепта информации отсутствует.

Нет никакого смысла стремиться к рассмотрению всех изобретений на предмет ПуВРД туннельного типа, так как, судя по всему, ни единого действующего образца в данном классе предъявлено не было. Как правило, патентуются некоторые элементы новизны, базирующиеся на волновой природе процесса. На инженерном уровне успешно решить подобные задачи не позволял существующий на тот момент проектный инструментарий, базирующийся на квазистационарных представлениях, т. е. однозначно не адекватный объекту разработки.

Традиционные эмпирические подходы здесь тоже оказались бессильны перед возросшей многофакторностью проблемы. Творческие интересы последующих поколений изобретателей переключились на другую тематику, а эксперименты в области ПуВРД надолго переместились из научных лабораторий в гаражи и подвалы. «Странность» упомянутых программ Boeing и BAE на этом безрадостном фоне проявляется еще более контрастно.

В отличие от туннельных контуров, короткие ЭУТ доказали свою жизнеспособность на множестве аналогов.

Вариант двигателя Р. Мальро [86; 87] (п. 3.4.7, рис. 3.30) с усилителями тяги впускных патрубков (рис. 4.45) выглядит на общем фоне тривиально, но обращают на себя внимание конические камеры смешения длиной около 5 калибров в отличие от ЭУТ, оптимизированных по Локвуду.

Онтологическая мотивация интегральных конструкций ПуВРД не исчерпывается стремлением к оптимизации их пропульсивной функции. Существует обширный типаж двигателей с неудобообтекаемыми внешними формами, которые были антагонистичны извечной скоростной проблеме авиации.

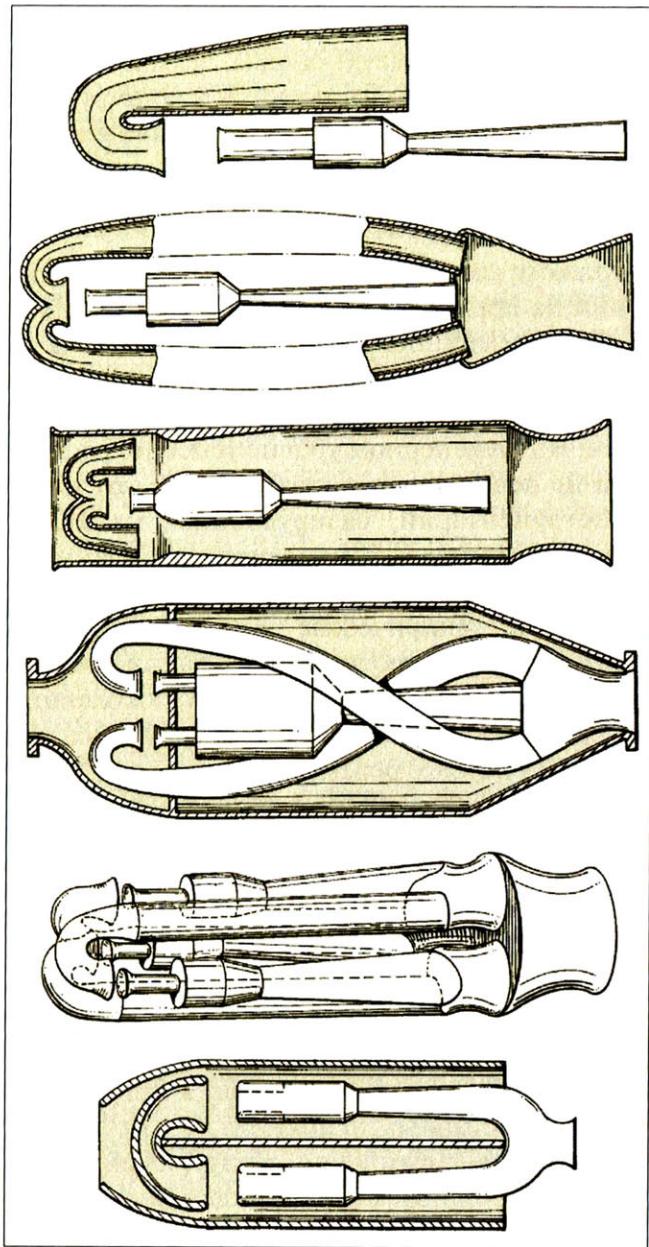


Рис. 4.42. Базовая схема «рекуператора» Кентфилда
и ее варианты с ЭУТ [81]

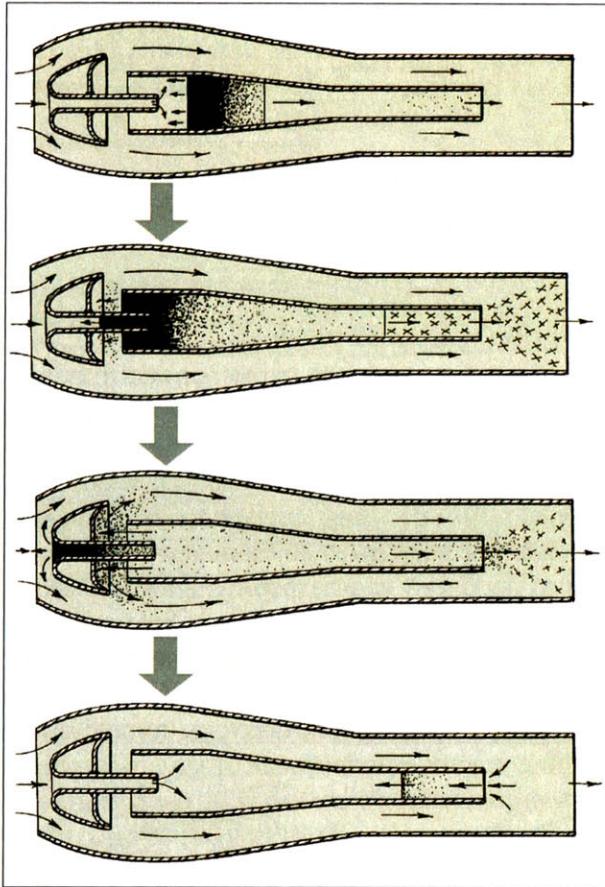


Рис. 4.43. Схема процесса газообмена в туннельном ПуВРД Стюарта [121]

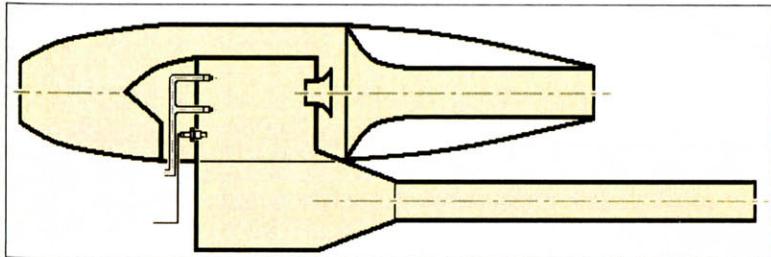


Рис. 4.44. ПуВРД Р. Боханона с туннельным впускным патрубком [3]

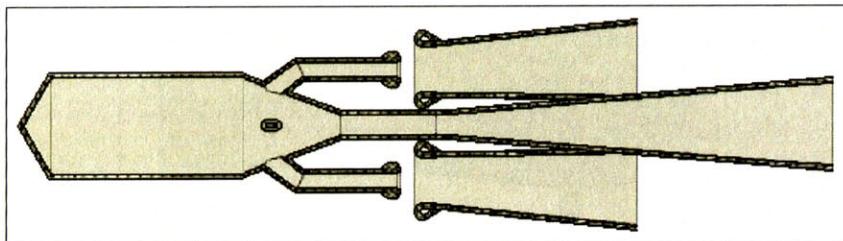


Рис. 4.45. ПувРД Р. Мальро с ЭУТ [87]

В подавляющем большинстве примеров капотирования ПувРД присутствуют схематичные предложения по улучшению внешних форм вне их связи с неизбежно изменяющимися при этом условиями обтекания, а значит – расходных и прочих характеристик (рис. 4.46). Ведь пульсирующий двигатель – это открытая жаровая труба и устремления закрыть ее обтекателем влекут за собой трудноразрешимую проблему удовлетворительного охлаждения в подкапотном пространстве. В приведенных схемах капотирования сразу обращают на себя внимание вероятное затенение входа во впускной патрубок, возможность возникновения отрывных течений в осевом зазоре, аэроупругие факторы тонкостенного обтекателя, ухудшение условий теплоотвода от камеры и т. п.

Не столь «прямолинейная» логика была воплощена в интегральном бесклапанном ПувРД Б.С. Стечкина – стартовом ускорителе «УС-К» (рис. 4.47), датированном 1941–1942 гг. и предназначавшемся для пикирующего бомбардировщика Pe-2. К моменту завершения работ ускоритель развивал тягу до 170 кГс, ресурс при непрерывной работе составлял 40 минут [122]. Ускоритель встраивался в носок крыла и состоял из двух секций тяговых модулей по 12 штук в каждой. Горючее в карбюратор подавалось циклически, так как самовозбуждающегося автоколебательного процесса здесь не было.

Компоновка двигателя продиктована законом распределения давления на профиле. Входное устройство располагалось в зоне максимума давления, а срез сопла был совмещен с минимумом. Подобную схему вряд ли можно назвать рациональной, так как вместо увеличения подъемной силы, очевидным образом желательного в условиях старта, возникал эффект обратного знака

за счет высокоскоростного реактивного выхлопа на нижней поверхности крыла. Эффекты эжекции здесь, безусловно, присутствовали, но не являлись основообразующими факторами рабочего процесса.

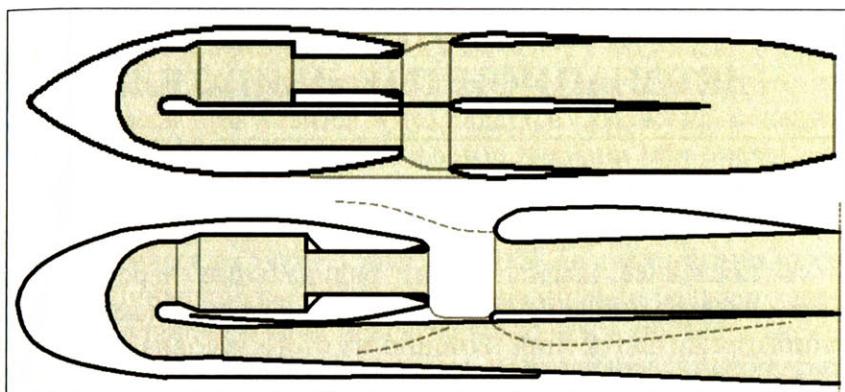


Рис. 4.46. Варианты капотированного ПуВРД SNECMA Ecrevisse с ЭУТ [3]

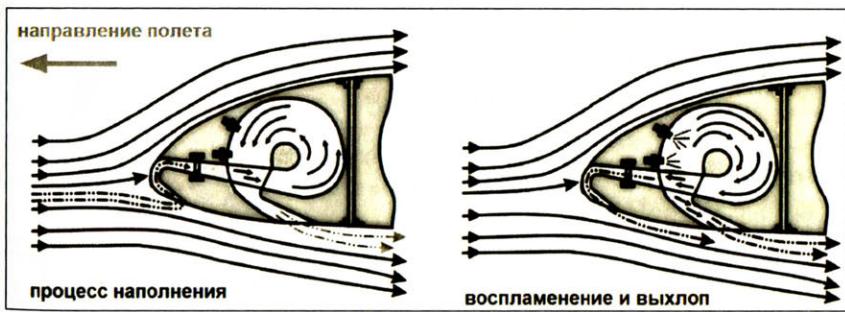


Рис. 4.47. Стартовый ускоритель «YC-K», встроенный в крыло [122]

5. ПУЛЬСИРУЮЩИЕ ДЕТОНАЦИОННЫЕ ДВИГАТЕЛИ



В последнее двадцатилетие радикальные перспективы двигателестроения обычно связывают с освоением детонационного режима горения. Именно из этого условия выводится основной классификационный признак так называемого «авиадвигателя шестого поколения».

Предварительно следует сделать некоторые замечания относительно использования термина «детонация» применительно к рабочему процессу в воздушно-реактивном двигателе. Принцип реализации фазы сжатия в соответствующем термодинамическом цикле состоит в том, что тепловыделение (процесс во фронте пламени) протекает быстрее теплового расширения. В результате фронт пламени распространяется совместно с ударной волной и полученная таким образом суперпозиция именуется детонационной волной (ДВ) или волной Чепмена – Жуге. Термодинамическая выгода оценивается степенью повышения давления (π) за фронтом ДВ в зависимости от скорости ее распространения, например в воздушной среде при $T = 290\text{K}$: $M = 4, \pi \cong 3$; $M = 7, \pi \cong 5$; $M = 10, \pi \cong 8,2$ и т. д. [123]. Итак, ожидаемый от перехода к детонационному горению топлива положительный эффект налицо, осталось «лишь только» воплотить его в работоспособные конструкции.

Согласно общепринятой и достаточно подтвержденной теории процесс сгорания состоит из трех основных стадий: зажигания, собственно горения и догорания. На первой стадии происходит прогрев капель горючей смеси, на фронте распространения волны горения, путем теплопроводности. Когда температура паров топлива на фронте пламени достигает необходимой

величины для самоподдерживающейся химической реакции, начинается сам процесс горения с выделением теплоты. Увеличение концентрации продуктов сгорания приводит к оттоку теплоты из зоны реакции, и скорость горения уменьшается. С этого момента начинается процесс догорания. Наличие турбулентности влечет за собой «зубчатость» фронта пламени (а следовательно, рост площади) и тем самым ведет к увеличению средней скорости распространения горения. Если температура горючей смеси приблизится к температуре самовоспламенения, то скорость распространения фронта пламени при определенных условиях может превысить локальную скорость звука, т. е. произойдет переход от горения к детонации (ПГД).

Классическим ПуВРД явление ПГД не свойственно ввиду малой длины камеры сгорания и относительно большого диаметра, но полностью не исключается, с чем в процессе экспериментальной отработки авторам приходилось сталкиваться неоднократно. Акустическая сигнатура «стука» здесь, по меньшей мере, не уступает сопутствующей явлению квазидетонации в цилиндрах поршневых двигателей. О высокой интенсивности образующихся при этом ударных волн (УВ) можно судить по характеру разрушений упругих элементов клапанов. Усматривается также и близкая факторная аналогия между развитием детонационных процессов в поршневых двигателях и ПуВРД:

- в объеме камеры сгорания наличествуют зоны с тепловым потенциалом, значительно превышающим энергию активации — как калильного происхождения, так и в виде реверсивных пламен от предыдущего цикла горения;
- реверберация присуща процессу в ПуВРД не в меньшей степени и усугубляется собственными колебаниями тонкостенной конструкции камеры и лепестков клапана.

Таким образом, для достижения максимальной скорости тепловыделения в камере сгорания ПуВРД и, соответственно, реактивной тяги необходимо:

- 1) минимизировать продолжительность процесса испарения капель в КС или вовсе его исключить за счет перехода на газообразные виды горючего;
- 2) поддерживать предельно допустимую температуру процесса за счет ограничения интенсивности цикловой продувки;

3) максимально интенсифицировать массоперенос внутри вихревого ядра движущейся топливовоздушной смеси.

Видовая принадлежность известных схем ВРД с детонационными режимами горения определяется поведением фронта ДВ в проточной части.

Процесс со стабилизированным фронтом ДВ протекает в гиперзвуковом прямоточном ВРД (ГПВРД), где нет места крупномасштабной нестационарности. Для выхода ГПВРД на самоподдерживающийся режим требуется разгон набегающего потока до соответствующей гиперзвуковой скорости. Следовательно, применение ГПВРД на ЛА обуславливает необходимость использования разгонного двигателя.

Многообещающие перспективы связываются с концепцией сверхзвукового пульсирующего детонационного прямоточного двигателя (СПДПД), работающего на водородо-воздушной смеси [124], в рамках освоения гиперзвуковых скоростей в диапазоне $M=4,5\dots7,0$ в условиях свойственного гиперзвуковому режиму полета и аэродинамического нагрева. В [124] приводится доказательство превосходства СПДПД над ПВРД и СПВРД по удельному импульсу, основанное на расчетах, проведенных путем интегрирования нестационарных уравнений Эйлера. Кроме того, отмечается, что СПДПД в меньшей степени тормозит сверхзвуковой поток и, как следствие, имеет меньшие тепловые потоки в стенки.

На данный момент ГПВРД в реальности существуют лишь в виде экспериментальных образцов с весьма сомнительной работоспособностью [125–127].

Рабочий процесс в импульсном детонационном двигателе (ИДД) [128–132] определяется циклическим сжиганием топлива в бегущей ДВ [133], которое, как и в случае обычного ПуВРД, может происходить в отсутствие скоростного напора.

В отличие от запредельных затрат на реализацию ГПВРД, соизмеримых с этапными космическими программами 1950–1960-х гг., натурные исследования в области ИДД значительно более доступны, так как не требуют создания гиперзвукового набегающего потока.

Сопоставительные оценки термодинамической эффективности освоенных в двигателестроении циклов с дефлаграционным сгоранием и периодическим детонационным в ИДД представлены на рис. 5.1.

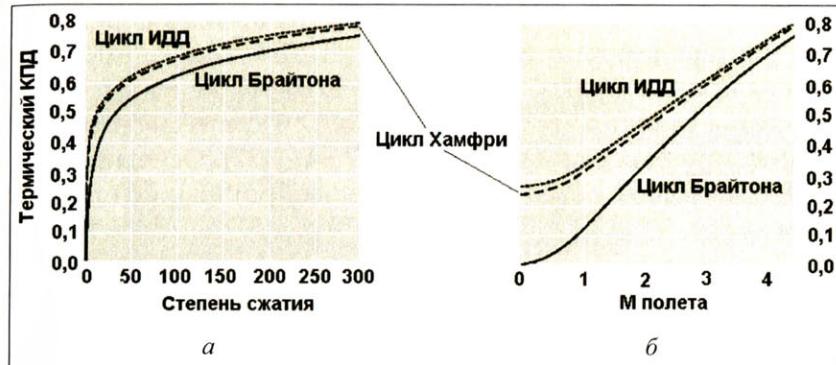


Рис. 5.1. Термодинамическая эффективность детонационного сжигания горючего в ДУ ЛА с ИДД в сравнении с дефлаграционным горением при $p = \text{const}$ (цикл Брайтона) и при $V = \text{const}$ (цикл Хамфри (Humphrey): а – зависимость КПД циклов от степени сжатия; б – зависимость КПД циклов от скорости полета ЛА с ПВРД [133–135]

Малозаметное преимущество цикла ИДД перед циклом Хамфри обычного ПуВРД объясняется практически мгновенным подводом теплоты в ДВ в отличие от дефлаграции в замкнутом объеме с неравномерным и растянутым протеканием во времени, сопровождающимся местными тепловыми расширениями.

Организация рабочего процесса в ИДД сводится к созданию условий для перехода горения в детонацию (ПГД). Рост скорости распространения фронта пламени происходит по мере накопления энергии химически реагирующими частицами. В качестве факторов энергетической подпитки в процессе ПГД могут использоваться нагретые поверхности; газоструйные излучатели Гартмана; препятствия в каналах (поперечная нарезка, спирали Щелкина), служащие для создания системы локальных скачков уплотнения.

Принцип действия указанных средств инициализации ПГД основывается на эффекте так называемой спиновой детонации. При пониженных давлениях химическая реакция приобретает пульсационный характер вследствие образования ячеистой структуры за фронтом ДВ (рис. 5.2, 5.3). При определенных условиях это приводит к появлению излома фронта детонационной волны и вращению его по винтовой линии [136]. Режим спиновой

детонации в локальных или общих формах используется в качестве фактора рабочего процесса с ПГД. Для целенаправленной инициализации режима спиновой детонации используется согласование геометрических характеристик ячеек за фронтом ДВ и соответствующих форм каналов (рис. 5.4) [137]. Основные фазы ПГД, содержащие в себе факторы спиновой детонации, представлены на рис. 5.5 [138].

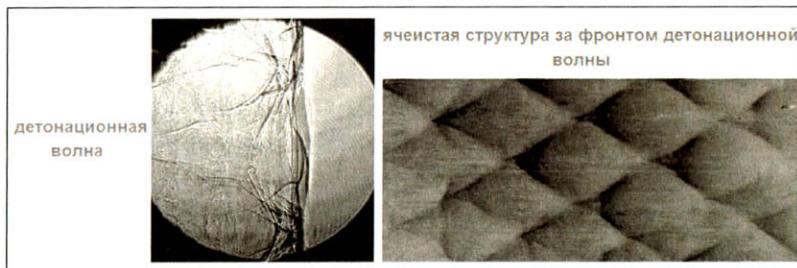


Рис. 5.2. Формы течения при спиновой детонации [137]

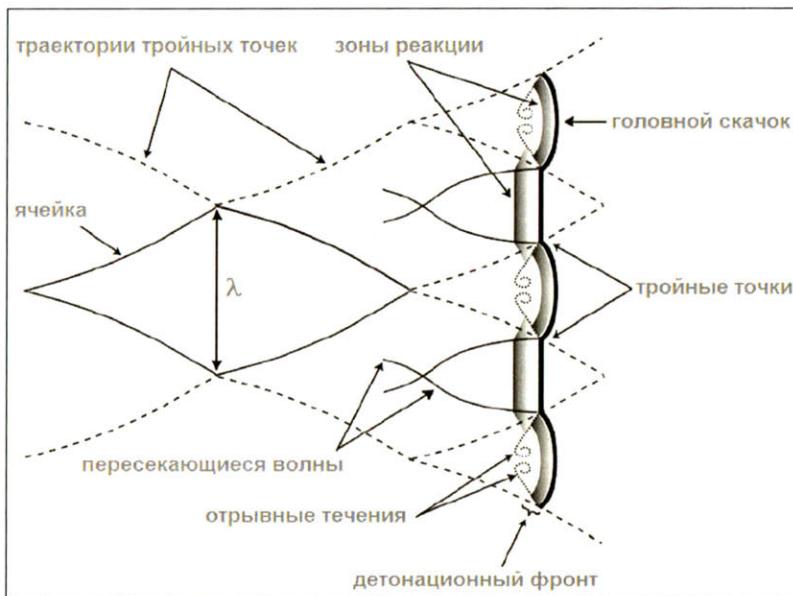


Рис. 5.3. Структура спиновой детонации [137]

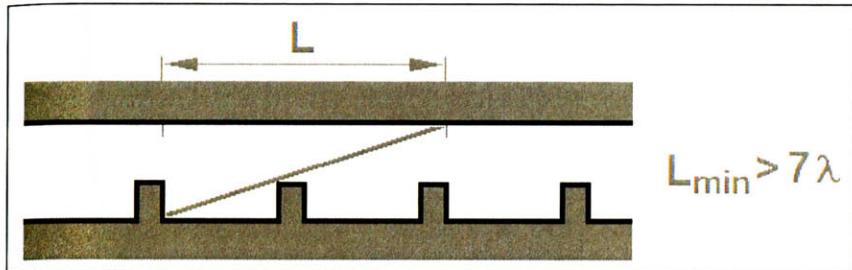


Рис. 5.4. Пример согласования геометрических параметров системы препятствий с характерными размерами ячеек детонационной волны с целью создания условий для ПГД [137]

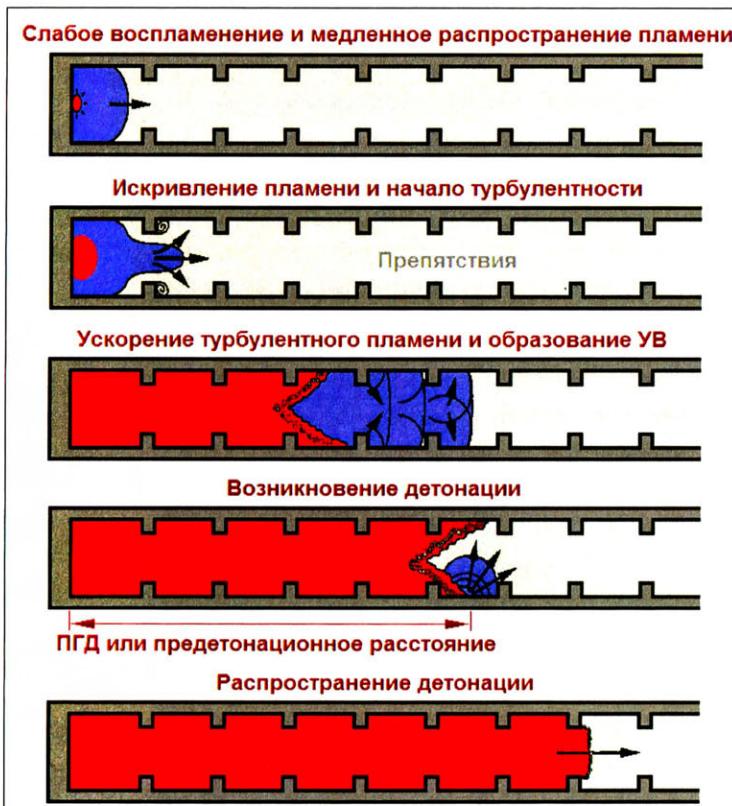


Рис. 5.5. Фазы ПГД в трубе с регулярными препятствиями [138]

Очередной вариант ускорителя ПГД представляет собой блок стволов (БС). С целью получения представлений об эффективности данного решения проводились исследования на базе экспериментальной камеры с одиночным циклом сгорания, выполненной в виде трубы, заглушенной с одного конца, с БС, установленным непосредственно за свечой зажигания [139; 140] (рис. 5.6). На основании полученных результатов сделан вывод о том, что применение БС позволяет радикально сократить преддетонационное расстояние вследствие быстрого смешения свежей горючей смеси с продуктами горения, истекающими из отдельных стволов в виде высокоскоростных турбулентных струй. Причем процесс ПГД является оптимизируемым, где факторами управления выступают калибр и длина стволов, а просветы на эффективность БС не влияют [139; 140] (рис. 5.7). Последнее из перечисленных свойств косвенно указывает, что форма каналов в принципе может быть произвольной, например собранной в виде решетки из плоских пластин.

Для объяснения эффекта, отображенного на рис. 5.7, блок стволов следует воспринимать как агрегат форкамер нестационарного действия. На базе данного представления уместна аналогия с процессами форкамерно-факельной инициализации горения в газотурбинных и поршневых двигателях.

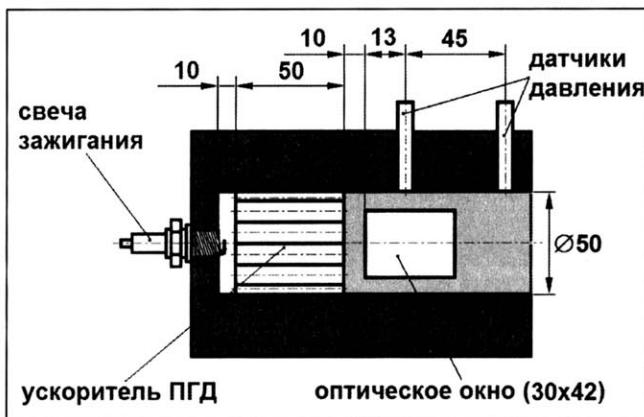


Рис. 5.6. Ускоритель ПГД в виде блока стволов в камере с предварительной накачкой смеси водорода с кислородом при давлении 11 МПа [139]

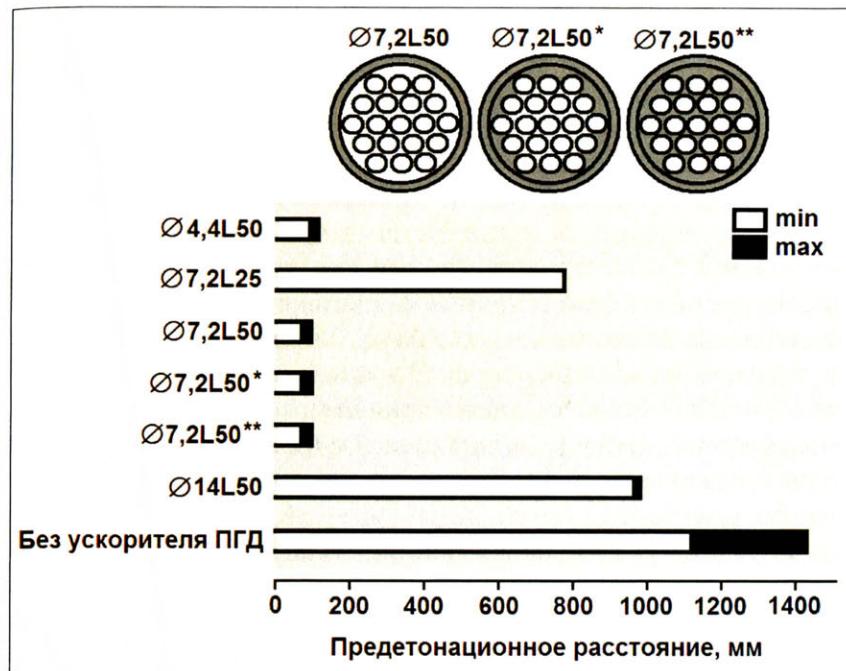


Рис. 5.7. Влияние геометрии блока стволов на предтонационное расстояние [139]

Известно, что при варьировании геометрии форкамеры и ее сопла, т. е. в результате воздействия на скорость и дальность факела, а также состав смеси, характер процесса горения может изменяться от дефлаграционного до детонационного [141; 142]. Установлен и исследован эффект ускорения циклического сгорания в поршневых двигателях за счет сокращения периода предпламенных процессов путем подачи в форкамеру богатой вспомогательной смеси, которая горит медленно и неполно [141; 142]. Несмотря на то что из форкамеры выбрасывается факел продуктов неполного сгорания с температурой на 400–800° более низкой, чем температура сгорания стехиометрической смеси, процесс горения ТВС развивается с минимальной задержкой воспламенения, более высокой скоростью, полнотой, устойчивостью в сравнении со случаем инициализации высокотемпературным факелом или конечными продуктами.

тами реакции. Резкое сокращение периода автокаталитического развития и лавинообразное увеличение скорости химических реакций происходит при истечении форкамерного факела в рабочую смесь в условиях образования особой гидродинамической структуры в зоне горения, состоящей из множества отдельных очагов малого размера, существующих достаточно долгое время. В течение этого периода в рабочей смеси, заключенной в очагах горения, химически активные частицы продуктов неполного сгорания форкамерного факела распределяются равномерно по их объему благодаря интенсивному турбулентному массопереносу. Из-за малости размеров очагов, статистически большого их числа и высокой скорости диффузии активных частиц инициируется одновременное и равномерно распределенное развитие почти сплошь разветвленных цепных реакций.

Форкамерно-факельный способ инициирования горения почти целиком устраняет период автокаталитического саморазгона химических реакций и немедленно организует лавинообразную активацию горения (ЛАГ-процесс) внутри каждого из множества очагов рабочей смеси [141; 142].

Несмотря на исчерпывающую ясность и простоту дефиниций, судя по публикациям [131 и др.], достигнутое на данный момент состояние исследований в направлении создания ИДД следует охарактеризовать как начальную экспериментальную стадию работ «*in vitro*». Как правило, это чисто физические эксперименты, проведенные в лабораторных условиях, весьма далекие от технической реализации.

Типовое разнообразие экспериментальных ИДД сводится к трем основным группам:

- 1) автономные двигатели, т. е. построенные на основе самодостаточного термодинамического цикла;
- 2) двигатели с детерминированными кинематическим способом фазами газораспределения, как правило, не автономные;
- 3) комбинированные с ГТД, обеспечивающие функционирование детонационных камер сгорания.

5.1. ИДД с автономным газодинамическим процессом

Основной массив экспериментальных работ по тематике ИДД проводится на основе лабораторных установок так называемой «оружейной» схемы, в которых используются механические либо акустические клапанные устройства.

ИДД оружейной схемы с входным механическим клапаном [124] в простейшем виде представляет собой прямолинейную трубу определенной длины, которая открыта с заднего конца. Детонация ТВС инициируется с помощью воспламенителя, расположенного в трубе. УВ, возникающие в результате детонации, распространяются по направлению к срезу сопла, повышая температуру и давление образующихся продуктов сгорания, которые вытесняются через открытый задний конец, создавая импульс реактивной силы, направленный вперед. После выхода УВ возникает волна разрежения (ВР), которая обеспечивает подачу в трубу через клапан новой порции ТВС, и цикл повторяется.

Основным дефектом подобных схем является низкая надежность механических клапанных устройств, неизбежная в условиях циклических процессов высокой тепловой и динамической интенсивности. С целью повышения тяговой эффективности ИДД целесообразно освоение высокочастотных диапазонов рабочего процесса, в которых автоматические клапаны с упругими элементами не обеспечивают необходимой надежности. В связи с этим появились технические решения на основе магнитогидродинамического управления [143–146], что, естественно, не упрощает задач реализации. В качестве другого существенного недостатка механических клапанов следует отметить эффект торможения воздушного потока в их закрытом положении, менее свойственный акустическим запорным устройствам. Таким образом, мотивация переноса акцентов на разработку ИДД бесклапанных схем становится вполне понятной.

Физика ПГД – вещь упрямая в своем детерминизме, поэтому все исследователи имеют в своем распоряжении идентичный и существенно ограниченный набор средств, позволяющих осуществить этот процесс в ДВС различных типов. По этой причине действия научных коллективов принимают стереотипный характер,

несмотря на независимость проводимых ими НИР. Актуальная стадия развития детонационных двигателей даже отдаленно не соизрела для историографии, но, несомненно, повторяет обычный для естественных и технических наук параллелизм. В указанном смысле может представлять некоторый универсальный интерес предыстория работ по тематике ИДД, проводившихся в Казанском авиационном институте в 1953–1954 гг. группой В.А. Костерина, В.П. Мигалина, А.А. Потапенко и А.В. Ярина, известная одному из авторов монографии в силу понятных обстоятельств и во многом послужившая фактором преемственности. В те годы судьба пульсирующего детонационного двигателя «не сложилась». Работы по ряду субъективных причин были преждевременно свернуты, причем остался открытym главный вопрос — понимание принципа работы двигателя со стволовым аэродинамическим клапаном. Получение комплексных представлений о многофакторном рабочем процессе оставалось на том этапе научно-технического развития неразрешимой задачей. Современные технологии численного эксперимента, идентифицированные на основании результатов натурных испытаний, такую возможность предоставляют, что и явилось немаловажной предпосылкой для возобновления НИР.

Среди множества вариантов ИДД оружейного облика, из которых только авторы настоящей монографии исследовали более 400, с целью ясности и краткости изложения рассмотрим два наиболее характерных (рис. 5.8 и 5.9).

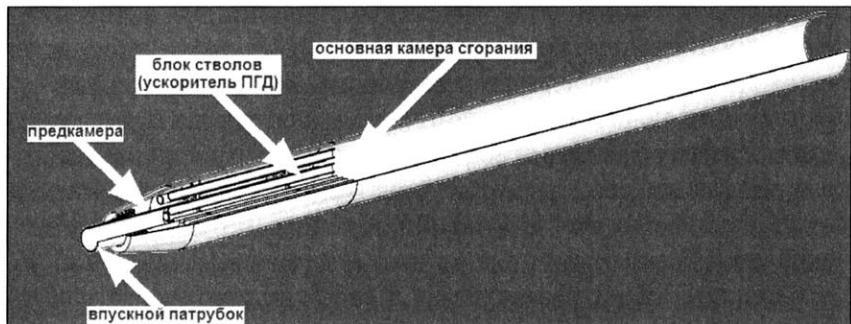


Рис. 5.8. Один из простейших вариантов ИДД «ружейной» схемы со стволовым клапаном ООО НПФ «Ротор»

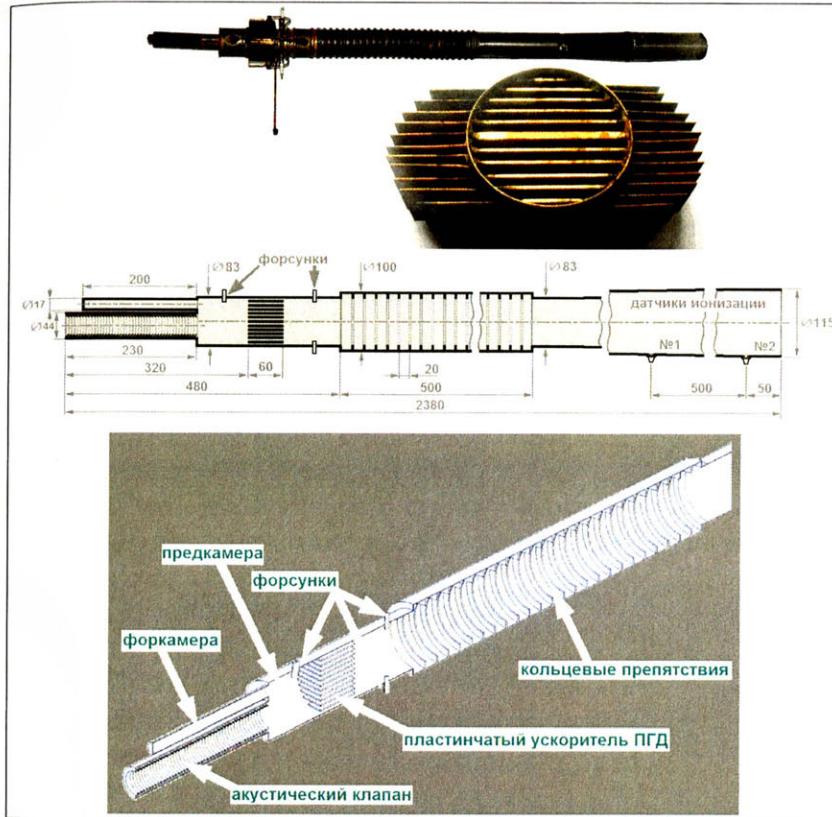


Рис. 5.9. Конструктивный вариант экспериментального образца форкамерного ИДД конструкции ООО НПФ «Ротор» [148]

Фазы самоподдерживающегося цикла в ИДД простейшей схемы (рис. 5.8) представлены на рис. 5.10.

В фазе I позади блока стволов возникает зона с давлением ниже атмосферного, что соответствует состоянию перед началом продувки и наполнения; сопло находится в режиме выхлопа с околозвуковым истечением; начало генерации торOIDального вихря. Впускной патрубок при этом заперт возвратным течением, но зона за блоком стволов (БС) наполняется газовоздушной смесью. Затем давление падает и высокотемпературные струи, образованные из продуктов неполного сгорания, реверсивно поступают в зону основного горения, вызывая упоминавшуюся ранее

лавинообразную активацию заряда ТВС за блоком стволов. Столб газа в резонаторе, благодаря высокой инерции, здесь и далее сохраняет одностороннее движение.

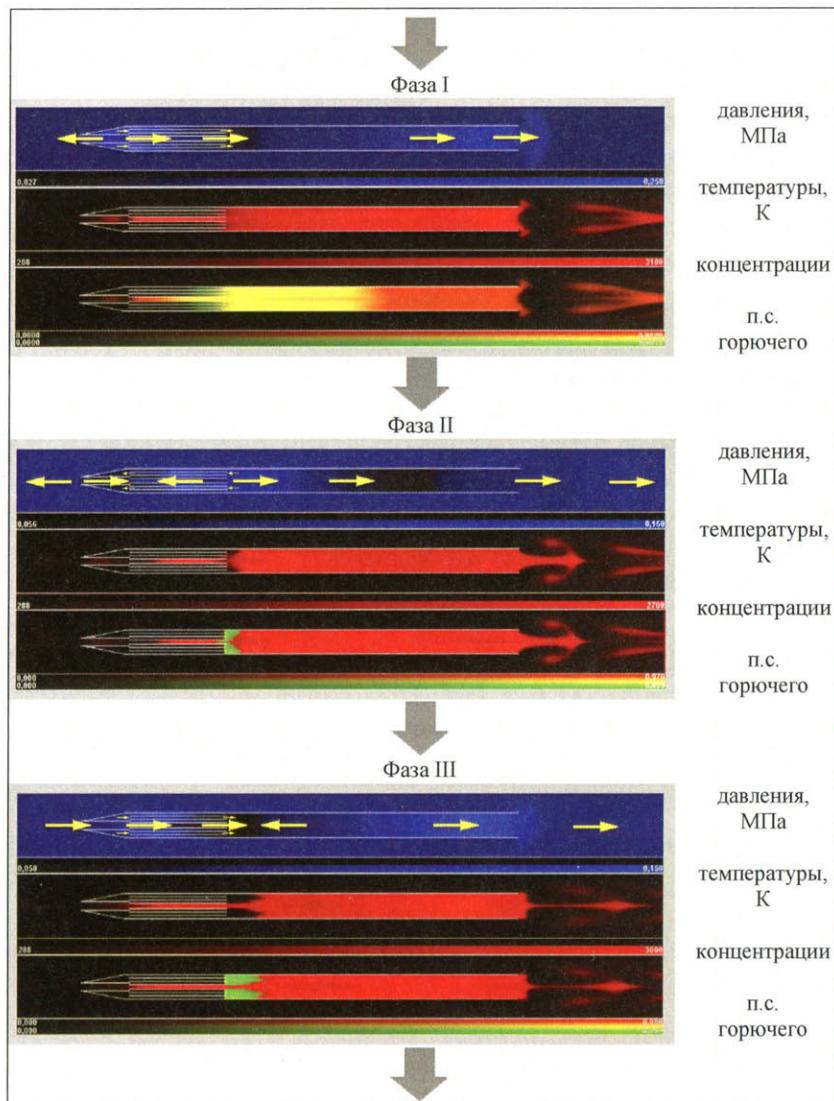


Рис. 5.10. Циклический процесс в ИДД ствольного типа
(п.с. – продукты сгорания)

В фазе II продолжается наполнение горючим сплошной зоны за внутрикамерным срезом БС. Волна сжатия движется от конуса внутри блока стволов, так как зона пониженного давления находится внутри носового конуса, т. е. поверхности передачи тяги. В результате возникает реверс тягового усилия. Свой вклад в создание обратной тяги вносит реверсивное течение с образованием внешней зоны разрежения ввиду продолжающегося реактивного выхлопа из входного акустического клапана, выполненного в виде трубки. Отрицательные градиенты давлений также вызывают заполнение предкамеры очередным зарядом горючей смеси, находящейся в начальной стадии реакции взаимодействия.

Одновременно с внутренней стороны БС также происходит заполнение каналов стволов переобогащенной смесью из основной камеры. Вдоль резонатора к блоку стволов с нарастающей скоростью бежит волна разрежения. Тороидальный вихрь начинает отделяться от осевых структур реактивной струи. Данная фаза критичным образом определяет условия проектирования ИДД в части совершенства рабочего процесса путем воздействия на факторы, уменьшающие отрицательную ветвь циклограммы силы тяги.

В фазе III начинается активный торт цикла, ассоциированный с интенсивным газообменом и генерацией тяги. В зоне подвода горючего продолжается образование зоны разрежения, наполняемой свежим зарядом ТВС. В этот момент в основной камере преобладают начальные стадии процесса горения. ТВС, реагирующая в начальных стадиях, благодаря емкостным свойствам стволов множественными струями продолжает поступать в основную зону реакции, активизируя кинетику. Волна сжатия бежит по резонатору к сопловому срезу. Достигается субстанциональный разрыв реактивной струи с отделением вытянутого центрального ядра с присоединенным к нему тороидальному вихрем.

В длинных трактах ИДД процессы наполнения и реактивного выхлопа совершаются синхронно, т. е. имеет место зонально разнесенный параллелизм при основной частоте процесса 260...270 Гц. Большая относительная длина тракта ИДД объясняется необходимостью получения разгонного участка для генерации детонационной волны.

Судя по диспозиции полей на фазовых срезах (рис. 5.10), главным дефектом данного конструктивного исполнения ИДД является неудовлетворительный газообмен в диффузорной камере и БС. Кроме того, не лишним условием представляется также некоторая стимуляция вялотекущей химической реакции в указанных зонах тракта. Такого рода соображения приводят к облику форкамерного ИДД с tandemным расположением пластинчатого и ребристого ускорителей ПГД (рис. 5.9) [147]. В данном образце удалось получить самоподдерживающуюся детонацию (рис. 5.11) жидкого горючего – бензина как в чистом виде, так и топливных композиций на его основе (рис. 5.12, табл. 30).



Рис. 5.11. Огневые испытания форкамерного ИДД ООО НПФ «Ротор», работающего в набегающем воздушном потоке со скоростью 150 м/с

Таблица 30

Варианты топливных композиций

Композиции		Состав, %					
Варианты	№ цветовая маркировка на рис. 5.12	1	2	3	4	5	6
		—	—	—	—	—	—
Бензин АИ-95		50	50	35	65	75	100
Метанол		50	—	10	10	10	—
Метилтретбутиловый эфир		—	50	10	10	10	—
Ацетон		—	—	40	10	—	—
Цетан		—	—	5	5	5	—

Здесь для сравнительной оценки топливных композиций использовался аналог дроссельной характеристики, в котором максимальная амплитуда пульсаций тяги выступает в качестве эквивалента потенциальных пропульсивных возможностей детонационного двигателя (рис. 5.12).

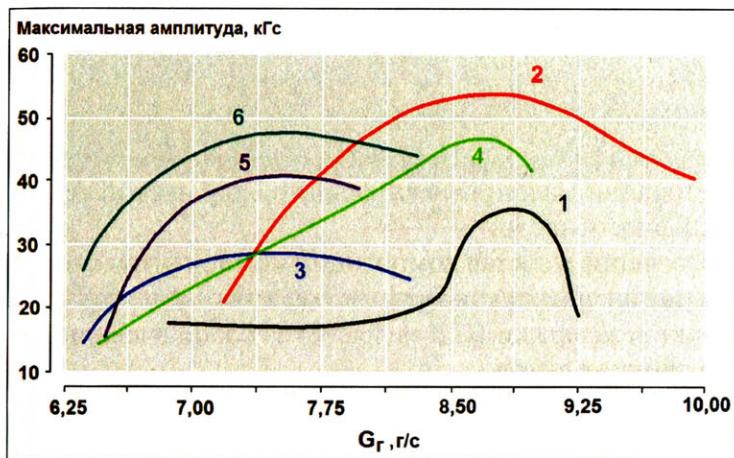


Рис. 5.12. Максимальные значения амплитуд пульсаций тяги экспериментального ИДД ООО НПФ «Ротор» для различных топливных композиций (состав и обозначения указаны согласно табл. 30)

В указанных экспериментах средняя скорость детонации, зафиксированная стендовой системой регистрации ПГД на основе двух ионизационных датчиков с измерительной базой 500 мм (рис. 5.9), превысила 1470 м/с (рис. 5.13).

В результате исследований было установлено:

- наилучшими тяговыми характеристиками обладает смесь бензина с метилтретбутиловым эфиром в равных пропорциях с пологим характером дросселирования в области больших расходов;
- наихудший результат дает смесь бензина с метанолом и/или ацетоном вследствие низкой калорийности;
- чистый высокооктановый бензин в сравнении с композицией № 1 позволяет минимизировать расход горючего;

- использование композиций № 3–5, содержащих цетан, который по определению предназначен для обеспечения задержки ПГД в условиях штатного рабочего процесса с дефлаграционным горением, не приводит к сколько-нибудь ощутимому улучшению энергетики ИДД.

Подобные эксперименты позволяют прийти к следующим выводам:

- тяговые возможности ИДД, так же как и двигателей с дефлаграционным горением, решающим образом определяются энергетикой топлива;
- топливные композиции с низким энергетическим порогом детонации малопривлекательны в силу низкой теплотворной способности;
- включение в состав композиций компонентов с повышенными антидетонационными свойствами для целенаправленной задержки ПГД не влечет за собой очевидных энергетических выгод.

Ускорение фронта пламени воздействием препятствий, выполненных в виде гофра (рис. 5.9), позволяет повысить его конечную скорость до 1500...2000 м/с. Как уже отмечалось, значительная протяженность тракта обуславливает несколько вспышек ТВС в течение полного цикла газообмена. Например, для данного типа ИДД характерны три вспышки за цикл (рис. 5.14, 5.15).

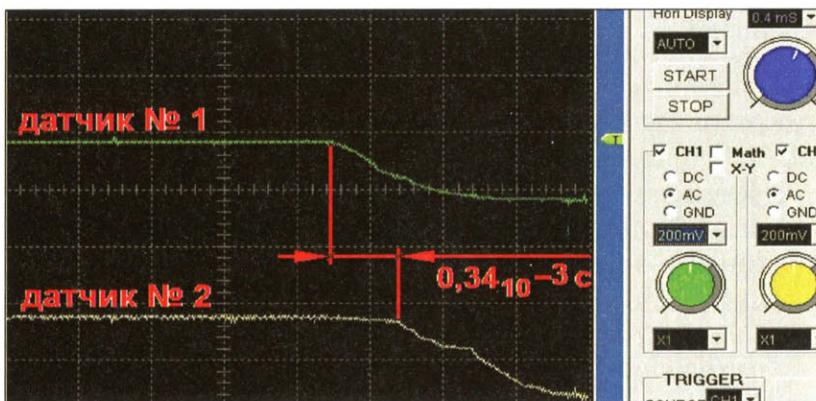


Рис. 5.13. Вид осциллограммы после поочерёдного прохождения фронтом пламени ионизационных датчиков № 1 и 2

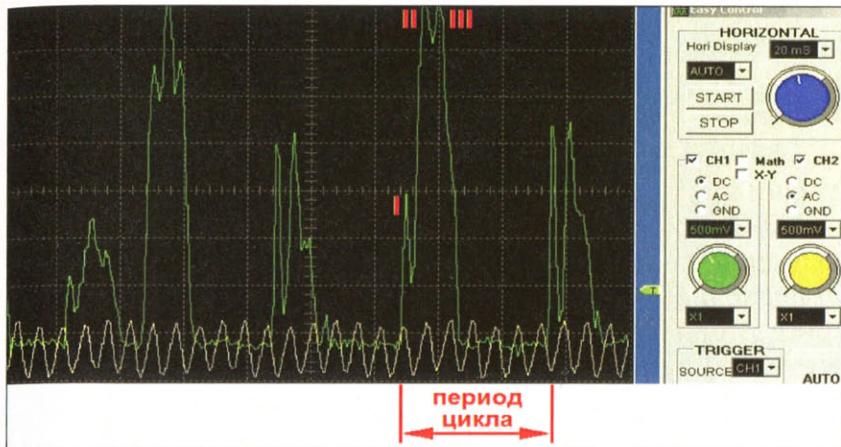


Рис. 5.14. Натурная осциллограмма тягового усилия



Рис. 5.15. Три вихревых кольца в кадре кинограммы реактивной струи ИДД [147]

Наибольшая амплитуда пульсаций тяги достигается вторым пиком осциллограммы (рис. 5.14), т. е. взрывом топливо-воздушной смеси в предкамере, а часто и третьим, означающим догорание в основной камере сгорания. Три последовательно протекающие вспышки ТВС за период цикла двигателя отчетливо наблюдаются и на кадрах кинограммы реактивной струи (рис. 5.15). За срезом сопла двигателя в непосредственной близости располагаются одновременно на внешней границе реактивной струи три вихревых образования, происхождение

которых можно объяснить либо следствием нескольких взрывов в рамках одного рабочего цикла в камере сгорания, либо, что более вероятно, возникновением дисков Маха при сверхзвуковом импульсном истечении.

Своеобразна эргономика огневых испытаний ИДД. Фотографии (рис. 5.11, 5.15) получены съемкой на бытовую кинокамеру через бронестекло пультовой комнаты. Акустическое излучение двигателя было настолько сильным, что вызывало периодические отказы кинокамеры даже в пультовой, где компьютерная техника проявляла полную неработоспособность, чем была вызвана необходимость использования дистанционной регистрации параметров процесса с помощью кабельной сети. Что касается воздействия на персонал, то попытки приближения к работающему двигателю привели к получению легкого сотрясения мозга с полным набором соответствующих симптомов.

Отдельные фазы ПГД, смоделированного с помощью авторской технологии численного эксперимента ([148], приложение), представлены на рис. 5.16.

Помимо ИДД с линейным трактом запатентовано также множество образцов с более сложной топологией, рассмотрение которых не укладывается в формат предлагаемой монографии. В качестве иллюстрации приведем один из вариантов ИДД на трехкомпонентном топливе «воздух–кислород–этилен» (рис. 5.17) [149]. Кислород используется здесь для обогащения. Для инициализации ПГД применяется форкамера (поз. 6). Частоты детонационных импульсов в форкамере и основной КС в данном примере рассогласованы и составляют соответственно 100 и 30 Гц [149].

В заключение краткого обзора автономных прямоточных ИДД следует отметить, что перспективы их целесообразного применения ассоциируются главным образом с областью сверх- и гиперзвуковых скоростей полета. С целью обеспечения необходимой расходонапряженности предлагаются структурные схемы прямоточных ИДД [150] с единственной или многими детонационными камерами сгорания (рис. 5.18, а, б).

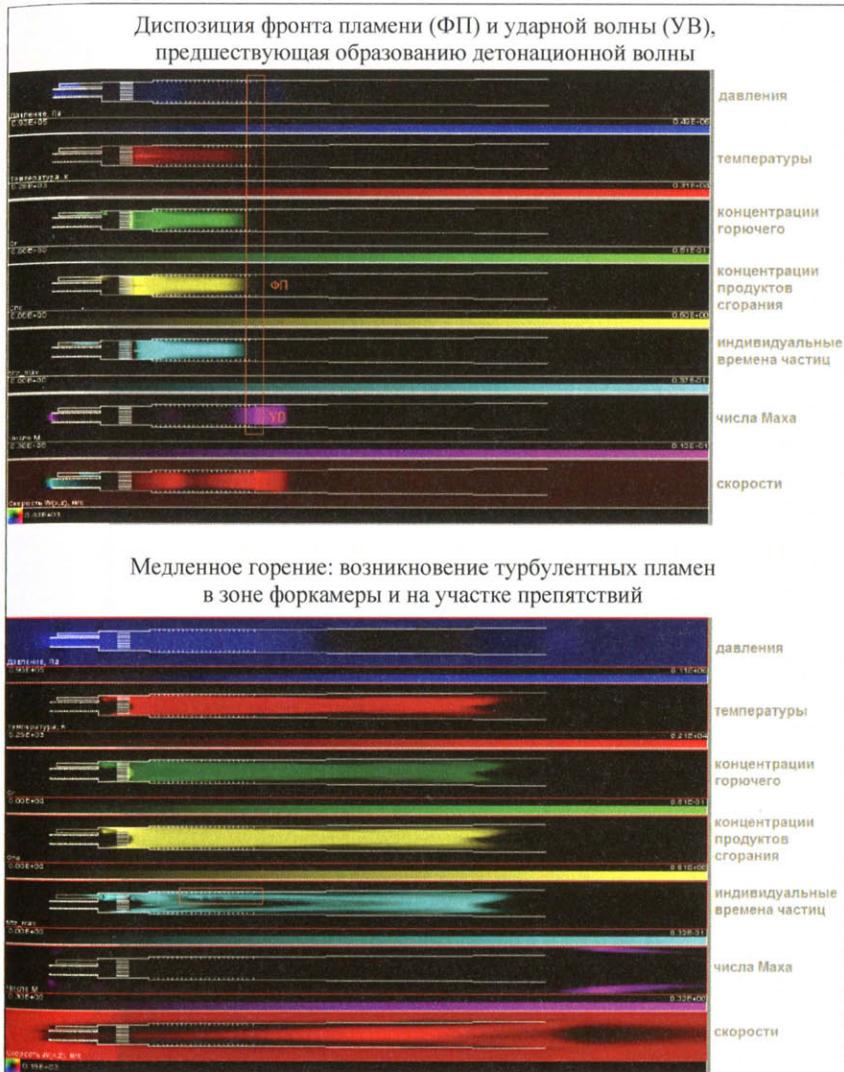


Рис. 5.16. Фазы процесса в ИДД (численный эксперимент)

В обоих случаях входной отсек КС имеет кольцевой канал для сбора истекающих через перфорацию продуктов сгорания в процессе гашения ДВ. Рабочий цикл начинается инжекцией водорода на входе в КС через стенки поперек потока. Применение пакетной конструкции (рис. 5.18, б) вызвано стремлением

к получению равномерного потока на входе в реактивное сопло и повышению частоты процесса путем фазового сдвига циклов отдельных КС.

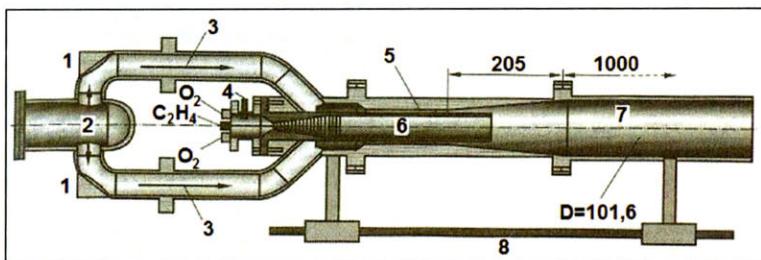


Рис. 5.17. Одна из схем экспериментального бесклапанного ИДД [149]: 1 – форсунка; 2 – подогретый воздух; 3 – ТВС; 4 – свеча зажигания; 5 – изолятор; 6 – форкамера; 7 – основная камера; 8 – направляющие

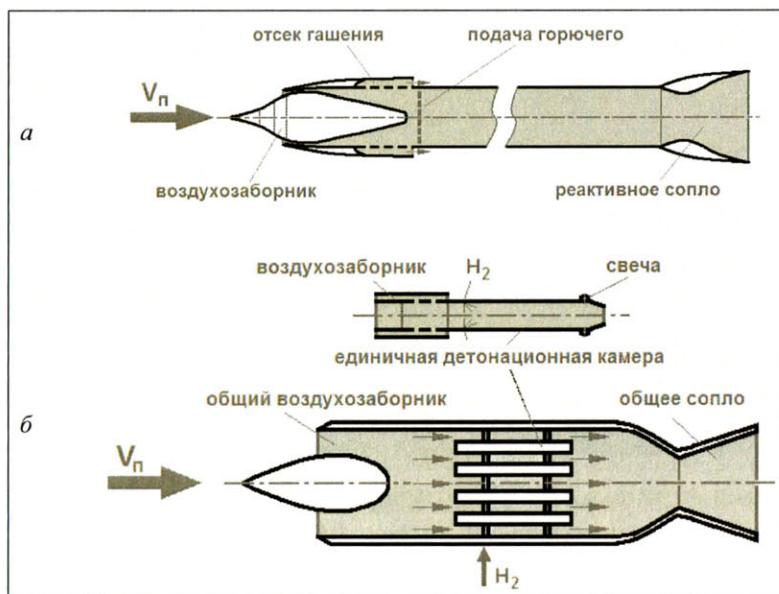


Рис. 5.18. Схемы прямоточных ИДД [150]:
а – однокамерного; б – многокамерного

5.2. Пульсирующие детонационные двигатели с механически детерминированными фазами газораспределения

Несмотря на отсутствие выдающихся практических результатов, нередко взоры изобретателей устремлялись к камерам сгорания с золотниковым газораспределением, как принудительным, так и автоматическим. Первые из них в идеином плане тривиальны, зато последние представляют некоторый интерес, хотя бы в силу того, что содержат схему саморегулирующейся системы с устойчивым рабочим процессом. Заметим, что это не всегда свойственно тепловым машинам с золотниковым газораспределением. К примеру, свободнопоршневой генератор газа в отсутствие внешней синхронизации собственной устойчивостью не обладает.

Принцип принудительного задания фаз газораспределения с использованием клапанных систем золотникового типа, не нашедший практического воплощения в ПуВРД с дефлаграционным процессом, но отнюдь не преданный забвению, породил ряд интерпретаций и в классе двигателей с детонационным горением. Причина этому видится в недостаточной изученности ПГД и безуспешности предпринятых на данный момент попыток получения саморегулирующегося высокочастотного рабочего процесса с детонацией на чисто газодинамических принципах.

Ситуация с золотниковыми ПуДД несколько напоминает эпоху раннего становления винтомоторных силовых установок, когда не было определенности, какое звено должно вращаться – блок цилиндров или коленчатый вал. В настоящее время известны следующие варианты кинематических схем ПуДД с детерминированными фазами газораспределения:

- с вращающимся распределительным золотником;
- с ротативным блоком детонационных камер («стволов») наподобие высокотемповых артиллерийских систем Гатлинга;
- с неподвижным блоком камер сгорания и принудительным управлением золотниковыми устройствами – по аналогии с артсистемами Норденфельдта;
- с самовращающейся камерой-золотником.

Схемы такого рода двигателей включают специальные механические устройства для обеспечения термодинамического цикла, наличие которых даже на уровне исходных предложений нивелирует главное достоинство ПуВРД – простоту и легкость конструкции. Впрочем, схемы с золотниковым газораспределением, перспективы которых весьма сомнительны в авиации и ракетостроении, могут найти применение в энергетике и морском транспорте. Однако, учитывая общее «концептуальное» состояние проблемы, объективности ради следует кратко охарактеризовать и эту альтернативу.

Например, официально объявлено о проведении программы создания ротационного детонационного двигателя (РДД – rotating detonation engine – RDE) [151] Научно-исследовательской лабораторией (NRL) ВМС США [151; 152].

Рабочий процесс РДД (рис. 5.19) основан на уже упоминавшемся эффекте спиновой детонации, осуществляющемся за счет создания бегущей ДВ в объеме камеры сгорания (рис. 5.20). Для генерации спиновой ДВ в кольцевой КС РДД может использоваться вращающийся золотник на входе (рис. 5.19) либо ротационный вариант самой камеры (рис. 5.20). На данном этапе РДД не рассматриваются в качестве автономных энергетических машин, предназначаются для замены традиционных камер сгорания в составе ГТУ [151; 152 и др.].

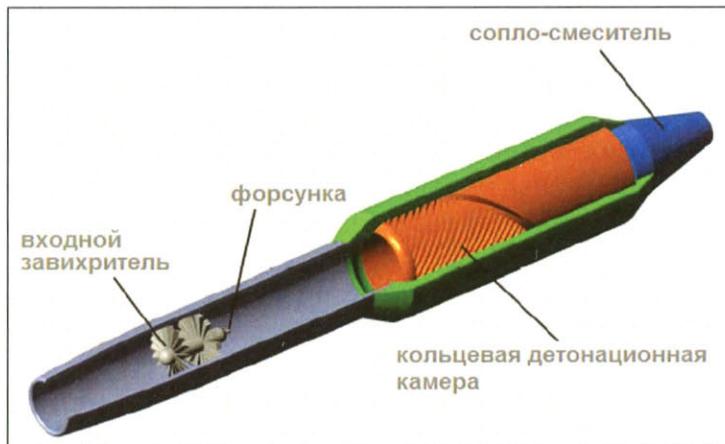


Рис. 5.19. Принципиальная схема RDE [152]

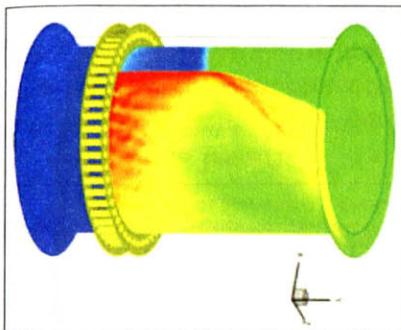


Рис. 5.20. Бегущая спиновая детонация в ротационной камере сгорания РДД

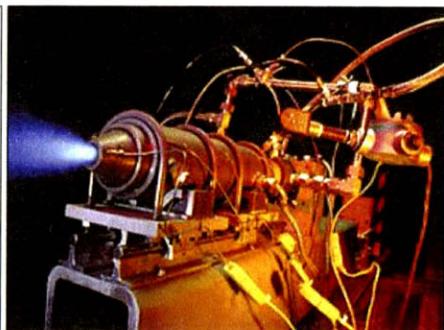


Рис. 5.21. Экспериментальный РДД NRL [153]

Ожидаемый эффект от внедрения РДД составляет 10 % по мощности и 25 % по экономичности по отношению к обычным ГТД [151; 152 и др.]. Стадия освоения РДД ограничивается научно-исследовательскими работами по созданию экспериментальных образцов-демонстраторов (рис. 5.21).

Следующий вариант ПуДД с кинематическим заданием фаз газораспределения включает компрессор, клапанное распределительное устройство и собственно детонационные трубы (рис. 5.22). Длина детонационных труб определяется расстоянием перехода плоского фронта пламени в детонацию в трубе, закрытой с одного торца, и может составлять 2...4 м в зависимости от диаметра, давления воздуха и вида горючего. Кроме значительной длины труб, усматриваются еще и такие недостатки, как сомнительная надежность клапанного устройства и частотные ограничения, свойственные механическим системам в условиях высокointенсивных тепловых и динамических нагрузок.

Исследования по тематике атмосферных ИДД для авиации, работающих на углеводородном горючем, проводятся в Seattle Aerosciences Center (SAC, США) в рамках программы PDE (Pulse Detonation Engine) [125]. Теоретически двигатели PDE способны самостоятельно функционировать во всех фазах полета, от момента взлета до скоростей $M = 3..4$, и позиционируются как вариант перспективного оснащения крылатых ракет. В начале 2003 года состоялись испытания экспериментального

пятикамерного образца РД-180 (рис. 5.23), работающего на этилене, при скорости набегающего потока $M = 2,5$. При этом была получена тяга 226...272 кНс. Использование многокамерной конструкции объясняется низкой частотой детонационного горения.

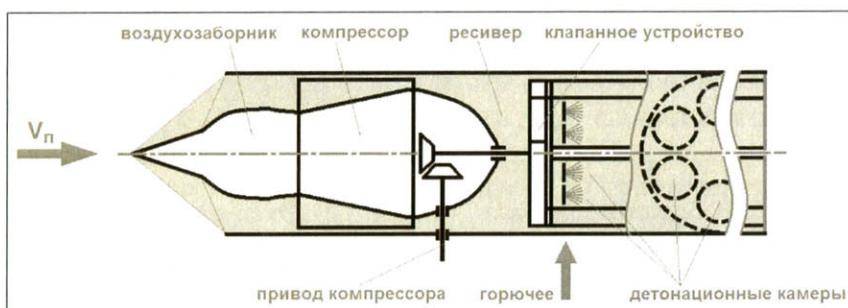


Рис. 5.22. Схема ПуДД с предварительным поджатием воздуха



Рис. 5.23. ПуДД с врачающимся распределительным золотником

Разработка малоизвестной компании «Шок» (Shock) (рис. 5.23) тоже позиционируется как полноразмерный двигатель для истребителей 6-го поколения. Однако, по имеющимся сведениям, частота пульсаций не превышала 20...30 Гц, что свидетельствует о весьма далекой от практического воплощения стадии работы. Сведения о работах по созданию перспективных образцов ПуДД, естественно, проводящихся

в рамках военных программ, скучны и отрывочны. Вполне очевидно, что оба образца двигателя (рис. 5.23, 5.24) испытывались на одном и том же огневом стенде (узнаваемые интерьеры, стапель, число камер), хотя формально фирмы-разработчики разные.

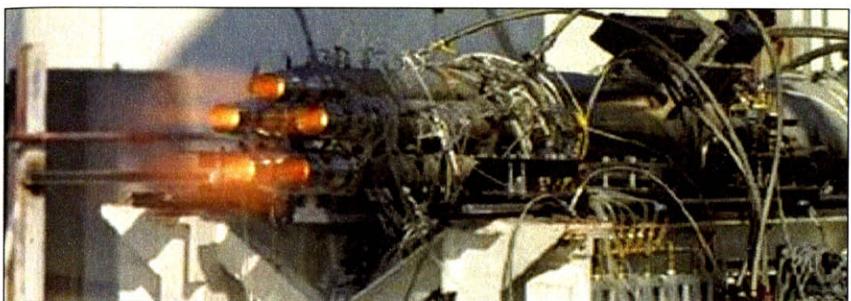


Рис. 5.24. Ротативный ПуДД фирмы «Шок»

Первый зарегистрированный полет ЛА с ПуДД осуществлен 31.01.2008 года на экспериментальном пилотируемом самолете Long-EZ BOREALIS, разработанном Исследовательской лабораторией BBC США (Air Force Research Laboratory) совместно с фирмой Innovative Scientific Solutions Inc. [154].

В роли основного двигателя на борту BOREALIS был установлен четырехкамерный ПуДД с принудительным приводом золотников (рис. 5.25). В качестве горючего использовался чистый октан. Двигатель работал с тактовой частотой 80 Гц и при этом развивал среднеинтегральную тягу 89 кГс (в импульсе – 534 кГс). Уровень шума, как и положено для детонационного режима горения, составил 195...200 дБ [155]. В организации рабочего процесса прослеживается все та же схемная аналогия с высокотемповыми системами механизированного и автоматического оружия. В данном случае ассоциации связаны с многоствольной картечницей Норденфельдта, имеющей неподвижный блок стволов.

Насколько можно понять из выложенных в сети фотографий (рис. 5.26), комплекс внешних неспециализированных агрегатов, обслуживающих детонационный двигатель, представляет

собой громоздкий и массивный конгломерат, не оставляющий свободных объемов для размещения топливного бака сколько-нибудь существенной емкости. В раскапотированной коробке агрегатов просматривается центробежный компрессор, по-видимому, с приводом от поршневого двигателя.



Рис. 5.25. Четырехтрубный ПуДД с принудительным приводом золотников [154]

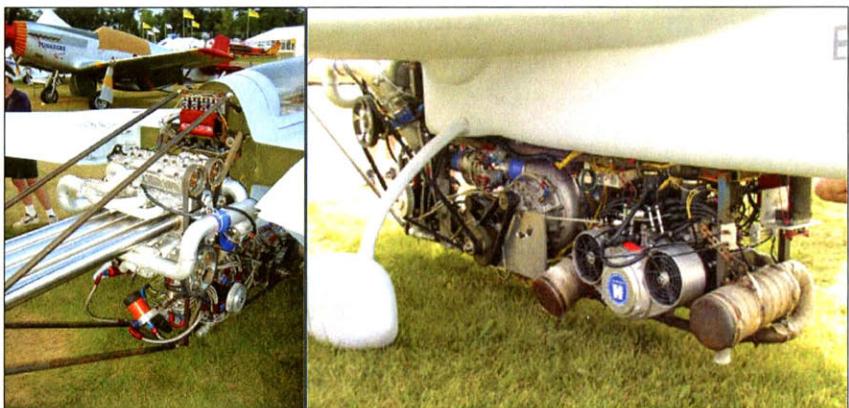


Рис. 5.26. Двигательная установка ПуДД на самолете Long-EZ [154]

Самолет-демонстратор BOREALIS (рис. 5.26, 5.27) построен на базе распространенной среди любителей авиации цельнокомпозитной платформы Long-EZ знаменитого Бурта Рутана (Burt Rutan) [154]. Ввод в полет был осуществлен с использованием

ракетного ускорителя, а сам ПуДД проработал 10 секунд на высоте 30 м [155]. Низко сидящая коробка агрегатов, встроенная в планер самолета, странным образом сочетается с основными стойками шасси рессорного типа, в связи с чем летчик-испытатель, ухитившийся совершить полет на данном аппарате, включая взлет и посадку, безусловно, достоин всяческих похвал. Обращает на себя внимание тот факт, что демонстратор после совершения первого полета сразу был сдан в авиационный музей в том же 2008 году [154]. Кстати, снимок в полете над заснеженными горными вершинами (рис. 5.27), очевидно, получен с помощью приложения Photoshop или ему подобного.



Рис. 5.27. Экспериментальный самолет Long-EZ с ПуДД [154]

К числу сравнительно недавних изобретений относится оригинальная пульсирующая камера сгорания В.И. Богданова, выполненная в виде самовращающегося золотника [156–158] (рис. 5.28). В соответствии с первоначальным замыслом устройство предназначалось для использования в качестве агрегата запуска поршневого двигателя в условиях низких температур [156]. В процессе вращения золотника (поз. 4, рис. 5.28) последовательно происходит наполнение камеры, впрыск горючего форсункой (поз. 6), воспламенение свечой (поз. 7) и сгорание в закрытом объеме, реактивный выхлоп. Привод камеры-золотника обеспечивается конструктивным элементом, представляющим собой своеобразную турбину, в которой рабочая решетка образована единственным профилем (поз. 5), создающим врачающий момент в такте реактивного выхлопа.

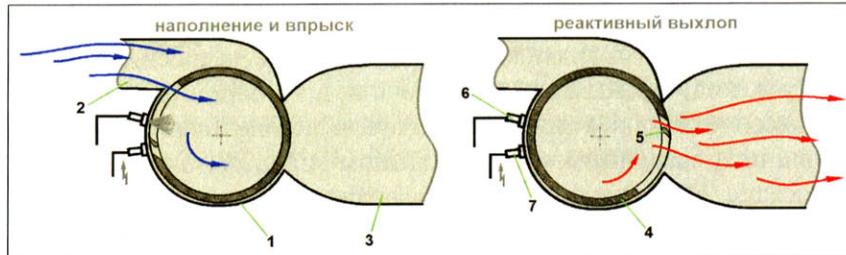


Рис. 5.28. Принципиальная схема ПуВРД золотникового типа [156]:

- 1 – наружный кожух;
- 2 – выпускной тракт;
- 3 – выхлопная труба;
- 4 – вращающийся золотник;
- 5 – профилированное сопло привода золотника;
- 6 – форсунка;
- 7 – искровая свеча

В типоразмере газогенератора с объемом камеры сгорания 200 см³ была получена частота пульсаций 200 Гц, что в принципе можно расценивать как достаточно благоприятные условия газообмена для реализации пульсирующего двигателя на этой базе. Высокую частоту процесса автор изобретения объясняет достижением детонационного режима горения [157]. Причем отмечается, что тяга такого ПуДД с ЭУТ (рис. 5.29) в стендовых условиях троекратно превысила рассчитанную по внутридвигательным параметрам на основании допущения о квазистационарности процесса истечения. Впрочем, этот результат совершенно очевиден ввиду волновой природы течения, использованной экспериментаторами для резонансной настройки.



Рис. 5.29. Экспериментальный золотниковый ПуДД с эжекторным усилителем тяги ОАО «НПО «Сатурн» [157; 158]

В сентябре 2013 года было сообщение о начале испытаний детонационного двигателя в ОКБ «Сатурн», что вызывает ассоциации с ПуДД на рис. 5.29.

Конечно, демонстрация работоспособности экспериментального образца в стационарных условиях и пригодность золотникового ПуВРД с ЭУТ в качестве основного или вспомогательного двигателя летательного аппарата – существенно различные вещи. Серьезными противопоказаниями являются антагонистические факторы вращающихся механизмов и текучесть конструкционных материалов на фоне проблематичных массовых характеристик.

5.3. Комбинированные детонационные двигатели на базе ТРД

Для обеспечения самоподдерживающегося детонационного режима горения наддув от внешнего источника является весьма желательным фактором. В связи с этим вполне оправданными выглядят попытки внедрения пульсирующих детонационных камер в состав ТРД в роли средства форсирования. Возможна, например, установка блока детонационных труб во втором контуре ТРДД позади вентилятора (рис. 5.30).



Рис. 5.30. Турбовентиляторный двигатель, скомбинированный с блоком пульсирующих детонационных камер во втором контуре [161]

Более «реалистичный» вид имеют ряд запатентованных пульсирующих детонационных двигателей (ПуДД) инвертированной схемы, сходных по конструкции [159; 160 и др.]. Собственно, тяговый модуль, в котором осуществляется ПГД, состоит из реактора и резонатора, соединенных между собой через кольцевое сопло [159; 160], (рис. 5.31). Рабочий процесс в устройствах подобного типа, согласно [159], осуществляется следующим образом (рис. 5.32).

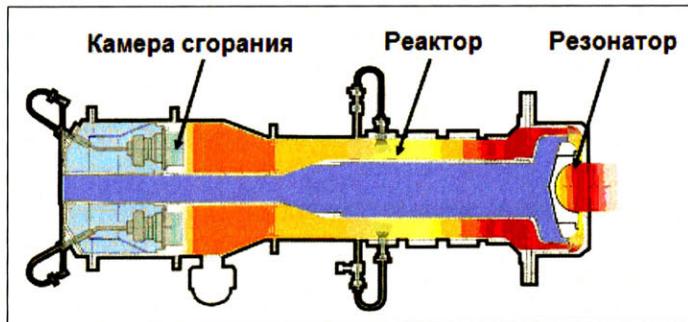


Рис. 5.31. Схема ИДД (ПуДД) с высокочастотным резонатором [159]

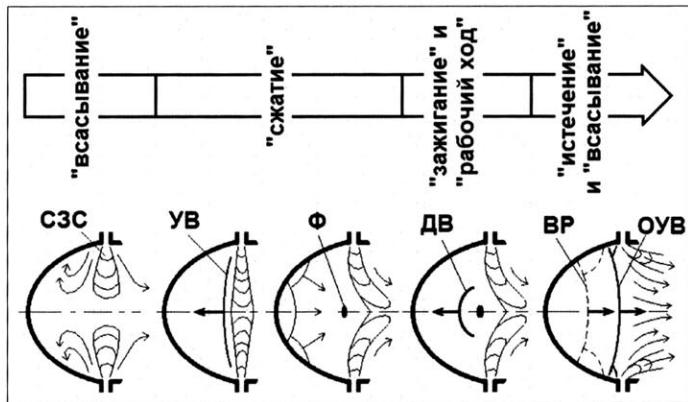


Рис. 5.32. Принцип действия тягового модуля ПуДД [160]

Предварительно сжатый воздух и горючее подаются в реактор, где происходит разложение компонентов ТВС на химически активные составляющие путем пиролиза для получения готовой рабочей смеси. Далее подготовленная смесь через кольцевое сопло

в виде радиальных сверхзвуковых струй подается в резонатор, реализующий эффект Гартмана – Шпренгера с образованием ударных волн, под действием которых происходит нагревание и сжатие. После отражения от донной поверхности резонатора вогнутой формы УВ фокусируются в узкой зоне, где происходит дальнейшее накопление энергии, вызывающее возникновение ДВ, которая распространяется в обоих продольных направлениях с соответствующим нарастанием температуры и давления. ДВ препреждает путь поступления сверхзвукового потока в резонатор, образуя «газовый замок». После отражения от донной стенки ДВ превращается в УВ, движущуюся по сгоревшей смеси в сторону выхода, и увлекает ее за собой с импульсным истечением в атмосферу со сверхзвуковой скоростью, что позволяет обходиться без сопла Лаваля. Сила тяги создается воздействием ДВ на внутреннюю донную поверхность резонатора. За отраженной УВ следует волна разрежения (ВР), которая обеспечивает открытие «газового замка» и наполнение резонатора свежим зарядом ТВС.

Для функционирования тягового модуля необходим наддув, что привело к появлению ряда схем ТРД в комбинации с форсажными камерами на основе резонатора Гартмана в автономном и интегральном исполнениях. В первом случае ТРД имеют форсажные тяговые модули, выполненные в виде отдельных агрегатов, к которым воздух подводится от компрессора [125, 132]. В интегральных схемах [125] в качестве реактора выступает зона проточной части за турбиной, а блок резонаторов располагается на месте обычной форсажной камеры (рис. 5.33).

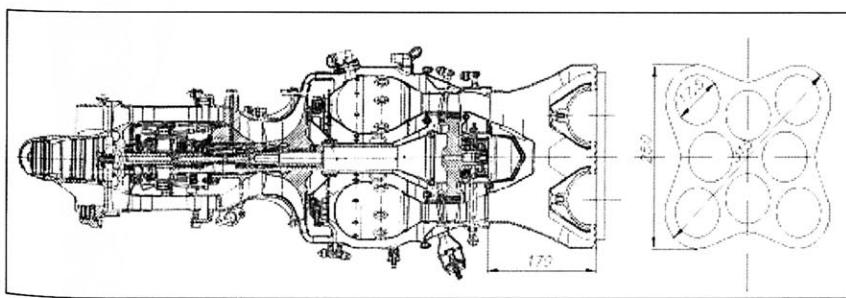


Рис. 5.33. Реалистичное изображение комбинированного ТРД на основе газогенератора МД-120 с резонаторами Гартмана [160]

Сообщается [132], что частичная работоспособность модельных ПуДД, работающих на ацетилене и керосине, получила подтверждение в натурном эксперименте, где при диаметре резонатора 70 мм была зарегистрирована цикличность импульсов 24...25 кГц с повышением давления до «сотен атмосфер». Удельный импульс ПуДД, по представлениям авторов [132], может достигать 1600...2000 м/с.

5.4. Взгляд на состояние проблемы создания детонационного двигателя

Для оценки реалистичности программ небесполезно обращаться к публикациям десятилетней давности. Например, упоминавшаяся программа ВМС США по атмосферным ИДД РДЕ предусматривала создание ПКР со скоростью полета $M = 2,5\ldots 4$ на высоте 12,2 км и дальностью действия 1300...1500 км, причем летные испытания должны были состояться в 2006 году, а принятие комплекса на вооружение – в 2010 году [125].

В 2001 году сообщалось также [162] о скором создании планирующих авиабомб, оснащенных ИДД. Имеются и другие примеры несбывшихся прогнозов, но подробное их перечисление не имеет особого смысла, так как прикладная сторона результатов исследований всюду неположительна.

Упоминавшийся самолет-демонстратор BOREALIS с ПуДД, на котором был выполнен единственный испытательный полет в 2008 году и который незамедлительно затем был сдан в музей, тоже сам по себе факт красноречивый.

Не преодоленными на настоящий момент универсальными проблемами в области импульсных детонационных двигателей по-прежнему остаются неприемлемо низкие частоты рабочих процессов и чрезвычайно высокий уровень шума.

Информационное поле в части практического воплощения двигателя с детонационным горением столь же туманно, как и каких-нибудь 15 лет назад. Констатацию такого положения вещей можно рассматривать в качестве эпилога, хотя, безусловно, следует внести некоторую поправку, учитывающую закрытый характер тематики и типичную манеру американцев, и не только их, выкладывать материал по мере получения тупиковых результатов.

Послесловие



Несмотря на солидную предысторию, множество термо-газодинамических преференций и внешнюю простоту конструкции, воздушно-реактивные двигатели периодического действия с волновыми явлениями в качестве доминирующего фактора рабочего процесса распространения не получили.

Тем не менее в эпоху безраздельного господства ГТД, исходя из элементарных оценок термодинамической эффективности, согласно которым около 60 % вырабатываемой мощности расходуется на привод компрессора, выглядят убедительно ревизионистские умонастроения изобретателей, вполне резонно усматривающих перспективную альтернативу в виде двигателей прямой реакции с волновыми принципами газообмена.

Работы в области ВРД с детонационным горением следует рассматривать как одно из проявлений такого рода неудовлетворенности. Причем пульсационные формы организации рабочего процесса представляются наиболее адекватными условиям устойчивого перехода горения в детонацию.

Не столь приоритетная, но вполне реальная перспектива ПуВРД связана с масштабным вырождением ГТД в классе тяг ниже 50 кГс, сдерживающим развитие легкой всепогодной беспилотной авиации, интенсивно развивающейся ввиду миниатюризации полезной нагрузки. Дополнительным ресурсом развития может послужить интеграция ПуВРД с планером, использование усилителей тяги.

Любое из перечисленных направлений развития, которые, кстати, могут быть разнообразно дополнены, неизбежно предполагает для своей успешной реализации использование

прогрессивных технологий проектирования с акцентом на опережающие численные исследования.

Незначительную роль ПуВРД в системе научно-технических достижений, определяющих облик современной цивилизации, не следует рассматривать как объективное проявление концептуального несовершенства. Любая значимая проблема инженерной науки не может быть в полной мере понята и оценена с сугубо технических позиций. Пульсирующие ВРД во многом остаются «вещью в себе», и, похоже, время их понимания еще не пришло. На фоне множества продекларированных в XX веке, но несостоявшихся научно-технических «свершений» в целом неудачный опыт создания конкурентоспособных ВРД на волновых принципах выглядит весьма скромно. Есть мнение [163], что это лишь одно из многочисленных проявлений общего упадка цивилизации, но это уже отдельная тема.

Библиографический список

1. Бородин, В. Пульсирующие воздушно-реактивные двигатели летающих моделей самолетов / В. Бородин. – Харьков : ДОСААФ, 1974. – 104 с.
2. Фоа, Дж. В. Двигатели с периодическим рабочим процессом / Дж. В. Фоа // Реактивные двигатели / под ред. О. Е. Ланкастера. – М. : Военное изд-во Минобороны СССР, 1962. – С. 347–402.
3. Ogorelec, B. Valveless Pulsejet Engines 1.5. A historical review of valveless pulsejet designs [Электронный ресурс] / B. Ogorelec.
4. Иноземцев, Н.В. Курс тепловых двигателей / Н.В. Иноземцев. – М. : Оборонгиз, 1954. – 479 с.
5. Манушин, Э.А. Теория и проектирование газотурбинных и комбинированных установок / Э.А. Манушин, В.Е. Михальцев, А.П. Чернобровкин. – М. : Машиностроение, 1977. – 447 с.
6. Ненахов, Ю.Ю. Чудо-оружие третьего рейха / Ю.Ю. Ненахов. – Минск : Харвест, 1999. – 624 с.
7. Павлущенко, М. Беспилотные летательные аппараты: история, применение, угроза распространения и перспективы развития / М. Павлущенко, Г. Евстафьев, И. Макаренко // Национальная и глобальная безопасность. – М. : Права человека, 2005. – 611 с.
8. Форд, Р. Немецкое секретное оружие во Второй мировой войне / Р. Форд. – М. : АСТ : Астрель, 2002. – 141 с.
9. Козырев, В.М. Неизвестные летательные аппараты третьего рейха / В.М. Козырев. – М. : Астрель : АСТ, 2002. – 512 с.
10. Козырев, В. Панацея от военных неудач / В. Козырев, М. Козырев // Крылья Родины. – 2000. – № 11. – С. 17–19.
11. Васильев, Н. Финал EF-126 / Н. Васильев // Крылья Родины. – 2000. – № 11. – С. 20.

12. Козырев, В. Немецкие самолеты-снаряды / В. Козырев, М. Козырев // Крылья Родины. – 2001. – № 3. – С. 24–26.
13. Развитие авиационной науки и техники в СССР / под ред. М.С. Арлазорова. –М. : Наука,1980. – 496 с.
14. Широкорад, А.Б. Энциклопедия отечественного ракетного оружия 1817–2002 / А.Б. Широкорад. – М. : АСТ ; Минск : Харвест, 2002. – 544 с.
15. Карпенко, А.В. Российское ракетное оружие 1943–1993 гг. Вооружение СССР / А.В. Карпенко. – СПб. : Пика, 1993. –180 с.
16. Реактивное оружие капиталистических стран: по материалам зарубежной печати. –М. : Воениздат, 1957. – 160 с.
17. Tharratt, C.E. The propulsive dust / Aircraft Engine. 1965. 37. № 12, p. 359–371.
18. Dunbar, J.Y., Schubert W. etc. High Capacity, Low Inertia Check Valve for Jet Pulse Motors. US Pat. № 2, 505, 757, 2.04.1945.
19. Rutishauser, H. Valve. US Pat. № 2, 432, 213, 11.10.1944.
20. Rutishauser, H. Valve. US Pat. № 2, 417, 270, 23.08.1944.
21. Malik, E.A. Pulse Jet Engine. US Pat. № 2, 674, 091, 5.08.1948.
22. The CT-10 guided target // Flight international. – 25 May. – 1956. – 637 p.
23. Лети, модель! / под ред. М.С. Лебединского.–М. : ДОСААФ, 1970. –159 с.
24. Василин, Н.Я. Беспилотные летательные аппараты / Н.Я. Василин. –Минск : Попурри, 2003. –272 с.
25. Матусевич, А.Н. Советские беспилотные самолеты-разведчики первого поколения / А.Н. Матусевич. – М. : АСТ ; Минск : Попурри, 2003. – 272 с.
26. Климат СССР : в 12 т. / под ред. В.В. Орлова. –Л. : Гидрометеорологическое изд-во, 1962.
27. Talbot, M.C. Experimental Investigation of liquid fueled Pulsejet Engines / M.S. Thesis, North Carolina State University, Raleigh. 2006. –131 p.
28. Schoen, M.A. Experimental Investigations in 15 Centimeter Class Pulsejet Engines. Under the direction of Dr. W.L. Roberts. Aerospace Engineering North Carolina State University

- Raleigh, NC 2005, Aerospace Engineering North Carolina State University Raleigh, NC 2005. –134 p.
- 29. Robert, R. Erickson. A numerical investigation on the influence of engine shape and mixing processes on wave engine performance / PhD Thesis, School of aerospace engineering, Georgia institute of technology. 2004. –167 p.
 - 30. Fei Zheng Computational investigation of high speed pulsejets / PhD Thesis, North Carolina State University, Raleigh. 2009. –150 p.
 - 31. Kiker, A.P. Experimental investigation of mini-pulsejet engine / M.S. Thesis, North Carolina State University, Raleigh. 2005. – 51 p.
 - 32. Kumar, A.K.R. Experimental Investigation on Pulsejet Engines / M.S. Thesis, North Carolina State University, Raleigh. 2007. – 77 p.
 - 33. Ordon, R.L. Experimental investigations into the operational parameters of a 50 centimeter class pulsejet engine / M.S. Thesis, North Carolina State University, Raleigh. 2006. – 68 p.
 - 34. Амброжевич, А.В. Аппаратно-программный инструментарий исследования рабочих процессов пульсирующих воздушно-реактивных двигателей / А.В. Амброжевич, И.П. Бойчук, В.Ю. Силевич // Авиационно-космическая техника и технология. – 2008. – № 2(49). – С. 55–59.
 - 35. Амброжевич, А.В. Исследование взаимосвязи между частотными характеристиками и ресурсом клапана ПуВРД / А.В. Амброжевич, И.П. Бойчук, В.Ю. Силевич// Авиационно-космическая техника и технология. – № 1(58). – 2009. – С. 76–79.
 - 36. Бойчук, И.П. Сравнение механических моделей колебания лепесткового клапана / И.П. Бойчук, С.Н. Ларьков, В.Ю. Силевич// Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов. – 2009. – № 3(59). – С. 26–32.
 - 37. Силевич, В.Ю. Моделирование процесса вынужденных колебаний лепесткового клапана ПуВРД / В.Ю. Силевич// Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов. – 2011. – № 1(59). – С. 6–32.

38. Силевич, В.Ю. Материаловедческие аспекты обеспечения надёжности и ресурса ПуВРД с механическим клапаном / В.Ю. Силевич // Авиационно-космическая техника и технология. – 2010. – № 1(68). – С. 56–64.
39. Силевич, В.Ю. Метод проектирования пульсирующих воздушно-реактивных двигателей с повышенным ресурсом механического клапана : дис. ... канд. техн. наук ; спец. 05.05.03 – двигатели и энергоустановки / В.Ю. Силевич. – Харьков : НАУ ун-т им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», 2011. – 147 с.
40. Силевич, В.Ю. Формирование облика легкого беспилотного летательного аппарата на основе результатов стендовых испытаний пульсирующего воздушно-реактивного двигателя / В.Ю. Силевич, А.С. Карташев// Авиационно-космическая техника и технология. – 2010. – № 6(73). – С. 28–32.
41. Облик двигательных установок перспективных малоразмерных БЛА / А.В. Амброжевич [и др.]// Авіаційно-космічна техніка і технологія : науково-технічний журнал. – Харків : ХАІ, 2003. – Вип. 41/6. – С. 36–39.
42. Амброжевич, А.В. Комплексная математическая модель пульсирующего воздушно-реактивного двигателя малой тяги / А.В. Амброжевич, С.Н. Ларьков // Радіоелектронні і комп’ютерні системи. –Харків : ХАІ, 2004. – № 4. – С. 118–121.
43. Ларьков, С.Н. Формирование облика воздушно-реактивных двигателей малоразмерных летательных аппаратов на основе комплексного моделирования : дис. ... канд. техн. наук ; спец. 05.07.05 – двигатели и энергоустановки летательных аппаратов / С.Н. Ларьков. –Харьков : НАУ им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», 2005. –159 с.
44. Амброжевич, А.В. Комплексно-сопряженные газодинамические и механические модели тепловых двигателей/ А.В. Амброжевич, М.В. Амброжевич, С.Н. Ларьков // Аэродинамика: проблемы и перспективы : сб. науч. трудов. Вып. 2. –Харьков : Нац. аэрокосмический ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2006. – С. 5–29.

45. Амброжевич, А.В. Обобщенные аэрогазодинамические траекторные модели беспилотных летательных аппаратов / А.В. Амброжевич, И.П. Бойчук // Аэрогидродинамика и аэроакустика: проблемы и перспективы. – 2009. – С. 11–18.
46. Бойчук, И.П. Метод комплексного аэродинамического моделирования свободнолетающей системы «планер–двигатель»: дис. ... канд. техн. наук ; спец. 05.07.01 – аэродинамика и газодинамика летательных аппаратов / И.П. Бойчук. – Харьков : НАУ им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», 2012. – 221 с.
47. <http://www.gasturbine.pwp.blueyonder.co.uk/index.html> [Электронный ресурс]
48. <http://www.m-dot.com/index.html> [Электронный ресурс]
49. <http://www.microjeteng.com/index.html> [Электронный ресурс]
50. <http://www.swbturbines.com/index.html> [Электронный ресурс]
51. <http://www.wren-turbines.com/mw54.html> [Электронный ресурс]
52. Fei Zheng Computational investigation of high speed pulsejets / PhD Thesis, North Carolina State University, Raleigh. 2009. –150 p.
53. Robert, R. Erickson. A numerical investigation on the influence of engine shape and mixing processes on wave engine performance / PhD Thesis, School of aerospace engineering, Georgia institute of technology. 2004. –167 p.
54. Coombes, J. Design and build a pulsejet engine and thrust measurement stand / J. Coombes, M. Hollands, S. Jones and oth. // Level IV design project, The University of Adelaide, Australia, 2007. –249 p.
55. Конструкционные материалы : справочник/ под общ. ред. Б.Н. Арзамасова. –М. : Машиностроение, 1990. – 688 с.
56. Ульянин, Е.А. Коррозионно-стойкие стали и сплавы : справочник / Е.А. Ульянин. –М. : Металлургия, 1980. – 208 с.
57. Справочник металлов [Электронный ресурс]. – URL : <http://www.optimumrus.ru>

58. Применение титана в народном хозяйстве / С.Г. Глазунов [и др.]. – Киев : Техника, 1975. – 200 с.
59. Макиенко, Н.И. Слесарное дело с основами материаловедения / Н.И. Макиенко. – М. : Высш. шк., 1997. – 464 с.
60. Ordon, R.L. Experimental Investigations into the Operational Parameters of a 50 Centimeter Class Pulsejet Engine. A thesis for the degree of Masters of Science Mechanical Engineering. North Carolina State University. Raleigh, NC. – 2006. – 68 p.
61. McCalley, C.T. Experimental Investigations of Liquid Fueled Pulsejet Engines. (Under the direction of Dr. W.L. Roberts). Aerospace Engineering North Carolina State University Raleigh, NC 2006. – 131 p.
62. Сейфетдинов, Р. Рабочий процесс пульсирующих воздушно-реактивных двигателей. Методы моделирования. LAP LAMBERT Academic Publishing. – 2011. – 116 с.
63. Tenney, W.L., Marks C.B. Resonant Pulse Jet Device with Restricted Flow Passage. US Pat. № 2, 612, 749. Oct. 7. 1952.
64. Büttner, R. Kreiselpumpe, direct vom Dampfsrahl betrieben / Kaiserliches Patentamt. Patentshrift No 901. Kl. 59, Pumpen. – Berlin : Königl. Preuss. Staatdruckerei, 1877. – 3 S.
65. Société Anonime pour l'Exploitation des Procédés Westinghouse-Leblanc in Paris. Ejector für Dämpfe oder Gase. Priorität 2 Juni 1911 / Reichspatentamt, Patentshrift No 901. Kl. 27d, Gr. 2. 59. 12 April 1914. – 3 S.
66. Словарь иностранных слов. – М. : Русский язык, 1990. – 622 с.
67. Ouellette, R.P. Acoustic Pulsejet Helmet. US Pat. № 7, 581, 383 B2. Sep. 1. 2009.
68. Военное обозрение. 20 июня 2013 Британские инженеры расекретили военные разработки 1960-х годов [Электронный ресурс]
69. Jumping Car & Spaceplanes BAE Systems Reveals Crazy Inventions. mp4 [Электронный ресурс]
70. www.dumpert.nl Boeing Pulse Jet Concept Video [Электронный ресурс]
71. Bruce, Simpson. The Enthusiast's Guide to Pulsejet Engines. Third revision. – 2005. – May. – 115 p.

72. Reynst, F.-H. Dispositif pour le chauffage au mazout avec aspiration d'air automatique. Brevet France № 949.103. 7 février 1949.
73. Bertin, J., Paris F., LeFoll J. The SNECMA Escopette pulsejet / Inter Avia, vol. 8. No 6.hh. 343–347. 1953.
74. The Enthusiast's Guide to Pulsejet Engines Downloads.htm [Электронный ресурс]
75. Deutsches Museum SNECMA, 1948.htm [Электронный ресурс]
76. <http://www.deutsches-museum.de/en/collections/machines/power-engines/turbojet-engines/pulse-jet-engines/s necma-1948/>
77. <http://pj-website.tripod.com/escopette/id1.html>
78. <http://minijets.org/typo3/index.php?id=134>
79. <http://pj-website.tripod.com/escopette/id9.html>
80. <http://pj-website.tripod.com/escopette/id3.html>
81. Kentfield John, A.C. Thrust Augment Fluid Rectifier for a Pulsed Combustor. US Patent 4,033,120. July 5. 1977
82. Foll, Pre-Saint-Gervais and Bertin. // Brevet France, 1957. № 2812635.
83. Музей в Ле Бурже. Ч. I. SNECMA C 400 [Электронный ресурс] / igor 113. live journal.com // 83424.html
84. Porter, C.D. Pulse Combuster or Jet Engine. 2,795,105. June 11. 1957
85. Kerr, C., Reynolds J. Valveless Pulsejet Engine. A Senior Project presented to the Facility of the Aerospace Engineering Department / California Polytechnic State University. San Luis Obispo / In Partial Fulfillment of the Requirements for the Degree Bachelor of Science Aerospace Engineering. June 2010. 23 p.
86. Malroux, R. Pulse jet engine. France Patent FR1418167. 1964-10-05
87. Malroux, R. Pulse jet engine. Pulse-Jet Engines of the Valveless Type. US Pat. № 3, 354, 650. Nov. 28. 1967
88. Anderson, R. Honours Project 637 : Design and Build of a Pulsejet UAV. University Of Adelaide. School of Mechanical Engineering. 2008. 391 p.

89. Lockwood, R.M. etc. Pulse jet engine. US patent № 3, 462, 955. 26.08.1969.
90. Melenrick, J.A. High Speed Valveless Resonant Pulse Jet Engine. US Patent № 3823554. July 16. 1974.
91. Porter, C.D. Pulse Combustor of Jet Engine. US Pat. № 2795105. 11 June. 1957.
92. Jane's all the World's aircraft, 1978–1979.
93. Исин, Е.А. Пульсирующий воздушно-реактивный двигатель. Пат. РФ на полезную модель. Рег. № 2005108388/22 от 18.03.2005 г.
94. Военный парад. – № 6. – 2003. – С. 16–17.
95. Уголок неба. Авиационная энциклопедия [Электронный ресурс] – URL : www.airwar.ru/enc/bpla/e95m.html
96. Военный парад. – № 1. – 2007. – С. 24.
97. Военный парад. – № 1. – 2005. – С. 20.
98. Eick, W. Ventilkappenloses Pulsostrahltriebweke von MBB / Flug Revue. –Flugwelt Inf. – 1972. № 8.
99. Interavia. – 1972, 19/5. № 7513. –п. 6.
100. Gluhareff, E.M. Valveless Jet Engine with Inertia Tube // US Patent Office, 3,093,962, patented June 18. 1963
101. Gluhareff Pressure Jet [Электронный ресурс]
102. G8-2 Gluhareff Pressure Jet Engines «The original pressure jet» [Электронный ресурс] // A division of Gluhareff helicopters LLC
103. Stram, M.A. Valveless pulse-jet engine with forward facing intake duct. US Pat. № 6216446B1. Дата публикации 17 апр. 2001 г. Заявлен 9 июля 1999 г.
104. Мигалин К.В., Амброжевич А.В., Ужегов П.Н., Ларьков С.Н., Сиденко А.И. Пульсирующий воздушно-реактивный двигатель // Пат. РФ № 2468235 от 27.11.2012 г. Приоритет от 22.06.2011 г.
105. Юрьев, Б.Н. Аэродинамический расчет вертолетов / Б.Н. Юрьев. – М. : Гос. изд-во оборонной промышленности, 1956. –559 с.

106. Edward, J., Radin and PaulJ. Carpenter. Investigation of pulse-jet-powered helicopter rotor on Langley helicopter test tower // NACA research memorandum.–Washington : Langley Aeronautical Laboratory, February 8. – 1954. – p. 24.
107. Грин, В. Реактивные самолеты мира / В. Грин, Р. Кросс. – М. : Иностранныя литература, 1957. – 283 с.
108. American Helicopter. April. 1950
109. Википедия [Электронный ресурс]
110. The Illustrated Encyclopedia of Helicopters
111. Крылья Родины. Реактивный вертолет СБИЖ М-1
112. Шавров, В.Б. История конструкций самолетов в СССР 1938–1950 гг.
113. Уголок неба. 2004 (Страница : «СБИЖ М-1» /Электронный ресурс/
114. Tharratt, C.E. The propulsive dust / Aircraft Engine. 1965. 37. № 12. p. 359–371.
115. Первый в мире ранцевый вертолёт «Юла» : секретно, потому что совершенно? [Электронный ресурс]. membrana. 23 мая 2002 г.
116. Кудрин, О.И. Пульсирующее реактивное сопло с присоединением дополнительной массы / О.И. Кудрин // Тр. МАИ. – 1958. – Вып. 97. – С. 49–150.
117. Paxson, D.E. and Wilson J. Unsteady Ejector Performance : An Experimental Investigation Using a Pulsejet Driver, Paper AIAA-2002-3915. 2002.
118. Богданов, В.И. Взаимодействие масс в рабочем процессе пульсирующих реактивных двигателей как средство повышения их тяговой эффективности / В.И. Богданов // ИФЖ. – 2006. –Т. 79. –№ 3. – С. 85–90.
119. Lockwood, R.M., Sargent E.R., Leckett J.E. Thrust Augmented Intermittent Jet Lift-Propulsion System “Pulse Reactor”. Final Report. Advanced Research Division of Hiller Aircraft Corporation. Report N ARD-256. February 1960. – 130 p.
120. Ouelette, R.P. Acoustic Pulsejet Helmet. US Pat. № 7,581,383 B2, Sep. 1, 2009.

121. Stuart, J.L. Valveless pulse jet engine. US Pat. № 2, 639, 580. 26.05.1953.
122. Нечаев, Ю.Н. Академик Б.С. Стечкин – основоположник теории ВРД / Ю.Н. Нечаев // Двигатель. –2011. – № 3(75).
123. Солоухин, В.И. Ударные волны и детонация в газах / В.И. Солоухин – М. : Изд-во физ.-мат. лит-ры, 1963.– 300 с.
124. Теоретическое и экспериментальное обоснование идеи сверхзвукового пульсирующего детонационного прямоточного двигателя (СПДПД) / В.Г. Александров [и др.]// Авиадвигатели 21 века : сб. тез. докл. 2-й Международной научно-техн. конф. – Т. 1. – С. 207–208.
125. Шумилин, А. Перспективные силовые установки для высокоскоростных летательных аппаратов / А. Шумилин // Авиация и космонавтика. – 2003. – № 10. – С. 18–27.
126. Двигатели 1944–2000: авиационные, ракетные, наземные, морские / под ред. И.Г. Шустова. – М. : АКС Конверсалт, 2000. – 434 с.
127. Авиадвигателестроение :энциклопедия / под ред. В.М. Чуйко. – М. : Авиамир, 1999. – 300 с.
128. Пульсирующие детонационные двигатели/ Ю. Нечаев [и др.] // Двигатель. –2001. –№ 1. – С. 14–15.
129. Chao, T.W., Wintenberger E., Shepherd J.E. On the Design of Pulse Detonation Engines. –Pasadena : California Inst. of Techn. – GALCIT Report. 2001. –30 p.
130. Eidelman, S., Grossmann W. Pulsed detonation engine experimental and theoretical review. AIAA, SAE, ASME, and ASEE, Joint Propulsion Conference and Exhibit, 28th, Nashville, TN. July 6–8. 1992. –17 p.
131. Импульсные детонационные двигатели / под ред. С.М. Фролова. – М. : ТОРУС ПРЕСС, 2006. – 592 с.
132. Второе рождение авиационных пульсирующих двигателей / Е.Ю. Марчуков [и др.]// Полет. –2003. –№ 4. – С. 43–50.
133. Фролов, С.М. Импульсные детонационные двигатели: введение / С.М. Фролов // Импульсные детонационные двигатели. – М. : ТОРУС ПРЕСС, 2006. – С. 19–32.

134. Фролов, С.М. Термодинамический цикл с детонационным сжиганием топлива / С.М. Фролов, А.Е. Барыкин, А.А. Борисов // Хим. физика. –2004. –№ 3. –Т. 23. –С. 17–25.
135. Roy, G.D., Frolov S.M., Borisov A.A., Netzer D.W. Pulse detonation propulsion : Challenges, current status and future perspective // Progress in Energy and Combustion Science, 2004. Vol. 30. Issue 6. –P. 545–672.
136. Щелкин, К.И. Детонационные процессы / К.И. Щелкин // Вестник АН СССР. –1960. –№ 2. –С. 12–20.
137. Wintenberger, E., Shepherd J.E. Detonationon Waves and Pulse Detonation Engines // Explosion Dynamics Laboratory, Graduate Aeronautical Laboratories, California Institute of Technology, Pasadena, CA 91125. Ae103. –Jan 27. –2004.
138. Повышение чувствительности топливно-воздушных смесей для перехода горения в детонацию / А. Дж. Хиггинс [и др.]// Импульсные детонационные двигатели. – М. : ТОРУС ПРЕСС, 2006. –С. 65–86.
139. Фудживара, Т. Исследования импульсных детонационных двигателей в Японии / Т. Фудживара // Импульсные детонационные двигатели. – М. : ТОРУС ПРЕСС, 2006. – С. 493–520.
140. Ishii, K., Tanaka T. A study on jet initiation of detonation using multiple tubes // Shock Waves. –2005. – P. 163–165.
141. Гусак, Л.А. Радикальный метод форкамерно-факельной организации процесса сгорания / Научные обзоры и сообщения [Электронный ресурс] / Л.А. Гусак. – URL : <http://www.ras.ru/FStorage/download.aspx?Id=4dbf11af-71a7-4941-8216-29045b20c855>.
142. Гусак, Л.А. Явление высокой химической активности продуктов неполного сгорания богатой углеводородной смеси. Приоритет № 142. – 1952. – Октябрь.
143. Петриенко, В.Г. Пульсирующий детонационный двигатель. Пат. РФ RU (11) 2435059 (13) C1 (51) МПК от 10.03.2010 г.
144. Meholic, G.V., Stowell W.R. Magnetohydrodynamic flow control for pulse detonation engines. US Pat. 6484492 : 60/247 ; F02C/500 ; F02K/702, 26.11.2002.

145. Metholic, G.V., Stowell W.R. Method of magnetohydrodynamic flow control for pulse detonation engines. US Pat. 6751943, 60/204, 22.06.2004.
146. Бабушенко, Д.И. [и др.]. Импульсный детонационный ракетный двигатель. Пат. РФ 2287713, F02K7/02, F02K9/50, 16.06.2010.
147. Мигалин К.В., Сиденко А.И., Мигалин К.К., Амброжевич А.В., Ларьков С.Н. Пульсирующий воздушно-реактивный детонационный двигатель. Пат. РФ RU (11) 2443893 (13) C1 (51) МПК от 02.07.2010 г.
148. Амброжевич, А.В. Модель многорежимного горения в тепловых машинах / А.В. Амброжевич, С.Н. Ларьков, К.В. Мигалин // Авиационно-космическая техника и технология. –2010. –№ 5(72). – С. 50–58.
149. Ma, Ф.Х. Анализ течения в бесклапанном воздушно-реактивном импульсном детонационном двигателе / Ф.Х. Ma, В. Янг // Импульсные детонационные двигатели. – М. : ТОРУС ПРЕСС, 2006. – С. 273–295.
150. Ремеев, Н.Х. Численное моделирование и экспериментальное исследование рабочего процесса в модели импульсного детонационного двигателя прямоточной схемы / Н.Х. Ремеев, В.В. Власенко, Р.А. Хакимов // Импульсные детонационные двигатели. – М. : ТОРУС ПРЕСС, 2006. – С. 311–348.
151. Спиновые детонационные двигатели помогут ВМС США экономить топливо [Электронный ресурс] // Наука и техника. Lenta.ru 07.11.2012.
152. Взрыв в кольце [Электронный ресурс] / ssu-filippov, 12.11.2012.
153. NRL photo [Электронный ресурс]. – URL : nrl.navy.mil
154. Dayton, Ohio. Long EZ on display in the Research & Development Gallery at the National Museum of the U.S. Air Force. (U.S. Air Force photo)
155. Mistery Plane [Электронный ресурс] // EAA. EXPERIMENTER
156. Богданов, В.И. Система запуска дизелей в условиях Севера на базе пульсирующего стартера / В.И. Богданов, Д.В. Кувырев // Двигателестроение. – 2003. –№ 4. – С. 28.

157. Богданов, В.И. Состояние и некоторые возможные пути развития реактивной техники / В.И. Богданов // Двигатель. –2005. – № 6.
158. Богданов, В.И. ПуВРД с камерой сгорания постоянного объёма и перспективы его применения на БПЛА / В.И. Богданов, Е.А. Тарасова // Полёт. – 2005. –№ 11. –С. 29–31.
159. Пушкин Р.М., Тарасов А.И. Способ получения тяги и устройство для получения тяги. – Пат. СССР № 1672933 от 22.04.1991. – Приоритет 30.11.1989.
160. Тарасов, А.И. Перспективы использования пульсирующих детонационных технологий в турбореактивных двигателях / А.И. Тарасов, В.А. Щипаков // Аэрокосмическая техника и технология. –2011. –№ 9(86). –С. 46–49.
161. Lam, M., Tillie D., Leaver T., McFadden B. Pulse detonation engine an overview / Applied Science 201. The University of British Columbia. November 26. 2004. –29 p.
162. Кореньков, В. «Базальт» укрепляет позиции на мировом рынке боеприпасов / В. Кореньков// Новости салона вооружений. –2008. –С. 6–8.
163. Невежество и мракобесие [Электронный ресурс]. – URL : <http://domestic-lynx.livejournal.com/50493.html>

Условные обозначения

H – высота полета.

\bar{m} – удельная масса заправленной двигательной установки.

m_{du} , m_t – массы: сухая двигательной установки, бортового запаса горючего.

$\bar{\gamma}$ – удельный вес заправленной двигательной установки.

m_{LA_0} – сухая масса конструкции летательного аппарата.

I_y – удельный импульс.

S – площадь миделя.

f – частота.

p – давление.

γ – сила тяги в расчете на единицу массы двигателя.

G_b , G_t – массовые расходы воздуха и горючего.

g – ускорение свободного падения.

R – сила тяги.

η_n – полетный (пропульсивный) КПД.

M_n – скорость полета в числах Маха.

C_e – удельный расход горючего.

w_n – скорость полета.

w_{ist} – скорость истечения реактивной струи.

ν – коэффициент неравномерности.

T , t° – температуры: абсолютная, по шкале Цельсия.

M – число Маха.

π – степень сжатия.

V – объем.

$\sigma_{10\dots}$ – предел длительной прочности.

σ_{-1} – предел выносливости.

- $\sigma_{\text{дл}}$ – предел длительной прочности.
- $u_{\text{кор}}$ – скорость коррозии.
- АФЧХ – амплитудно-фазочастотные характеристики.
- БАК – беспилотный авиационный комплекс.
- БЛА – беспилотный летательный аппарат.
- ВР – волна разрежения.
- ВРД – воздушно-реактивный двигатель.
- ГПВРД – гиперзвуковой прямоточный ВРД.
- ГТД, ГТУ – газотурбинные: двигатель, установка.
- ДВ – детонационная волна.
- ДГ – двигатель Глухарева.
- ДУ – двигательная установка.
- ЖРД – жидкостный ракетный двигатель.
- ИДД – импульсный детонационный двигатель.
- КО – контрольный объем.
- КР – крылатая ракета.
- КС – камера сгорания.
- КСПД – камера сгорания периодического действия.
- ЛА – летательный аппарат.
- ЛТХ – летно-технические характеристики.
- ПВРД – прямоточный ВРД.
- ПГД – переход от горения к детонации.
- ПКР – противокорабельная ракета.
- ПуВРД, ПуВРД МТ – пульсирующий ВРД, ПуВРД малой тяги.
- ПуДД, РДД – детонационные двигатели: пульсирующий, ротационный.
- СВВП – самолет вертикального взлета и посадки.
- СПДПД – сверхзвуковой пульсирующий детонационный прямоточный двигатель.
- СУ – стартовый ускоритель.
- ТВС – топливовоздушная смесь.
- ТРД – турбореактивный двигатель.

УВ – ударная волна.

УМК – узел механического клапана.

УЭ – упругий элемент.

ЭПВРД – эжекторный ПВРД.

ЭУТ – эжекторный усилитель тяги.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ РАБОЧИХ ПРОЦЕССОВ В СИСТЕМАХ С ПУЛЬСИРУЮЩИМИ ДВИГАТЕЛЯМИ

Известный на текущий момент многочисленный и пестрый типаж ПуВРД самим фактом своего существования отражает не столько буйство фантазии изобретателей, увлеченных ожидаемыми термодинамическими преференциями на фоне простоты конструкции, сколько нерешенность проблем, препятствующих широкому практическому освоению данного класса двигателей. Причина такого состояния вещей лежит на поверхности и состоит в очевидном несоответствии традиционных подходов к проектированию, основывающихся на квазистационарных представлениях, волновой доминанте процессов в ПуВРД. Причем немаловажным обстоятельством является тот факт, что волновые эффекты не локализуются в проточной части двигателя, но находятся в тесном взаимодействии с внешними объектами и окружающей средой. Отсюда вытекает главное требование к расчетным методам проектирования ПуВРД: таковые должны отображать нестационарный пространственный характер процессов в расширенных системах, включающих необходимый набор факторов интерференции. Полнота и содержательность модельных форм при этом будет представлять собой компромисс между приемлемым уровнем информационного обеспечения процесса проектирования и производительностью располагаемых расчетных средств.

Разработанная авторами настоящей монографии технология опережающих численных исследований [П.1–П.11 и др.], содержащая логическую цепочку «модель → численный

метод → программа → вычислительный эксперимент → натурные испытания» предназначена для восполнения пробела в области инструментария для проектирования ПуВРД и транспортных систем на их основе. Рабочий процесс отображается решением краевой газодинамической задачи в связанной с исследуемым объектом системе отсчета, положение которой относительно окружающего пространства в каждый момент времени определяется системой сил и моментов динамики системы (рис. П.1). Метод использует унифицированный физико-математический аппарат, базирующийся на однородных представлениях метода особенностей вида источников-стоков (ИС) и построенный по принципу «универсального гидролотка», топология которого задается системой твердотельных масок, заключенных в контрольный объем (рис. П.2).

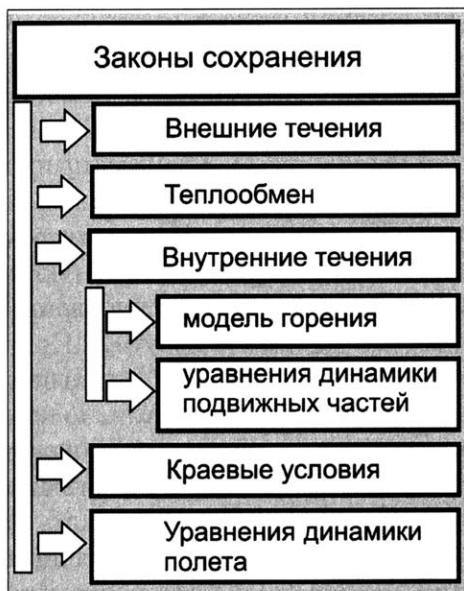


Рис. П.1. Структурная схема модели полетного цикла БЛА с ПуВРД

В полной конфигурации модель ориентирована на случай свободнолетающего ЛА с работающим ПуВРД; частные варианты имитируют условия испытаний различных типов ПуВРД на огневых стендах (рис. П.2).

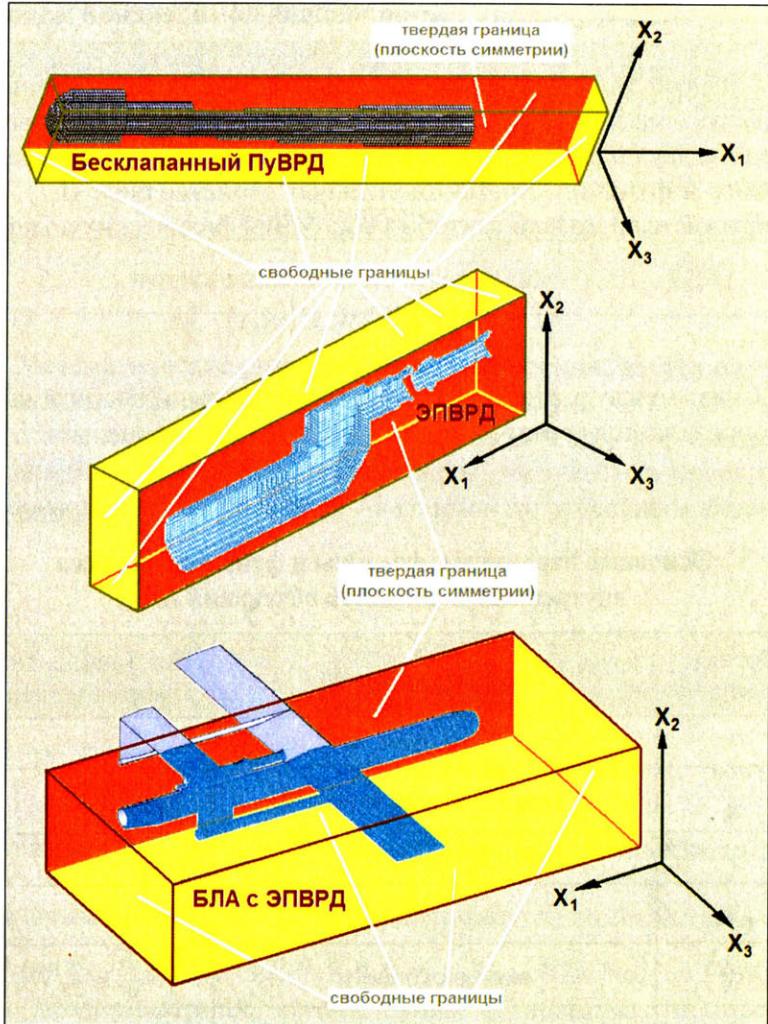


Рис. П.2. Примеры контрольных объемов, содержащих твердотельные маски систем с ПуВРД

Подмодель горения многорежимна (включая детонацию).

Анализ численных массивов, отображающих состояние нестационарных физических полей, образующих рабочий процесс, проводится с использованием специальных средств визуализации – анимационных и статических.

П.1. Газодинамическая составляющая комплексной модели

Процесс движения многокомпонентной среды во внешних и внутренних зонах КО характеризуется базовым набором, состоящим из двух термодинамических параметров, одного кинематического и функций субстанциональных свойств (табл. П.1), что отображается в модели вектором состояния физических полей:

$$\vec{\Pi}(\vec{x}, t) = \{p, T, \vec{w}, \vec{C}\}(\vec{x}, t). \quad (\text{П.1})$$

Связь между вариантными формами покомпонентной записи определяется термическим уравнением состояния.

Таблица П.1

Основные параметры, факторы и функции процесса внутреннего и внешнего обтекания ЛА

Обозначение	Физический смысл	Покомпонентная форма записи
t	время	—
\vec{x}	координатный вектор	$\{x_1, x_2, x_3\}$
P	давление	—
T	температура	—
\vec{w}	вектор скорости	$\{w_1, w_2, w_3\}$
\vec{C}	матрица функций субстанциональных свойств	$\{\omega, \omega_r, \bar{t}, S\}$
ω, ω_r	массовые концентрации продуктов сгорания и исходных реагентов	—
\bar{t}	индивидуальное время химически реагирующей частицы	—
S	энтропия	—

Обозначение	Физический смысл	Покомпонентная форма записи
ϵ^0	полная внутренняя энергия	—
i^0	полная энталпия	—
\vec{f}	напряженность поля массовых сил	$\{f_1, f_2, f_3\}$

Математическое описание модели ЛА основывается на консервативной форме записи системы уравнений пространственного течения в декартовых координатах [1 и др.], состоящей из уравнений законов сохранения массы, импульса (в проекциях на оси координат) и энергии – в целом и по отдельным видам:

$$\frac{\partial \bar{F}}{\partial t} + \vec{\nabla} \vec{\Phi} = \sum_{n=1}^{M_M} \left(\frac{\partial \bar{F}}{\partial t} \right)_{(n)} + \sum_{n=1}^{M_C} \bar{\Delta}_{(n)}, \quad (\text{П.2})$$

где $\bar{F} = \rho \left\{ 1, \vec{C}, \vec{w}, \epsilon^0 \right\}$ – обобщенные потоковые вектор-матрицы; $\vec{\Phi} = \sum_{k=1}^3 i_k \vec{\Phi}_k$ – вектор-матрица конвективных и волновых процессов; \vec{i}_k – орты прямоугольной системы координат; $\vec{\Phi}_k = \bar{F} w_k + p(0, 0, 0, 0, 0, \delta_{1,k}, \delta_{2,k}, \delta_{3,k}, w_k)$ – проекции вектор-матрицы конвективных и волновых процессов на оси координат; x_1, x_2, x_3 – пространственные координаты; P – давление; w_1, w_2, w_3 – компоненты вектора скорости; $\epsilon, i, \epsilon^0, i^0$ – внутренняя энергия и энталпия, по статическим параметрам и полные; $\vec{C} = \left\{ \omega, \omega_r, \bar{t}, S \right\}$ – вектор-матрица функций субстанциональных свойств; ω, ω_r – массовые концентрации продуктов сгорания и исходных реагентов; \bar{t} – индивидуальное время химически реагирующей частицы; S – энтропия;

$\bar{\Delta}_{(n)} = \left\{ 0, \frac{\partial(\rho \bar{C})}{\partial t}, \vec{f}, \frac{\partial(\rho \varepsilon^0)}{\partial t} \right\}_{(n)}$ – вектор-матрица «свободных» ИС; M_M – общее число групп ИС, обусловленных субстанциональным переносом; M_C – общее число групп «свободных» ИС; (n) – индексы групп особенностей.

В соответствии с методом особенностей совокупность доминирующих факторов модели представляется аппликацией источников-стоков (ИС) материальных субстанций двух типов: связанных с массопереносом и «свободных». На протяжении малых интервалов времени, ассоциированных с временными шагами, такого рода ИС полагаются автономными явлениями, к которым применим принцип суперпозиции в виде семейства параллельно-последовательных схем. Качественный состав ИС и соответствующие математические представления приведены в табл. П.2.

П.1.1. Подмодель карбюризации топлива

Абстрагируясь от детального описания процессов распыливания, испарения и смешения горючего с основным потоком воздуха, процесс карбюризации можно выразить набором следующих факторов: равномерного поступления в поток по всему сечению карбюратора массы горючего; изменения энтальпии потока, связанного с испарением горючего и теплообменом. В терминах метода особенностей интенсивность ИС массы и энергии представляется в виде:

$$\Delta_{(4)} = \frac{\rho w_2 A}{\alpha L_0} \{0, 1, 1, 0, 0, 0, 0, \Delta H_v\}, \quad (\text{П.3})$$

где L_0 – стехиометрический коэффициент; α – коэффициент избытка воздуха; ΔH_v – удельная теплота испарения.

Таблица П.2

**«Элементная база» газодинамической составляющей
комплексной модели**

(m)	Характер фактора, имитируемого вектором ИС	Форма записи	Интенсивности образующих факторов (компоненты)	Механизм воздействия
1	Повышение концентрации продуктов сгорания, уменьшение концентрации компонентов и подвод теплоты при сгорании топлива	$\frac{\partial(\rho\omega)_{(1)}}{\partial t}$	источника массы продуктов сгорания	субстанциональный перенос
		$\frac{\partial(\rho\omega_r)_{(1)}}{\partial t}$	стока массы горючего	
		$\frac{\partial(\rho\varepsilon^o)_{(1)}}{\partial t}$	источника энергии	
2	Тепловые потоки между газовоздушной смесью и элементами тракта	$\frac{\partial(\rho\varepsilon^o)_{(2)}}{\partial t}$	источника энергии	свободный
3	Подача горючего в зону реакции	$\frac{\partial p_{(3)}}{\partial t}$	источника массы всей смеси	субстанциональный перенос
		$\left(\frac{\partial p}{\partial t}\omega_r\right)_{(3)}$	источника массы горючего	
4	Диссипативные силы	$\bar{\Delta}_{I(4)}$	напряженности сил трения	свободный
5	Взаимодействие с твердыми границами	$\bar{\Delta}_{I(5)}$	нормальных напряжений	
6	Направляющие свойства пристеночных зон течения	$\bar{\Delta}_{I(6)}$	напряженности поверхностных сил	
7	Действие сил инерции	$\bar{\Delta}_{I(7)}$	напряженности сил инерции	

П.1.2. Подмодель процесса горения в ПуВРД

Кинетические модели химического взаимодействия компонентов топлив [П.12 и др.] описываютя системами трансцендентных уравнений высокого порядка. Получение единичного результата на основе такого рода моделей для топлив типа «воздух–бензин» с условной формулой $C_\alpha H_\beta N_\gamma O_\delta$ общего вида представляет собой отдельную задачу высокой ресурсоемкости [П.13–П.15 и др.]. На данном этапе развития ЭВМ такая категория моделей горения не совместима с общей задачей создания комплексной модели, отображающей внешнее и внутреннее обтекание системы с ПуВРД. Не бесспорна также сама гипотеза квазиравновесности применительно к условиям процесса в ПуВРД, а значит – адекватность полученных на ее основе табулированных констант химического равновесия.

В таком контексте не выглядит морально устаревшим традиционный для общей теории тепловых двигателей подход, основанный на использовании эмпирических зависимостей типа известной формулы Вибе [П.16–П.17 и др.] или ЦНИИДИ [П.18 и др.], представляющими собой специфические формы закона Аррениуса.

В данной модели процесс сгорания имитируется с использованием формулы Вибе, обеспечивающей возможность параметрической адаптации к различным условиям горения углеводородных топлив.

Для отслеживания отдельных химически реагирующих частиц в потоке на фоне основной (эйлеровой) используется лагранжева система координат. Химически реагирующая частица с момента инициализации может сопровождаться посредством специального субстанционального признака («индивидуального времени» – \bar{t} , [П.1 и др.]). Диффузия \bar{t} , как и любого субстанционального признака, подчинена соответствующему уравнению переноса в системе уравнений (П.2). Данний принцип вполне удовлетворителен в случаях, когда моделируемый процесс не связан с интенсивным слиянием химически реагирующих частиц с различной предысторией (т. е. отличающихся значениями \bar{t}). Из области применимости данного принципа выпадает класс задач пространственных течений с неоднородным полем предысторий химически реагирующих частиц при наличии

интенсивных обменных процессов. Однако если пространственная модель процесса в камере ПуВРД использует допущение о синхронном характере инициализации горения во всем ее объеме, такой подход не вступает в противоречие с физикой процесса. Поле \bar{t} при этом будет постоянным, а частицы, не содержащие инициализированных исходных реагентов, благодаря принятому виду соответствующего уравнения переноса системы (П.2), останутся нейтральными по отношению к «горящим», т. е. не повлияют на свойственные последним значения \bar{t} при слиянии.

В двигателях с самоподдерживающимся волновым характером рабочего процесса одним из важнейших факторов, влияющих на АФЧХ, а также принципиальную осуществимость подобных тепловых машин на заданных видах горючего, являются условия самовоспламенения.

На фоне представленного метода горение моделируется следующим образом. Из общих представлений статистической физики по Больцману о механизме протекания химических реакций [П.19]:

$$\ln C = \pm k \tilde{t}, \quad (\text{П.4})$$

где C – актуальная концентрация; k – коэффициент пропорциональности; \tilde{t} – время превращения, следует уравнение Аррениуса [П.19–П.20]:

$$k = k_0 e^{-\frac{E}{RT}}, \quad (\text{П.5})$$

в котором k_0 – коэффициент пропорциональности, характеризующий полное число столкновений молекул в единице объема реагирующей смеси; $e^{-\frac{E}{RT}}$ – доля полного числа столкновений, характеризующихся энергией, достаточной для разрушения атомарных связей; E – энергия активации.

Представления (П.4)–(П.5) позволяют воспроизвести как механизм медленного горения – результат единичного низкоэнергетического столкновения двух молекул, так и быстрого

(детонацию) – проявление высокоэнергетического столкновения молекул, при котором происходит не только единичное взаимодействие, но и передача импульса и энергии другим молекулам (цепная реакция как результат волнового процесса). Теми же выразительными средствами могут быть описаны модели перехода горения в детонацию (ПГД) и предпламенных процессов.

Таким образом, механизм любой фазы (α) процесса сгорания (либо их совокупности) может быть выражен формулой Вибе в исходной или модифицированной форме [П.21–П.23], которую следует рассматривать в качестве частного случая уравнения Аррениуса (П.5), универсально отображающей любые физико-химические превращения:

$$X(\bar{A}^\alpha) = \exp \left\{ \ln(1 - X_z^\alpha) \left(\frac{\tilde{t}}{t_z^\alpha} \right)^{m^\alpha + 1} \right\}, \quad (\text{П.6})$$

где $\bar{A}_\alpha = \{X_z, \tilde{t}, t_z, m\}^\alpha$ – обобщенный параметрический вектор аргументов; X – доля выгоревшего топлива к моменту времени \tilde{t} ; m – показатели характеристики фазы процесса; X_z – полнота сгорания; $t_z = 0,038 \frac{(1000L)^{0,97}}{1000[t]} C_z$ – продолжительность сгорания; L – характерный линейный размер КС, [м]; $[t]$ – эталон времени (с), C_z – параметр скорости горения, $\alpha \equiv pf$, о – предпламенная и основная фазы соответственно.

На основании (П.6) устанавливается зависимость конечной концентрации продуктов сгорания от параметризации отдельных фаз процесса сгорания:

$$X(\tilde{t}) = 1 - n^{pf} X(\bar{A}^{pf}) - (1 - n^{pf}) X(\bar{A}^o), \quad (\text{П.7})$$

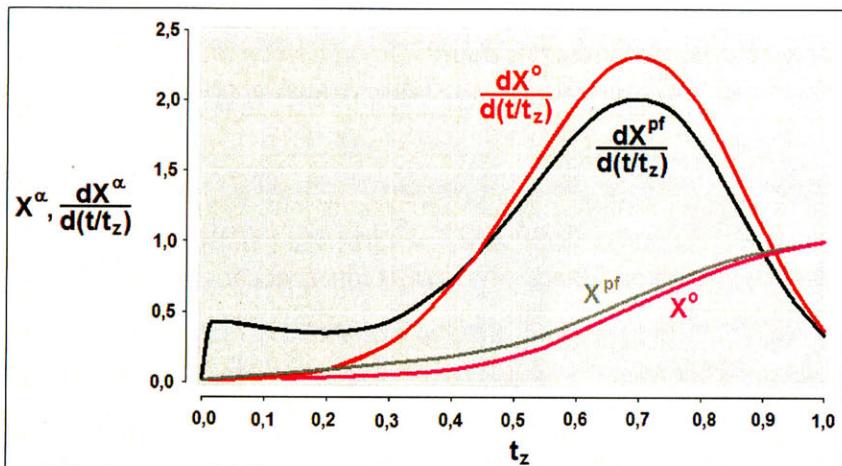
где n^{pf} – массовая доля топлива, окисляющегося в предпламенных процессах.

Сопоставление кинетических зависимостей (П.6)–(П.7) и соответствующих скоростей реакции, согласно параметризации табл. П.3, представлено на рис. П.3.

Таблица П.3

Параметризация зависимостей (П.6)–(П.7) на рис. П.3

X_z^o, X_z^{pf}	m^o	C_z^o, C_z^{pf}	m^{pf}	n^{pf}
0,98	3,5	-3,91	0,1	0,1

Рис. П.3. Параметрическая модификация формулы Вибе
(см. табл. П.3)

Математическое отображение реализуемости условия преодоления потенциального барьера предполагает идентификацию положительных энергетических скачков, адекватных определенным уровням активации химических превращений.

Использование сеточных методов неизбежно приводит к «размазыванию» фронта разрыва — ударной волны либо температурного скачка. В таком случае зона разрыва может быть идентифицирована по наличию контрастных значений локальных производных удельных энергий или градиентов температур [П.24, с. 125]:

$$\frac{\partial \epsilon(\vec{x}, t)}{\partial t} \cong c_v \frac{\partial T(\vec{x}, t)}{\partial t}, \quad (\text{П.8})$$

где c_v – удельная теплоемкость процесса, т. е. с точностью до примерно постоянного множителя.

Тем самым достигается возможность простой формализации процесса идентификации актуальных локализаций зон разрывов на основе дифференциальных анализаторов [П.25; П.26]:

$$\frac{T_{i_1, i_2, i_3}^{l+1} - T_{i_1, i_2, i_3}^l}{\tau^l} \cong \frac{\partial T(\vec{x}_{i_1, i_2, i_3}, t^{l+1})}{\partial t}, \quad (\text{П.9})$$

что позволяет на фоне культивируемого численного метода реализовать вышеизложенный принцип идентификации энергетических скачков. Для этого необходимы ассоциативные оценки пороговых энергий инициализации $\left(\frac{\partial T}{\partial t}\right)_{\text{extr}}$ альтернативных режимов горения.

Установление факта инициализации определенного режима сгорания сводится к реализуемости условия:

$$\frac{T_{i_1, i_2, i_3}^{l+1} - T_{i_1, i_2, i_3}^l}{\tau^l} \geq \left(\frac{\partial T}{\partial t}\right)_{\text{extr}}. \quad (\text{П.10})$$

Нестационарный характер, неоднородность в пространстве, химической кинетике и по режимам горения не могут быть смоделированы с достаточной для решения задач проектирования полнотой в рамках эйлеровой точки зрения. В связи с этим для отображения движения частиц химически реагирующей смеси с различной предысторией применяется специальная лагранжева система координат (рис. П.4).

Кинетика химической реакции, ассоциированная с отдельно взятой частицей среды, определяется ее индивидуальным временем, отсчитываемым с момента начала реакции (\tilde{t}_\dots), на основании формулы Вибе (П.6) с учетом сопутствующих обменных процессов.

Построенный на такого рода принципе метод расчета с использованием смешанной (эйлерово–лагранжевой) системы

координат в общих чертах напоминает известный метод «крупных частиц» Белоцерковского – Давыдова [П.27]. Однако, в отличие от методов «частиц» [П.27–П.29 и др.], эйлерово-лагранжева точка зрения привлекается только на шаге отображения кинетики [П.1–П.3 и др.].

Шаги расщепления, отображающие обменные процессы, как результат действия динамических факторов в пределах эйлеровых объемов, и вызванные ими явления переноса массы, импульса и энергии (т. е. соответствующая деформация лагранжевой сетки), реализуются по обычным методикам в рамках метода интегро-интерполяции.

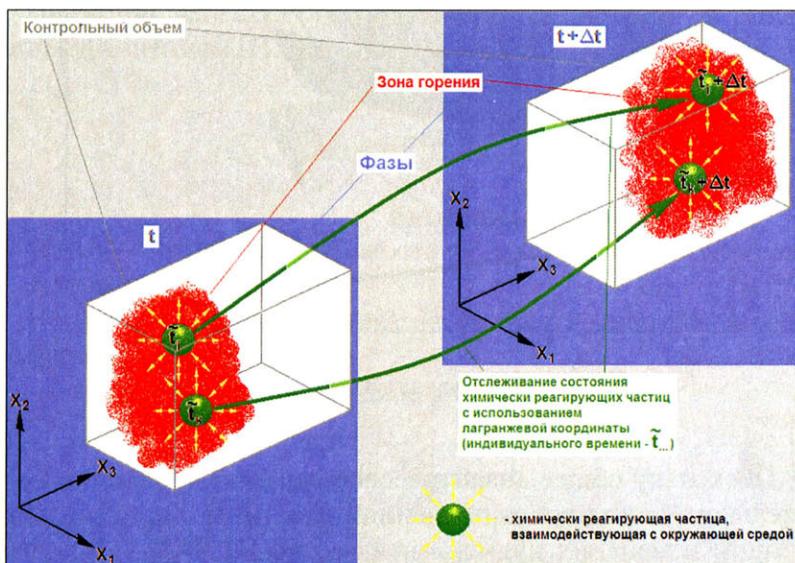


Рис. П.4. Эволюционная модель химически реагирующей среды с различной предысторией активных частиц

П.1.3. Подмодель подвижных частей системы

Дополнительная механическая составляющая рабочего процесса, обусловленная наличием подвижных частей (механических клапанов, управляющих поверхностей и т. п.), в унифицированной форме отображается изменением твердотельной

маски, состояние которой определяется уравнениями динамики и соответствующей траекторной предысторией.

Например, в простейшем случае [П.2] используется одномерная подмодель клапана, в основе которой лежит приближенное представление о колебательном движении защемленной пластины.

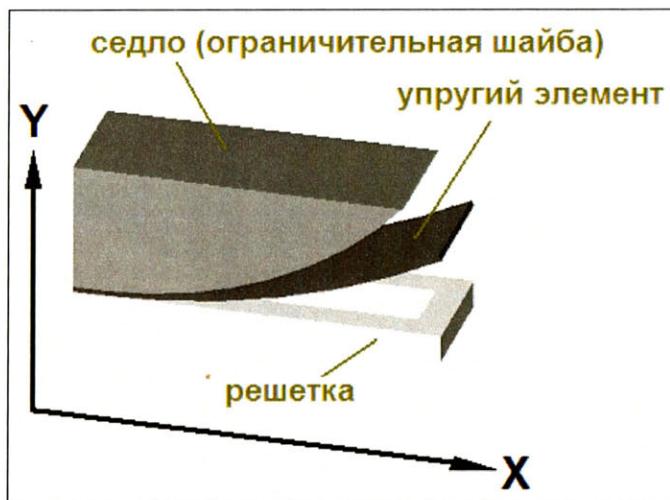


Рис. П.5. Схема узла лепесткового клапана

Поскольку общее аналитическое решение уравнения колебательного движения защемленной пластины с произвольным законом изменения ширины неизвестно [П.30–П.31], колебания лепестка клапана целесообразно отобразить с использованием известного приближенного подхода [П.32], учитывающего только первую форму колебаний пластины:

$$\ddot{y} + \frac{k}{m_n} y = Q, \quad (\text{П.11})$$

где y – координата центра масс лепестка; $k = \frac{3EJ}{y^3}$ – коэффициент жесткости системы (из уравнения прогибов балок);

$m_n = \gamma \int h(x)l(x)dx$ – обобщенная масса; $Q = \frac{1}{m_n} \int \left(p + \frac{\rho w^2}{2} \right) dS$ – вынуждающая сила; γ – плотность материала; $h(x)$ – толщина; $l(x)$ – ширина; E – модуль упругости; $J(x)$ – момент инерции сечения.

Для решения уравнения (П.11) с граничным условием $0 \leq y \leq y_{max}$ может применяться любой известный численный метод, например, Рунге – Кутта.

Двумерная подмодель процесса осцилляций лепестка клапана сводится к описанию колебаний упругого стержня в двумерном пространстве.

Движение лепестка определяется функцией $y(x,t)$ и описывается уравнением [П.33]:

$$\frac{\partial^2 y}{\partial t^2} + \frac{EJ}{\gamma S} \frac{\partial^4 y}{\partial x^4} = 0, \quad (\text{П.12})$$

где $y(x,t)$ – смещение поверхности от равновесного положения; S – площадь поверхности.

На кромках лепестка удовлетворяются граничные условия следующего вида:

– на левом конце – жесткое защемление:

$$y|_{x=0} = 0, \frac{\partial y}{\partial x}|_{x=0} = 0; \quad (\text{П.13})$$

– на правом конце – отсутствие изгибающего момента и перерезывающей силы:

$$\frac{\partial^2 y}{\partial x^2}|_{x=l} = 0, \frac{\partial^3 y}{\partial x^3}|_{x=l} = 0. \quad (\text{П.14})$$

Начальное состояние задается в виде:

$$y|_{t=0} = f(x), \frac{\partial y}{\partial t}|_{t=0} = 0, 0 \leq x \leq l. \quad (\text{П.15})$$

С учетом достигнутых к настоящему времени ресурсных возможностей ЭВМ решение краевой задачи (П.11)–(П.15) используется в виде определения вентильных состояний ячеек твердотельной маски.

В перспективе данный подход может быть перенесен без принципиальных изменений на сетки большей мощности с использованием решения пространственного колебательного движения защемленной пластины [П.34–П.35] и отображения ее фазовых состояний соответствующим ансамблем ячеек твердотельной маски.

П.1.4. Подмодель теплообмена

Для определения тепловой мощности ИС, образующих подмодель теплообмена, используются принципы и подходы [П.36–П.41]. Компоненты соответствующего вектора правых частей (П.2), табл. П.2, определяются с учетом характерных особенностей процесса теплообмена в системе, включающей камеру ПУВРД, окружающую воздушную среду и элементы планера:

$$\bar{\Delta}_{(3)}^1_{i_1, i_2, i_3} = \{0, 0, 0, 0, 0, 0, 0, \Delta_E^c + I\}, \quad (\text{П.16})$$

где $\Delta_E^c = \alpha \left(T_{i_1 + \delta_1^k, i_2 + \delta_2^k, i_3 + \delta_3^k}^1 - T_{i_1, i_2, i_3}^1 \right)$ – тепловая мощность сбалансированных ИС конвективного теплообмена, определяемая формулой Ньютона – Рихмана с учетом малой тепловой инерционности тонкостенных элементов конструкции, разделяющих холодную и горячую стороны; α – коэффициент теплоотдачи, значения которого берутся из известных критериальных уравнений для процессов данного класса; k – индекс нормали к элементарной площадке твердотельной маски;

$$I = \int_0^{\infty} I_{\lambda}(v) dv \cong \sum_{j=j_{\min}}^{j=j_{\max}} I_{\lambda}(v_j) \Delta v_j - \quad (\text{П.17})$$

тепловая мощность ИС лучистого теплообмена; $v_j, j = j_{\min}, \dots, j_{\max}$ – частота излучения; $I_{\lambda}(v_j)$ – интенсивность спектрального излучения; Δv_j – шаг дискретизации.

Значения $I_\lambda(v_j)$ для поглощающей, излучающей и рассеивающей среды определяются уравнением [П.36]

$$\frac{dI_k(v)}{dl} + [\alpha(v) + \beta(v)]I_k(v) = \varepsilon_*(v)B(v) + \frac{\beta(v)}{4\pi} \int_0^{4\pi} I_{l'}(v)\gamma(\vec{l}', \vec{l}_k)d\omega_{l'}, \quad (\text{П.18})$$

где $I_k(v)$ – интенсивность энергии излучения частоты v в направлении \vec{l}_k , $k = 1, 2, 3$; ε_* – коэффициент излучения; $B(v)$ – интенсивность энергии собственного излучения среды; $\varepsilon_*(v)B(v) = \alpha(v)n^2 y_0 T^4 / \pi$ – собственное излучение среды; n – коэффициент преломления; $\alpha(v)$ – коэффициент поглощения; $\beta(v)$ – коэффициент ослабления; σ_0 – постоянная Стефана – Больцмана; T – локальная температура; $\gamma(\vec{l}', \vec{l}_k)$ – индикаториса рассеяния; \vec{l}' – любое направление луча, из которого рассеянное излучение переходит в рассматриваемое направление \vec{l}_k лучевого переноса энергии; ϖ – телесный угол.

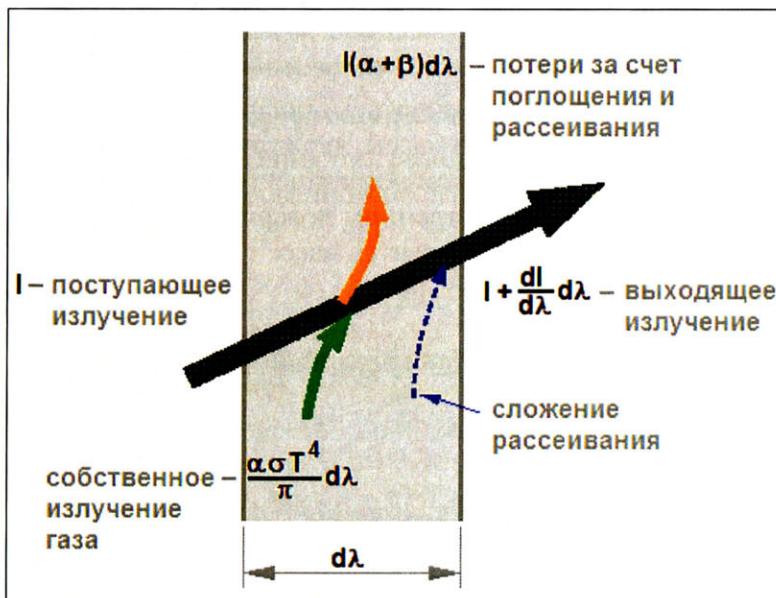


Рис. П.6. Схема лучистого теплообмена в воздушной среде [П.43]

Решение (П.18) с использованием модели излучения так называемых «дискретных ординат» (DO) [П.39–П.40] сводится к преобразованию в транспортное уравнение для интенсивности потока излучения в направлении \vec{I}_k (или уравнение поля):

$$\nabla \cdot (I_\lambda(v)\vec{I}_k) + [\alpha_\lambda(v) + \beta(v)]I_\lambda(v) = \alpha_\lambda(v)n^2 I_{b\lambda} + \frac{\beta(v)}{4\pi} \int^\pi I_\lambda(v)\gamma(\vec{l}', \vec{I}_k)d\omega_l, \quad (\text{П.19})$$

где λ – длина волны; α_λ – спектральный коэффициент поглощения; $I_{b\lambda}$ – интенсивность поглощения абсолютно черного тела.

Результатом интегрирования (П.19) по каждому интервалу длины волны являются транспортные уравнения для лучистой энергии $I_\lambda \Delta\lambda$ в зоне длины волны $\Delta\lambda$, откуда находится суммарная мощность теплового излучения (П.17):

$$I = \sum_k I_{\lambda k} \Delta\lambda_k.$$

П.1.5. Связь уравнений динамики полета с состоянием физических полей в контрольном объеме

Фазы траекторного движения ЛА подчиняются уравнениям динамики тела переменной массы, движущегося в поле сил земного тяготения под действием несбалансированных сил, приложенных к наружным и внутренним поверхностям, и моментов, действующих относительно центра масс:

$$\frac{dM_{LA}}{dt} = - \int_{\Omega(3)} \left(\frac{\partial \rho}{\partial t} \omega_r \right)_{(3)} dV; \quad (\text{П.20})$$

$$\frac{d(M_{LA}\vec{u})}{dt} = - \int_{\sigma(s)} \vec{\Delta}_{I(s)} \vec{n}(s) d\sigma - M_{TC} \vec{g}; \quad (\text{П.21})$$

$$\left(\frac{\partial \omega_n}{\partial t} \right) = \frac{M_n}{I_n}, n = 1, 2, 3, \quad (\text{П.22})$$

где M_{LA} – масса ЛА; \bar{u} – скорость движения центра масс; $\Omega_{(3)}$ – зона подачи горючего; $\bar{\eta}_{(5)}$ – единичный вектор внешней нормали к поверхности ЛА; $\sigma_{(5)}$ – внутренняя и внешняя поверхности ЛА; \bar{g} – ускорение свободного падения; ω_n – компоненты угловых скоростей; M_n – траекторные моменты; I_n – осевые моменты инерции.

Интегрирование системы уравнений (П.20)–(П.22) позволяет получить внутренний и внешний участки траектории ЛА.

Ускоренное движение КО обусловливает неинерциальный характер связанной системы отсчета:

$$\left(\frac{\partial \bar{w}}{\partial t} \right)_{\text{н.со}} = \left(\frac{\partial \bar{w}}{\partial t} \right)_{\text{ин.со}} + \frac{\partial \bar{u}}{\partial t}, \quad (\text{П.23})$$

где н.со и ин.со – неинерциальная и инерциальная системы отсчета.

Ускорения согласно (П.23) определяют напряженность поля сил инерции $\bar{\Delta}_{I(7)}$ (табл. П.2).

П.1.6. Унифицированная постановка краевой задачи

Условия однозначности решения векторно-матричного уравнения унифицированной модели течения (П.2) имеют следующий состав:

$$p = \rho RT \quad (\text{П.24})$$

– термическое уравнение состояния;

$$\varepsilon = \varepsilon(\omega, \omega_r, T) \quad (\text{П.25})$$

– калорическое уравнение состояния;

$$c_p = c_v + R \quad (\text{П.26})$$

– соотношение Майера;

$$I_{cm} = \frac{I_b(1 - \omega - \omega_r) + I_{nc}\omega}{1 - \omega_r}, \quad (\text{П.27})$$

– допущение об аддитивности свойств среды: $I = \{c_p, c_v, R, \varepsilon, i\}$, «СМ» – смесь, «в» – воздух, «пс» – продукты сгорания;

$$c_{v...} = c_{v...}(T), \quad (\text{П.28})$$

где «...» – «СМ» или «в»;

$$\left(\frac{\partial \bar{F}}{\partial t} \right)_{(\beta)} = f_\beta(\vec{\Pi}, \vec{x}, t), \quad \beta = 1, \dots, M_m; \quad (\text{П.29})$$

$$\bar{\Delta}_{(\gamma)} = f_\gamma(\vec{\Pi}, \vec{x}, t), \quad \gamma = 1, \dots, M_c \quad (\text{П.30})$$

– соотношения, определяющие интенсивности ИС, связанных с массообменом и «свободных» (табл. П.2) согласно п. П.1.1, П.1.2, П.1.4, П.1.5;

$$\vec{\Pi} = \vec{\Pi}(\vec{x}, 0), \quad \vec{x} \in \Omega; \quad (\text{П.31})$$

$$\vec{\Pi} = \vec{\Pi}(\vec{x}, t), \quad \vec{x} \in \Gamma, \quad \forall t \quad (\text{П.32})$$

– начальные и граничные условия соответственно, Ω – геометрическая подобласть решения, а Γ – ее граница.

П.2. Метод численного решения системы уравнений траекторной модели летательного аппарата

Для решения эволюционной задачи, заданной системой уравнений (П.2) при наличии условий однозначности (П.24)–(П.32), используется конечно-разностный метод, реализованный на регулярной временной сетке.

Представления структурной декомпозиции системы (П.2) сводятся к принципу расщепления по физическим процессам

$m = 0, \dots, M$ в применении к операциям каждого временно-го шага.

В общем случае явный разностный (П.2) принимает следу-ющий вид:

$$\bar{F}_{i_1, i_2, i_3}^{l+1} = \bar{F}_{i_1, i_2, i_3}^l + \tau^l \sum_{m=0}^M \bar{\Lambda}_{(m)}_{i_1, i_2, i_3}^l, \quad (\text{П.33})$$

где «...^l», «..._{i₁, i₂, i₃}» — индексы временного слоя и узлов прямо-угольной сетки соответственно; $\tau^l \equiv \Delta t$ — времененной шаг.

Разностные аналоги $\bar{\Lambda}_{(m)}_{i_1, i_2, i_3}^l$ на каждом новом временном слое отвечают независимым (параллельным) вычислительным шагам и находятся по состоянию предыдущего:

$$\bar{\Pi}_{i_1 + \sigma_1, i_2 + \sigma_2, i_3 + \sigma_3}^l,$$

где $\{\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3\}$ — относительные индексы шаблона разностной схемы шага расщепления № n.

Для расчета параметров «автономного» течения используется интегро-интерполяционный метод представления разностных аналогов конвективных производных [П.42]:

$$\left. \frac{\partial \bar{\Phi}_k}{\partial x_k} \right|_{x_1(i_1), x_2(i_2), x_3(i_3)} \approx \frac{\bar{\Phi}_{k, i_1 + \frac{\delta_{1,k}}{2}, i_2 + \frac{\delta_{2,k}}{2}, i_3 + \frac{\delta_{3,k}}{2}}^{l+\frac{1}{2}} - \bar{\Phi}_{k, i_1 - \frac{\delta_{1,k}}{2}, i_2 - \frac{\delta_{2,k}}{2}, i_3 - \frac{\delta_{3,k}}{2}}^{l+\frac{1}{2}}}{h_k}, \quad (\text{П.34})$$

где $h_k \equiv \Delta x_k$, $k = 1, 2, 3$ — шаги пространственной сетки, обла-дающей свойством консервативности применительно к ячейке расчетной сетки с дробными узлами.

С использованием представлений (П.33) и формул аппрок-симации вида (П.34) выстраивается разностная схема шага «ав-тономного» течения:

$$\bar{F}_{i_1, i_2, i_3}^{l+1} = \bar{F}_{i_1, i_2, i_3}^{l+\frac{1}{2}} + \tau^l \bar{\Lambda}_{(0)}_{i_1, i_2, i_3}^l, \quad (\text{П.35})$$

$$\text{где } \bar{\Lambda}_{(o)}^1_{i_1, i_2, i_3} = - \sum_{k=1}^3 \frac{1}{h_k} \sum_{\beta=-1}^1 \beta \bar{\Phi}_k^{1+\frac{1}{2}}_{i_1 + \frac{\beta \delta_{k,1}}{2}, i_2 + \frac{\beta \delta_{k,2}}{2}, i_3 + \frac{\beta \delta_{k,3}}{2}};$$

$v = \begin{cases} 0, & \{i_1, i_2, i_3\} \notin \Gamma(t^1) \\ 1, & \{i_1, i_2, i_3\} \in \Gamma(t^1) \end{cases}$ – параметр, управляющий заданием ис-

ходного состояния на подвижных границах и во всех прочих узлах расчетной сетки.

Консервативная форма записи наилучшим образом сочетается с принципом аппликации особенностей, так как компоненты $\vec{\Phi}$ имеют вид потоковых величин, входящих в условия совместности Гюгонио (т. е. непрерывных на разрывах). Тем самым обеспечивается условие дифференцируемости по пространственным координатам во всей сеточной области решения Ω (Ω^h). Кроме того, при использовании для определения пото-

ковых компонент $\bar{\Phi}_k^{1+\frac{1}{2}}_{i_1 + \frac{\beta \delta_{k,1}}{2}, i_2 + \frac{\beta \delta_{k,2}}{2}, i_3 + \frac{\beta \delta_{k,3}}{2}}$ решения задачи о рас-

паде начального разрыва [П.1, П.43 и др.] условие совместности выполняется тождественно. Данное решение применяется на гранях внутренних ячеек сетки и на свободных границах. На непроницаемых стенках используется решение задачи о взаимодействии однородного потока газа с преградой, которое представляет собой частный случай задачи о распаде разрыва и также удовлетворяет условиям совместности. Исходя из условий экономичности алгоритма, решения перечисленных автомодельных задач находятся в изоэнтропическом приближении в виде аналитических зависимостей.

П.2.1. Универсальный подход к решению системы уравнений газотермодинамического процесса на основе принципа декомпозиции

Подсистема (П.2), учитывающая только изменения «автономного» течения:

$$\left(\frac{\partial \bar{F}}{\partial t} \right)_{(o)} = \bar{\Lambda}_o, \quad (\text{П.36})$$

имеет гиперболический тип. Изменения вида

$$\left(\frac{\partial \bar{F}}{\partial t} \right)_{(m)} = \bar{\Lambda}_m \quad (\text{П.37})$$

трактуются как возмущения основного решения (П.36). Таким образом, приращение локальной производной представляет собой линейную форму, образуемую совокупностью факторов «автономного» течения и групп ИС:

$$\frac{\partial \bar{F}}{\partial t} = \left(\frac{\partial \bar{F}}{\partial t} \right)_{(o)} + \sum_{m=1}^M \left(\frac{\partial \bar{F}}{\partial t} \right)_{(m)}. \quad (\text{П.38})$$

Совокупность операционных шагов (П.36)–(П.38) в пределах актуального слоя представляет собой интерпретацию известного принципа расщепления по физическим процессам и направлениям в пространстве [П.44].

П.2.2. Система твердотельных масок, отображающая топологические свойства объекта исследований

Для отображения условий газодинамического взаимодействия ЛА с прочими телами, вовлеченными в траекторный процесс (пусковым устройством, поверхностью земли), в КО задается система твердотельных масок, кинематика которых определяется решением уравнений динамики полета (п. П.1.5).

Применяются маски двух видов: «тонкие» внутренние и внешние непроницаемые поверхности, отображающие лишь характер связности КО, и объемные, воспроизводящие телесность объектов КО, также ограниченных непроницаемыми поверхностями.

П.2.3. Консервативный метод расчета течений на подвижных границах

Консервативность сеточного решения имеет принципиальное значение, так как выполнимостью этого условия определяется точность получения характеристик энергообмена в процессе старта ЛА. Для моделирования характера взаимодействия здесь также используется изоэнтропическое приближение решения задачи о взаимодействии однородного одномерного потока газа с преградой [П.43; П.45–П.47]. При этом отображается энергообмен в процессе изменения объема КО посредством воспроизведения движения потока через внешнюю грань граничной ячейки, т. е. обмен всеми субстанциями, включая импульс и энергию.

В узлах подвижной граничной поверхности $\Gamma(t^l)$ пространственные шаги h_k , $k = 1, 2, 3$ в общем случае отличаются от тех же в остальных узлах сетки.

Коррекция решения в граничных узлах с учетом актуального состояния подвижной сетки осуществляется следующим образом [П.47] (рис. П.7). Все манипуляции очередного временного шага подчинены условию исключения возможности возникновения исчезающе малых значений h_k .

При появлении новой граничной ячейки в процессе расширения расчет ведется из условия внутреннего дробления изначально общего объема двух ячеек:

$$\bar{F}_{\dots, i_k+1, \dots}^{l+\frac{1}{2}} = \bar{F}_{\dots, i_k, \dots}^l. \quad (\text{П.39})$$

При сжатии происходит поглощение очередной граничной ячейки из условия консервативного слияния субстанций, находящихся изначально в двух отдельных объемах, в один:

$$\bar{F}_{\dots, i_k, \dots}^{l+\frac{1}{2}} = \bar{F}_{\dots, i_k, \dots}^l \sigma + \bar{F}_{\dots, i_k+1, \dots}^l (1 - \sigma), \quad (\text{П.40})$$

где $\{\dots, i_k, \dots\} \in \Gamma(t^{l+1}), \{\dots, i_k+1, \dots\} \in \Gamma(t^l)$;

$$\sigma = \frac{h_k \left| \begin{array}{c} 1 \\ \dots, i_k + 1, \dots \end{array} \right. - \Delta x_k^\Gamma}{h_k \left| \begin{array}{c} 1 \\ \dots, i_k + 1, \dots \end{array} \right. + h_k \left| \begin{array}{c} 1 \\ \dots, i_k, \dots \end{array} \right.}.$$

Причем для всех операций (П.39)–(П.40) $h_k \left| \begin{array}{c} 1 \\ \dots, i_k, \dots \end{array} \right. > |\Delta x_k^\Gamma|$, $\{\dots, i_k, \dots\} \in \Gamma(t^1)$, т. е. ограничение временного шага условием сходимости автоматически обеспечивает превышение расчетного шага над элементарным перемещением границы.

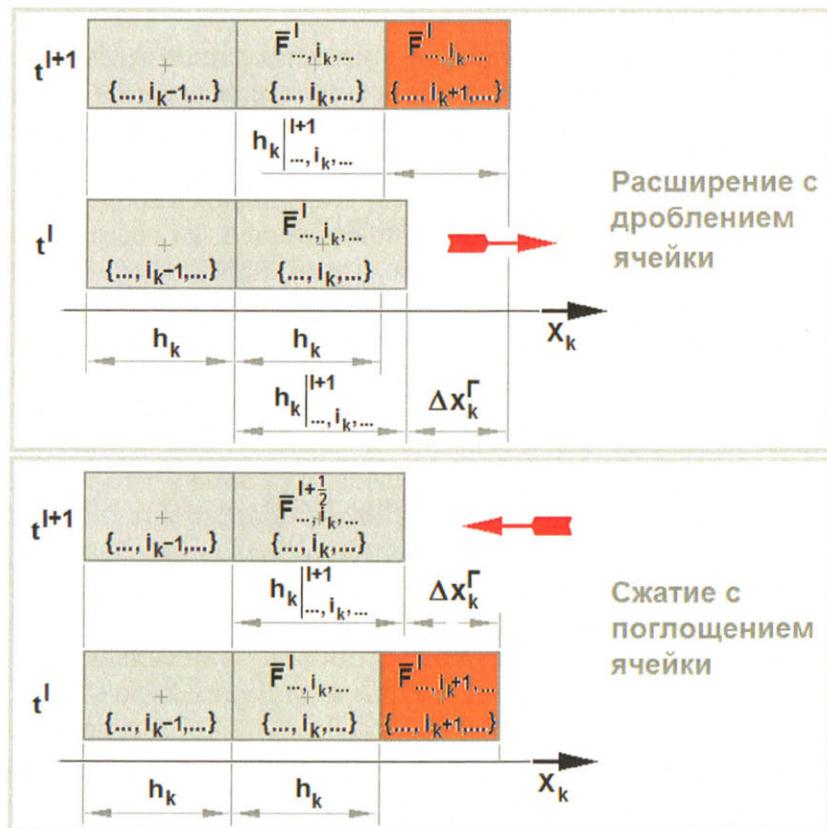


Рис. П.7. Консервативный механизм адаптации подвижной сетки в граничных узлах

П.2.4. Имитация диссипативных свойств

Диссипативная сигнатура физического оригинала может отображаться различными способами. В предельных случаях для этой цели могут применяться, например, уравнения Навье – Стокса и подходы гидравлики. Тем не менее как наиболее сложные и совершенные (первые), так и предельно упрощенные (вторые) содержат эмпирические константы (коэффициенты турбулентной вязкости и гидравлических потерь). Во многих практических задачах двигателестроения отсутствие достоверных данных сводит на нет все попытки повышения точности расчетов параметрических моделей турбулентности и делает нецелесообразным применение усложненных расчетных средств.

В связи с вышеизложенным в представленной модели используется иной принцип отображения диссипативной сигнатуры, исходящий из подтвержденного на практике предположения о подобии структур коэффициентов вязкости – физической и аппроксимационной [П.48, с. 103]. Диссипация в процессе обтекания внешней и внутренней поверхностей ЛА воспроизводится путем нормирования аппроксимационной вязкости [П.1; П.6–П.7; П.49–П.51], что может рассматриваться в качестве однопараметрической модели турбулентности.

Методика обеспечения соответствия между физической и аппроксимационной вязкостями состоит в следующем. Система (П.2) содержит «избыточное» уравнение:

$\frac{\partial}{\partial t}(\rho S) + \sum_{k=1}^3 \frac{\partial}{\partial x_k}(\rho w S) = 0$, из разностного аналога которого определяется значение ($S^{(is)}$) в изоэнтропическом процессе. В то же время решение (П.38) для любого шага расщепления (v) дает уровень энтропии, отражающий схемную диссипацию:

$$S^{(v)} = c_p \ln \left[\frac{T^{(v)}}{T_0} \left(\frac{p_0}{p^{(v)}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right],$$

где T_0 , p_0 – параметры некоторого начального состояния. Отсюда получается прирост энтропии, обусловленный

аппроксимационной вязкостью: $\Delta S = S^{(v)} - S^{(is)}$. Для компенсации ΔS следует отвести теплоту $\Delta Q = T^{(v)} \Delta S$, сбалансирував ее эквивалентной работой объемной силы, действующей в направлении вектора скорости w .

Интенсивность регулирующего аппроксимационную вязкость ИС импульса определяется соотношением

$$\Delta I_i = (\rho T \Delta S / w^2)_{i}^{(v)} \frac{1}{\tau} r_i,$$

где r_i – поле коэффициентов релаксации, задаваемое исходя из сложившихся представлений о диссипативных свойствах класса исследуемых процессов (при $r_i \in [0,1]$ вязкость уменьшается, при $r_i < 0$ – увеличивается).

П.2.5. Сеточное отображение топологических свойств контрольного объема

Сеточное отображение топологических свойств КО задается твердотельной маской, имитирующей «тонкие» перегородки и «телесные» зоны.

«Тонкие» перегородки задаются свойством проницаемости границы ячеек. Проницаемость границы лежит в пределах 0,0...1,0, что позволяет имитировать как перфорированные стенки, так и конструктивные элементы с габаритными размерами меньше периода расчетной сетки. Общий вид расчетной области с границами расчетных ячеек представлен на рис. П.8. Здесь также приведены сеточные координаты узлов и номера ячеек (курсив). Нумерация ячеек начинается с нуля.

Хранение информации о проницаемости стенок в расчетной области осуществляется в массиве (маске) с шаблоном следующего вида: $A(0:NX, 0:NY, 0:NZ, 3)$, где NX, NY, NZ – размерность сетки по координатам X, Y, Z соответственно, а набор из трех чисел определяет проницаемость границ между расчетной ячейкой с номером $I \in \{0\dots NX\}$, $J \in \{0\dots NY\}$, $K \in \{0\dots NZ\}$ и соседней расчетной ячейкой в положительном направлении соответствующей координаты (1-X, 2-Y, 3-Z).

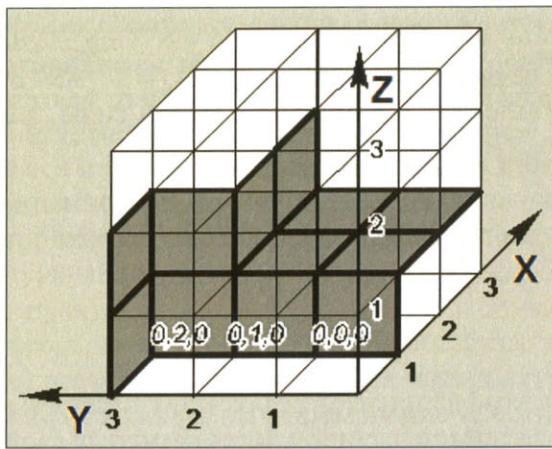


Рис. П.8. Ячейки расчетной области со свободными и твердыми границами

Твердотельной маске формируется с использованием операции импорта твердотельного образа поверхностей, сгенерированного в системе проектирования, в среду алгоритмического языка. «Телесные» зоны конструкции задаются введением массива непроницаемых ячеек, исключенных из области решения краевой задачи (рис. П.8).

П.2.6. Метод повышения гладкости решений в пристеночных зонах течений

Любая практическая задача порождает методы решения, адекватные уровню развития расчетного инструментария. Типичная практическая задача исследования процесса движения свободнолетающих аппаратов до недавнего времени относилась к монопольной сфере весьма приближенных траекторных моделей динамики полета, не ориентированных по своему происхождению на применение машинных вычислений. С появлением высокопроизводительных ЭВМ возникла возможность получения сеточных приближенных решений многомерных нестационарных задач газовой динамики, что явилось предпосылкой к освоению класса качественно новых моделей ЛА, отображающих комплексный характер взаимодействующих внешних и внутренних

течений [П.6; П.7]. Указанный класс моделей при использовании ординарных ЭВМ, тем не менее, остается проблематичным в реализации, так как в силу ресурсных ограничений предполагает применение относительно грубых сеток к геометрическим областям со сложной формой неодносвязных криволинейных границ. Существует широкий спектр методов для получения уточненных отображений криволинейных границ, основанных на применении адаптивных структурированных или неструктурированных неортогональных сеток. Однако построение адекватной адаптивной сетки является отдельной задачей вычислительной геометрии, откуда понятен практический интерес к методам решений нестационарных пространственных задач в КО со сложной топологией на декартовых сетках на базе однородных конечно-разностных схем, обеспечивающих дискретизацию подвижных границ без многократного перестроения сеток (п. П.2.3).

Для обеспечения плавного характера отображения направляющих свойств поверхностей ЛА на относительно грубых сетках подобно [П.1, П.49–П.51 и др.] авторы используют изоэнтропическую модель взаимодействия:

$$(\bar{\Delta}_{I(6)}, \bar{w}) = 0, \quad (\text{П.41})$$

т. е. поверхностные силы не совершают работы. Модель данного вычислительного шага оперирует также представлением о силовом воздействии на лагранжеву частицу, находящуюся в начальный момент в состоянии $\bar{\Pi}^{(v_m)}$, которая по истечении малого промежутка времени dt приобретает в результате заданное направление движения, соответствующее состоянию $\bar{\Pi}^{(v)}$ (рис. П.9).

Переход $\bar{\Pi}^{(v_m)} \rightarrow \bar{\Pi}^{(v)}$ определяется замкнутой системой в составе:

$$(\rho w_n)^{(v)} = (\rho w_n)^{(v_m)} + \Delta_{I_n(6)}^{(v_m)} dt, \quad n = 1, 3 \quad (\text{П.42})$$

– уравнения импульса для шага поворота потока;

$$\rho^{(v)} = \rho^{(v_m)} \quad (\text{П.43})$$

– условия изолированности лагранжевой частицы;

$$\left. \begin{array}{l} w_1^{(v)} = w_{1,3}^{(v)} \sin \alpha_{1,3} \\ w_2^{(v)} = w_{2,3}^{(v)} \sin \alpha_{2,3} \\ w_3^{(v)} = w_{1,3}^{(v)} \cos \alpha_{1,3} \end{array} \right\}, \quad \left. \begin{array}{l} w_1^{(v)} = w_{2,3}^{(v)} \sin \alpha_{2,3} \\ w_3^{(v)} = w_{2,3}^{(v)} \cos \alpha_{2,3} \\ w_2^{(v)} = w_{1,3}^{(v)} \cos \alpha_{1,3} \end{array} \right\}, \quad \left. \begin{array}{l} w_1^{(v)} = w^{(v)} \cos \alpha_{2,3} \\ w_2^{(v)} = w^{(v)} \cos \alpha_{1,3} \\ w_3^{(v)} = w^{(v)} \sin \alpha_{1,3} \end{array} \right\} \quad (\Pi.44)$$

– соотношения между компонентами вектора скорости согласно рис. П.8;

$$\sum_{n=1}^3 \Delta_{l_n(6)}^{(v_m)} w_n^{(v)} = 0 \quad (\Pi.45)$$

– условия (П.41), записанного в проекциях.

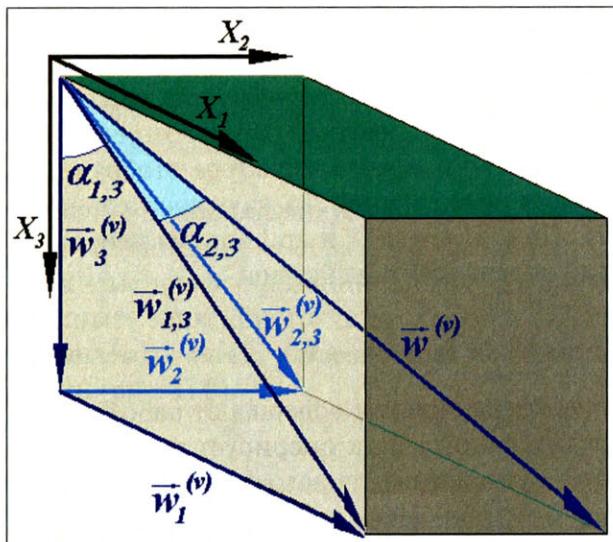


Рис. П.9. Компоненты вектора скорости
в заданном поле направлений

Система (П.42–П.45) имеет алгебраическое решение:

$$w_1^{(v)} = w_1^{(v_m)} \cos \alpha_{2,3} \sin \alpha_{1,3} + w_2^{(v_m)} \cos \alpha_{1,3} \sin \alpha_{2,3} + w_3^{(v_m)} \cos \alpha_{1,3} \cos \alpha_{2,3} \rightarrow$$

$$\rightarrow \begin{cases} w_1^{(v)} = w^{(v)} \cos \alpha_{2,3} \sin \alpha_{1,3} \\ w_2^{(v)} = w^{(v_m)} \cos \alpha_{1,3} \sin \alpha_{2,3} \\ w_3^{(v)} = w^{(v_m)} \cos \alpha_{1,3} \cos \alpha_{2,3} \end{cases}, \quad (\Pi.46)$$

что позволяет далее определить давление $p = \rho RT$ и температуру $\epsilon = \epsilon(\omega, \omega_r, T)$, т. е. остальные компоненты $\bar{\Pi}^{(v)}$. При условии что криволинейная поверхность отображается внутри декартовой сетки плоскими панелями, компланарность течения в приграничных ячейках обеспечивается операциями приведения, заданной в КО маской направлений (П.46).

В качестве иллюстрации показано решение задачи течения в сверхзвуковой части сопла, где расчетная область заполнена гексаэдральными ячейками с твердотельной и направляющей масками (рис. П.10).

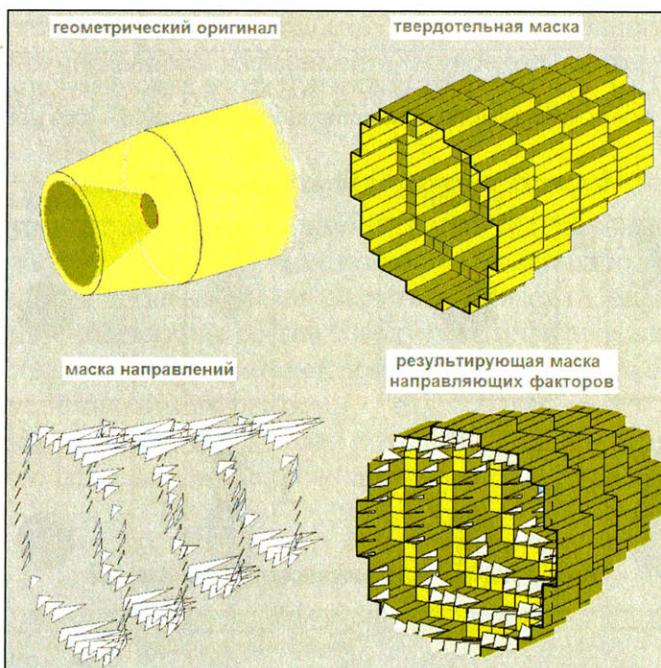


Рис. П.10. Отображение топологических и направляющих свойств конического сопла на регулярную ортогональную сетку

Оценка эффективности направляющей маски вытекает из результатов расчета с ее использованием и без (рис. П.11–П.12), формы струи представлены в форме срезов полей концентрации продуктов сгорания посредством дескриптивной визуализации. Из приведенного сопоставления следует констатация вполне

удовлетворительного совпадения геометрических форм струи, полученных для первого варианта решения (реализующего безотрывное истечение газа), т. е. наличие «геометрической памяти» структур интенсивного течения на грубой расчетной сетке.

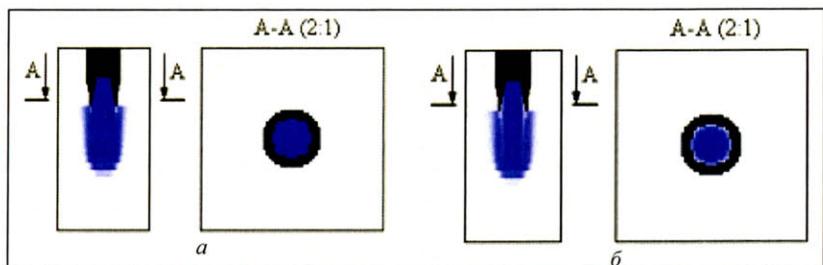


Рис. П.11. Установившийся режим истечения из конического сопла:
а – с использованием направляющей маски; б – без нее

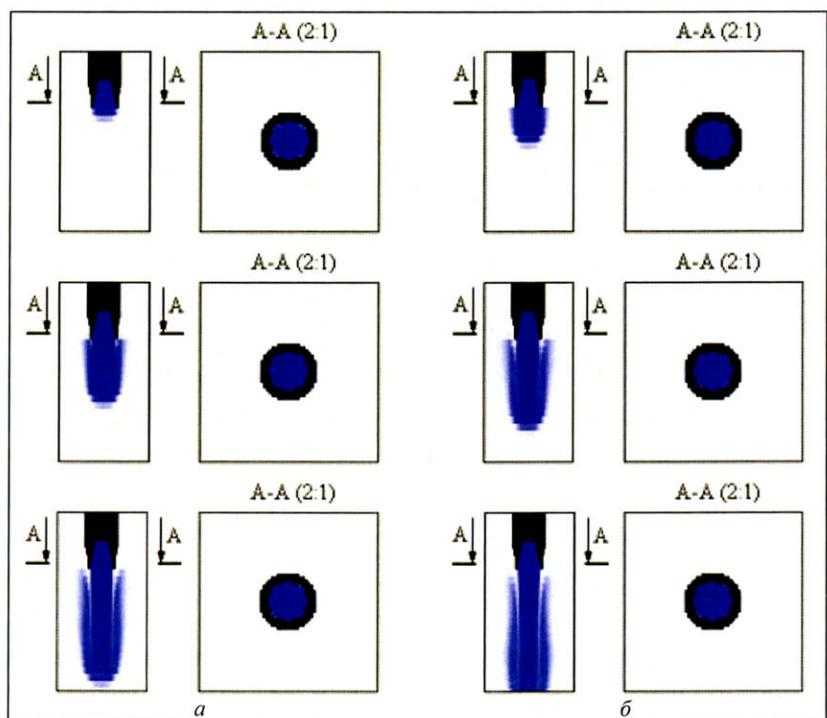


Рис. П.12. Эволюция реактивной струи в фазе реактивного выхлопа:
а – с использованием направляющей маски; б – без нее

П.3. Средства визуализации физических полей

Интегрированная среда численного эксперимента на современном этапе развития информационных технологий необходимым образом предполагает наличие графических оболочек. В особенности это касается многомерных нестационарных задач, оперирующих числовыми массивами, не поддающимися адекватному восприятию в цифровом виде. Проблематика визуализации результатов численного эксперимента имеет принципиальное значение, и аспекты разработки соответствующих программных оболочек выходят далеко за рамки чисто технических задач [П.52]. Далее представлено краткое описание средств синхронного сопровождения численного эксперимента (встроенной анимационной оболочки и статического отображения поля векторов скоростей).

П.3.1. Цветовые карты физических полей

Основным видом синхронного сопровождения численного эксперимента является визуализация физических полей путем отображения фазовых срезов расчетной области в виде цветовых карт. Отображение срезов совокупности физических полей осуществляется анимационной оболочкой численного эксперимента в многооконном режиме.

Каждому скалярному полю поставлен в соответствие свой оттенок в пределах отведенного цветового тона (табл. П.4).

Таблица П.4

Цветовое кодирование скалярных полей

№ п/п	Физическая величина	Цвет
1	Давление	синий
2	Температура	красный
3	Концентрация продуктов сгорания	желтый
4	Концентрация горючего	ярко-зеленый
5	Фаза горения	бледный изумрудно-зеленый
6	Число M потока	лиловый

Визуализация осуществляется путем отображения срезов расчетной области физических полей в режимах одно- и двухпараметрических срезов в виде цветовой кодировки значения физической величины, полученной при посредстве передаточной функции, ставящей в соответствие значение величины или набор величин цвету в трехмерных цветовых пространствах RGB [П.53– П.54] или HSB [П.55].

В случае однопараметрического среза (применимого для скалярного поля) передаточная функция представляется в следующем виде:

$$\{R, G, B\} = \begin{cases} [\{R, G, B\}(x_{\max}) - \{R, G, B\}(0)] \frac{x}{x_{\max}}, & x \geq 0 \\ [\{R, G, B\}(x_{\min}) - \{R, G, B\}(0)] \frac{x}{x_{\min}}, & x < 0 \end{cases}, \quad (\text{П.47})$$

где $\{R, G, B\}$ – координаты цвета в пространстве RGB; x_{\max} , x_{\min} – максимальное, минимальное и актуальное значения элементов отображаемого скалярного поля.

Таким образом, цветовой код интерпретируется точкой на отрезке (П.47), лежащей на одной из прямых, проведенных через точки цветового пространства, отвечающие установленному тональному диапазону, с линейными весовыми коэффициентами (рис. П.13).

Отображение двухпараметрических срезов (для двухкомпонентных векторных полей) осуществляется в цветовом пространстве HSB с помощью передаточной функции, заданной в полярной системе координат:

$$\{H, S, B\} = \begin{cases} H = \arctg\left(\frac{y}{x}\right) \\ S = 100 \\ B = 100 \sqrt{\frac{y^2 + x^2}{\max(x_{\max}^2, x_{\min}^2) + \max(y_{\max}^2, y_{\min}^2)}} \end{cases} \quad (\text{П.48})$$

где $\{H, L, S\}$ – координаты цвета в пространстве HLS; x_{\max}, y_{\max} – максимальное значение компонент отображаемого вектора; x_{\min}, y_{\min} – минимальное значение компонент отображаемого вектора; x, y – компоненты векторного поля в отображаемой точке расчетной области; S – нормирующий множитель.

Цветовые коды интерпретируются следующим образом: цветовой тон (H) – направление вектора, яркость (B) – модуль (рис. П.14).

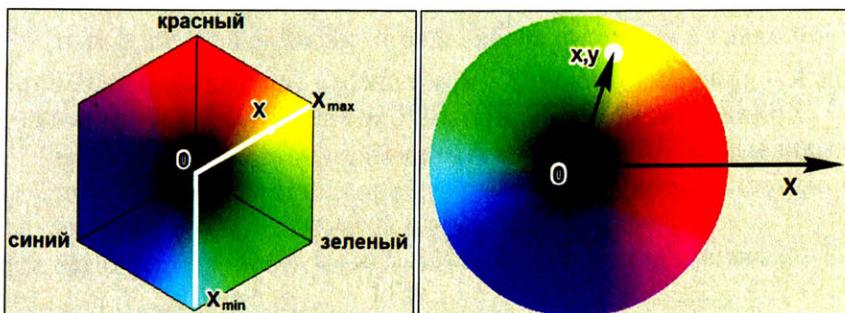


Рис. П.13. Цветовая кодировка скалярных полей

Рис. П.14. Цветовое отображение двухкоординатных векторных полей

П.3.2. Метод построения линий тока

Поле векторов скорости представляет собой труднообразимое бесконечное многообразие, заполняющее контрольный объем. Для выявления морфологии течения теория векторного поля предоставляет весьма ограниченный набор выражительных средств, среди которых ведущую роль играют линии тока.

Задача построения линии тока определяется уравнением

$$\frac{d\vec{r}}{dt} = \vec{w}(\vec{r}(t)), \quad (\text{П.49})$$

где $\vec{r} = \vec{r}(t)$ – радиус-вектор; $\vec{w} = \vec{w}(\vec{r}(t))$ – субстанциональная скорость.

В уравнении (П.49) время t выступает как параметр. Интегральная кривая \vec{r} с точностью до членов второго порядка малости

лежит в соприкасающейся плоскости, натянутой на векторы касательной \vec{t} и главной нормали \vec{n} . Векторы сопровождающего трехгранника \vec{t} , \vec{n} , \vec{b} определяются формулами Серре – Френе:

$$\left. \begin{aligned} \frac{d\vec{t}}{ds} &= K\vec{n} \\ \frac{d\vec{n}}{ds} &= -K\vec{t} + T\vec{b} \\ \frac{d\vec{b}}{ds} &= -T\vec{b} \end{aligned} \right\}, \quad (\Pi.50)$$

где K – кривизна кривой; T – кручение; s – натуральный параметр.

Кривизна и кручение кривой определяются нижеприведенными выражениями:

$$K^2 = \frac{\dot{\vec{r}}^2 \ddot{\vec{r}}^2 - (\dot{\vec{r}} \cdot \ddot{\vec{r}}^2)^2}{(\dot{\vec{r}}^2)^3}; \quad (\Pi.51)$$

$$T = \frac{1}{K^2} \frac{(\dot{\vec{r}} \times \ddot{\vec{r}} \cdot \dddot{\vec{r}})}{(\dot{\vec{r}}^2)^3}. \quad (\Pi.52)$$

Исходя из основной теоремы теории кривых [П.56], если на отрезке $0 \leq s \leq a$ заданы две непрерывные функции $K(s) \geq 0$, $T(s)$, то с точностью до расположения в пространстве существует единственная кривая $L: \vec{r} = \vec{r}(s)$, $0 \leq s \leq a$ такая, что s представляет собой длину дуги, а кривизна и кручение L – соответственно $K(s)$ и $T(s)$.

Построение кривой L проводится следующим образом. Система (П.50) содержит девять обыкновенных дифференциальных уравнений для компонент векторов \vec{t} , \vec{n} , \vec{b} . Заданием сопровождающего трехгранника в точке $s = 0$: $\vec{t}(0)$, $\vec{n}(0)$, $\vec{b}(0)$ решение системы (П.50) $\vec{t}(s)$, $\vec{n}(s)$, $\vec{b}(s)$ определяется однозначно, т. е. может быть получен радиус-вектор любой точки на линии тока:

$$\vec{r}(s) = \vec{r}(0) + \int_0^s \vec{\tau}(s) ds. \quad (\text{П.53})$$

Алгоритм построения линий тока представлен ниже (см. также рис. П.15, а, б):

- 1) задается начальная точка $\vec{r}_i(0)$, вычисляется соответствующая ей скорость и определяется диспозиция на расчетной сетке;
- 2) через заданную точку в направлении вектора скорости строится прямая и отыскивается ее пересечение с гранью соседней ячейки; определяется скорость в точке пересечения;
- 3) в результате многократного повторения операции по п. 2 находится последовательность векторов $\{\vec{r}_i\}, i = \overline{0, N}$, задающих дискретное описание кривой линии, с использованием полученных скоростей в этих точках;
- 4) по формулам (П.51)–(П.52) вычисляются кривизна $\{K_i\}$ и кручение $\{T_i\}$ линии L в каждой точке с учетом $\dot{\vec{r}}_i = \vec{V}_i$; производные высших порядков $\ddot{\vec{r}}, \ddot{\vec{r}}$ аппроксимируются односторонними конечными разностями;
- 5) из решения системы уравнений (П.50) находятся компоненты векторов естественного трехгранника $\{\vec{\tau}_i\}, \{\vec{n}_i\}, \{\vec{b}_i\}$;
- 6) выполняется построение линии тока согласно (П.53).

Для построения кривой нужно решить $9 \cdot N$ обыкновенных дифференциальных уравнений первого порядка. Для сокращения числа вычислений нужно заметить, что вектор касательной $\vec{\tau} = \vec{w}/|\vec{w}|$.

Программный сервис для построения линий тока реализован в виде утилиты в среде ПП Tecplot 360 [П.57] на основе импорта массивов фазовых срезов. Анимационными возможностями указанная программная реализация не обладает в связи с отсутствием интерфейса со средой численного эксперимента.

Вихревые линии строятся аналогичным образом.

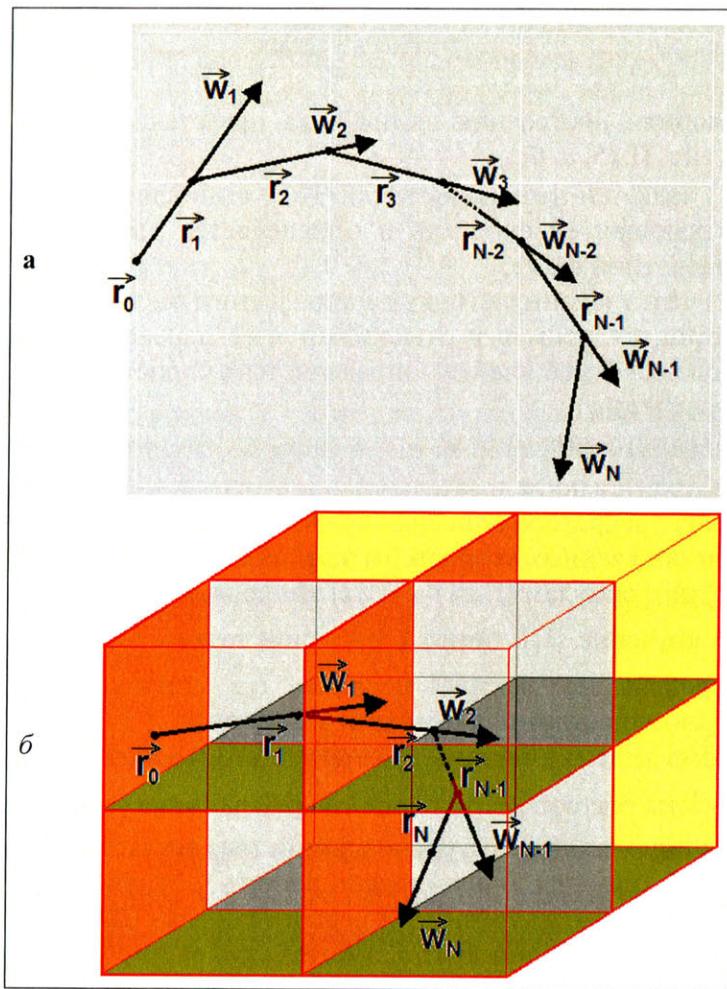


Рис. П.15. Построение линий тока в плоском (а)
и пространственном (б) случаях

Литература к приложению

- П.1 Амброжевич, А.В. Численное моделирование комплекса нестационарных газодинамических процессов в тепловых двигателях : монография / А.В. Амброжевич. – Харьков : Изд-во ХГАДТУ, 1999. – 77 с.
- П.2 Амброжевич, А.В. Комплексная математическая модель пульсирующего воздушно-реактивного двигателя малой тяги/ А.В. Амброжевич, С.Н. Ларьков // Радіоелектронні і комп’ютерні системи : науково-технічний журнал. – Харків : ХАІ, № 4. –2004. –С. 118–121.
- П.3 Амброжевич, А.В. Комплексно-сопряженные газодинамические и механические модели тепловых двигателей/ А.В. Амброжевич, М.В. Амброжевич, С.Н. Ларьков // Аэродинамика: проблемы и перспективы : сб. науч. трудов. Вып. 2. –Харьков : Нац. аэрокосмический ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2006. – С. 5–29.
- П.4 Амброжевич, А.В. Опережающие исследования процесса внешнего и внутреннего обтекания беспилотного летательного аппарата с пульсирующим воздушно-реактивным двигателем на основе комплексной газотермодинамической модели/ А.В. Амброжевич, И.П. Бойчук, А.С. Карташев // Авиационно-космическая техника и технология. – 2008. – Вып. 1(48). –С. 11–16.
- П.5 Амброжевич, А.В. Комплексная траекторная модель летательного аппарата / А.В. Амброжевич, В.А. Середа // Авиационно-космическая техника и технология. – 2008. – № 5/52. – С. 40–44.
- П.6 Полные траекторные модели двухступенчатых ракет / А.В. Амброжевич[и др.] // Авиационно-космическая техника и технология : сб. научн. тр. – Харьков : ХАІ, 2009. – № 3(60). – С. 28–32.
- П.7 Амброжевич, А.В. Обобщенные аэрогазодинамические траекторные модели беспилотных летательных аппаратов/ А.В. Амброжевич, И.П. Бойчук // Аэрогидродинамика и аэроакустика: проблемы и перспективы. – 2009. – С. 11–18.

- П.8 Амброжевич, А.В. Технология исследований рабочих процессов транспортных систем с бесклапанными ПуВРД/ А.В. Амброжевич, С.Н. Ларьков, К.В. Мигалин // Авиационно-космическая техника и технология. –2010. – № 4/71. – С. 67–74.
- П.9 Амброжевич, А.В. Модель многорежимного горения в тепловых машинах/ А.В. Амброжевич, С.Н. Ларьков, К.В. Мигалин // Авиационно-космическая техника и технология. –2010. – № 5/72. – С. 50–58.
- П.10 Исследование рабочего процесса в эжекторном ПВРД/ А.В. Амброжевич [и др.] // Авиационно-космическая техника и технология. – 2011. –№ 2/79. – С. 62–68.
- П.11 Амброжевич, А.В. Моделирование температурного воздействия пульсирующего воздушно-реактивного двигателя на элементы конструкции планера беспилотного летательного аппарата / А.В. Амброжевич, И.П. Бойчук, А.С. Карташев// Авиационно-космическая техника и технология : сб. науч. тр. –Харьков : ХАИ, 2007. –№ 2/38. –С. 43–47.
- П.12 Термодинамические и теплофизические свойства продуктов сгорания : справочник : в 10 т. / под ред. В.П. Глушко. –М. :ВИНТИ АН СССР, 1971–1979. – Т. 1.
- П.13 Wesbrook, C.K. A Detailed Chemical Kinetic Reaction Mechanism for the Oxidation of Iso-Octane and Heptane over an Extended Temperature Range and its Application to Analysis of Engine Knock/ C.K. Wesbrook, J. Warnatz etc. // 22nd Symposium (Intl) on Combustion.(893), 1988.
- П.14 Kong, S.C. Modeling and Experiments of HCCI Engine Combustion Using Detailed Chemical Kinetics with Multidimensional CFD/ S.C. Kong, S.D. Mariott etc. // SAE 2001-01-1026.
- П.15 Acevs, S.V. A Decoupled Model of Detailed Fluid Mechanics Folowed by Detailed Cehemical Kinetics for Prediction of Iso-Octane HCCI Combustion/ S.V. Acevs, J. Martines-Frias etc //SAE 2001-01-3612.
- П.16 Двигатели внутреннего сгорания / под ред. А.С. Орлина, М.Г. Круглова. – М. : Машиностроение, 1983. –375 с.

- П.17 Воинов, А.Н. Сгорание в быстроходных поршневых двигателях / А.Н. Воинов. – М. : Машиностроение, 1977. – 277 с.
- П.18 Дизели : справочник / под ред. Ваншнейдта. – М. : Л. : Машиностроение, 1964. – 559 с.
- П.19 Кнорре, Г.Ф. Что такое горение? / Г.Ф. Кнорре. – М. : Л. : Госэнергоиздат, 1955. – 233 с.
- П.20 Основы практической теории горения / В.В. Померанцев [и др.]. – М. : Л. : Энергия, 1973. – 264 с.
- П.21 Livengood, J.C., Wu, P.C. Correlation of Autoignition Phenomena in Internal Combustion Engines and Rapid Compression Machines. Fifth Symposium on Combustion, 1955.
- П.22 Jinkai Zheng, David L. Miller and Nocolas P. Gernansky. A Global Reaction Model for the HCCI Combustion Process. SAE Paper № 2004-01-2950.
- П.23 Watson, N., Pilley, A.D., and Marzouk, M., “A Combustion Correlation for Diesel Engine Simulation”, SAE Paper № 800029.
- П.24 Льюис, Б. Горение, пламя и взрывы в газах / Б. Льюис, Г. Эльбе. – М. : Мир, 1968. – 592 с.
- П.25 Ворожцов, Е.В. Дифференциальные анализаторы ударных волн. Приложения теории/ Е.В. Ворожцов, В.М. Фомин, Н.Н. Яненко// Численные методы механики сплошной среды. – 1976. – Т. 7. – № 6. – С. 8–22.
- П.26 Ворожцов, Е.В. Метод локализации особенностей при численном решении задач газовой динамики/ Е.В. Ворожцов, Н.Н. Яненко. – Новосибирск : Наука, 1985. – 224 с.
- П.27 Белоцерковский, О.М. Метод крупных частиц в газовой динамике / О.М. Белоцерковский, Ю.М. Давыдов. – М. : Наука, 1982. – 392 с.
- П.28 Роуч, П. Вычислительная гидродинамика / П. Роуч. – М. : Мир, 1980. – 616 с.
- П.29 Харлоу, Ф. Численный метод частиц в ячейках для задач гидродинамики / Ф. Харлоу // Вычислительные методы в гидродинамике. –М. : Мир, 1967. – С. 316–342.

- П.30 Тимошенко, С.П. Колебания в инженерном деле / С.П. Тимошенко. –М. : Гос. изд-во физ.-мат. литературы, 1959. –440 с.
- П.31 Вахитов, М.Б. Расчет с помощью ЭВМ стержней переменного сечения на изгиб при произвольной поперечной и продольной нагрузке / М.Б. Вахитов // Изв. вузов. Серия «Авиационная техника». – 1967. – № 40. –С. 66–77.
- П.32 Тимошенко, С.П. Прочность и колебания элементов конструкций / С.П. Тимошенко. – М. : Наука, 1975. –704 с.
- П.33 Тихонов, А.Н. Уравнения математической физики/ А.Н. Тихонов, А.А. Самарский. –М. : Наука, 1977. –736 с.
- П.34 Бойчук, И.П. Сравнение механических моделей колебания лепесткового клапана/ И.П. Бойчук, С.Н. Ларьков, В.Ю. Силевич // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов. – 2009. – № 3(59). – С. 26–32.
- П.35 Силевич, В.Ю. Моделирование процесса вынужденных колебаний лепесткового клапана ПуВРД / В.Ю. Силевич // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов. – 2011. – № 1(59). – С. 6–32.
- П.36 Шорин, С.Н. Теплопередача / С.Н. Шорин. – М. : Высш. шк., 1964. – 498 с.
- П.37 Carvalho, M. G. Predicting Radiative Heat Transfer in Absorbing, Emitting, and Scattering Media Using the Discrete Transfer Method/ M. G. Carvalho, T. Farias, P. Fontes // Fundamentals of Radiation Heat Transfer, V. 160, PP. 17–26. ASME HTD, 1991.
- П.38 Cheng, P. Two-Dimensional Radiating Gas Flow by a Moment Method / P. Cheng// AIAA Journal, 2Ю PP. 1662–1664, 1964.
- П.39 Chui, E. H. Computation of Radiant Heat Transfer on a Non-Orthogonal Mesh Using the Finite-Volume Method / E. H. Chui, G. D. Raithby // Numerical Heat Transfer, Part B, 23. PP. 269–288, 1993.
- П.40 Raithby, G. D. A Finite-Volume Method for Predicting a Radiant Heat Transfer in Enclosures with Participating Media/ G. D. Raithby, E. H. Chui // J. Heat Transfer, 112, PP. 415–423, 1990.

- П.41 Siegel, R. Thermal Radiation Heat Transfer/ R. Siegel, J. R. Howell // Hemisphere Publishing Corporation, Washington D.C., 1992.
- П.42 Иванов, М.Я. Численное решение прямой задачи о смешанном течении в соплах/ М.Я. Иванов, А.Н. Крайко // Изв. АН СССР. Сер. Механика жидкости и газа. –1969. – № 5. –С. 41–49.
- П.43 Кочин, Н.Е. К теории разрывов в жидкости : собр. соч. : в 2 т. / Н.Е. Кочин. – М., 1948. – Т. 2. – С. 5–42.
- П.44 Ковеня, В.М. Метод расщепления в задачах газовой динамики/ В.М. Ковеня, Н.Н. Яненко. –Новосибирск : Наука, 1981. –304 с.
- П.45 Седов, Л.И. Методы подобия и размерности в механике / Л.И. Седов. – М. : Наука, 1977. – 440 с.
- П.46 Рождественский, Б.Л. Системы квазилинейных уравнений и их приложения к газовой динамике/ Б.Л. Рождественский, Н.Н. Яненко. –М. : Наука, 1978. –688 с.
- П.47 Амброжевич, М.В. Интегрированная технология опережающих исследований рабочего процесса в авиационном двухтактном поршневом двигателе / М.В. Амброжевич // Авіаційно-космічна техніка і технологія : науково-технічний журнал. –Харків : ХАІ, 2003. –Вип. 42/7. –С. 78–82.
- П.48 Белоцерковский, О.М. Численное моделирование в механике сплошных сред / О.М. Белоцерковский. – М. : Наука, 1984. –520 с.
- П.49 Амброжевич, А.В. Численное моделирование теплофизических процессов в двигателестроении : учеб. пособие/ А.В. Амброжевич. – Харьков : Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2005. –233 с.
- П.50 Мунштуков, Д.А. Приближенная модель нестационарных пространственно неоднородных течений в решетках лопаточных машин/ Д.А. Мунштуков, А.В. Амброжевич // Энергетическое машиностроение. – 1988. – Вып. 46. – С. 13–18.
- П.51 Амброжевич, А.В. Численный метод реализации плоской модели течения среды в решетке лопаточной машины/

- А.В. Амброжевич // Энергетическое машиностроение. – 1988. – Вып. 46. – С. 93–99.
- П.52 Бондарев, А.Е. Функции визуализации в вычислительной аэрогазодинамике / А.Е. Бондарев, Е.Н. Бондарев // Полет. – 2000. – № 10. – С. 53–60.
- П.53 Бартеньев, О.В. Современный FORTRAN / О.В. Бартеньев. – М. : Диалог-МИФИ, 2000. – 448 с.
- П.54 Бартеньев, О.В. Visual Fortran: новые возможности / О.В. Бартеньев. – М. : Диалог-МИФИ, 1999. – 304 с.
- П.55 Назарьев, В.В. ЦВЕТ: Компьютерная обработка цветных изображений / В.В. Назарьев. – М : ЭКОМ, 1996. – 80 с.
- П.56 Погорелов, А.В. Дифференциальная геометрия / А.В. Погорелов. – М. : Наука : Гл. ред. физ.-мат. лит., 1974. – 179 с.
- П.57 Tecplot 360 [Электронный ресурс]. – URL : <http://www.tecplot.com/>

Условные обозначения в приложении

$\vec{\Pi}(\vec{x}, t) = \{p, T, \vec{w}, \vec{C}\}(\vec{x}, t)$ – обобщенный вектор состояния физических полей.

t – время.

x_1, x_2, x_3 – пространственные координаты.

$\vec{w} = (w_1, w_2, w_3)$ – вектор скорости.

ρ – плотность.

T – температура.

\vec{F} – обобщенные потоковые вектор-матрицы.

$\vec{\Phi}$ – вектор-матрица конвективных и волновых процессов.

$\vec{\Phi}_k$ – проекции вектор-матрицы конвективных и волновых процессов на оси координат.

$\vec{\Delta}_{(n)}$ – вектор-матрица «свободных» источников-стоков.

\vec{C} – матрица функций субстанциональных свойств.

S – энтропия.

$\vec{C} = \{\omega, \omega_r, \tilde{t}, S\}$ – матрица функций субстанциональных свойств.

ω, ω_r – массовые концентрации продуктов сгорания и горючего.

\tilde{t} – индивидуальное время химически реагирующей частицы.

$\varepsilon, \varepsilon^0$ – внутренняя энергия (по статическим параметрам и полная).

i, i^0 – энталпия (по статическим параметрам и полная).

$\vec{f} = \{f_1, f_2, f_3\}$ – напряженность поля массовых сил.

M_M – общее число групп ИС, обусловленных субстанциональным переносом.

M_C – общее число групп «свободных» ИС.

i_k – орты прямоугольной системы координат.

R – газовая постоянная.

σ – скоростной фактор реакции горения.

X – доля выгоревшего топлива к моменту времени t .

m_{pf}, m_o – показатели характеристики предпламенных процессов и самоподдерживающихся химических реакций.

X_2 – полнота сгорания.

t_2 – продолжительность сгорания.

L – характерный линейный размер камеры сгорания.

[t] – эталон времени.

C_z – параметр скорости горения.

n^{pf} – массовая доля топлива, окисляющегося в предпламенных процессах.

$\bar{A}_\alpha = \{X_z, \tilde{t}, t_z, m\}^\alpha$ – обобщенный параметрический вектор аргументов формулы Вибе.

c – теплоемкость.

α_{ok} – коэффициент избытка окислителя.

y – координата центра масс упругого элемента клапана.

k – коэффициент жесткости системы.

m_n – обобщенная масса.

Q – вынуждающая сила.

γ – плотность материала клапана.

h, l – толщина и ширина клапана соответственно.

E – модуль упругости материала.

J – момент инерции сечения упругого элемента клапана.

M_{LA} – масса ЛА.

\vec{u} – скорость движения центра масс.

$\vec{n}_{(5)}$ – единичный вектор внешней нормали к поверхности ЛА.

ω_n – компоненты угловых скоростей.

M_n – проекции траекторных моментов.

I_n – осевые моменты инерции.

α – коэффициент теплоотдачи.

v_j – частота излучения.

$I_\lambda(v_j)$ – интенсивность спектрального излучения.

ε_* – коэффициент излучения.

$B(v)$ – интенсивность энергии собственного излучения среды.

n – коэффициент преломления.

$\alpha(v)$ – коэффициент поглощения.

$\beta(v)$ – коэффициент ослабления.

σ_0 – постоянная Стефана – Больцмана.

γ – индикатриса рассеяния.

ϖ – телесный угол.

λ – длина волны.

α_λ – спектральный коэффициент поглощения.

$I_{b\lambda}$ – интенсивность поглощения абсолютно черного тела.

τ^1 – временной шаг.

h_k – пространственный шаг.

$\bar{\Lambda}^1$ – однофакторная изменчивость течения на протяжении временного шага.

Γ – границы области течения.

{R,G,B} – координаты цвета в пространстве RGB.

{H,L,S} – координаты цвета в пространстве HLS.

\vec{r} – радиус-вектор.

K – кривизна кривой.

T – кручение.

s – натуральный параметр.

$\vec{\tau}$, \vec{n} , \vec{b} – векторы сопровождающего трехгранника.

БЛА – беспилотный ЛА.

КС – камера сгорания.

КО – контрольный объем.

ЛА – летательный аппарат.

ПП – программный продукт.

ЭПВРД – эжекторный прямоточный воздушно-реактивный двигатель.

Содержание

Предисловие	3
1. Классификация и генезис ПУВРД	5
2. Пульсирующие воздушно-реактивные двигатели с входным механическим клапаном	11
2.1. Двигатель «Аргус-Шмидт»	12
2.2. Послевоенное «клонирование» немецкого прототипа	26
2.3. Двигательные установки с ПуВРД для высоких дозвуковых скоростей полета	37
2.4. Авиамодельные ПуВРД с механическим клапаном	38
2.5. ПуВРД для легких всепогодных беспилотных летательных аппаратов	46
2.6. Газодинамический процесс в ПуВРД на примере двигателя с клапаном лепесткового типа	54
2.7. Проектирование узла механического клапана	61
2.8. Конструкционные материалы и ресурс ПуВРД	63
2.9. Интеграция ПуВРД с планером БЛА	76
3. Бесклапанные пульсирующие воздушно-реактивные двигатели	81
3.1. Эффект полупроводимости газовоздушных трактов и его применение	83
3.2. Бесклапанные двигатели линейной схемы	88
3.3. Двигатели с акустическими клапанами лабиринтного типа	89
3.4. Пульсирующие двигатели «рекуперативных» схем	91
3.5. ПуВРД для сверхзвуковых скоростей полета	134
3.6. Эжекторные двигатели	137
4. Пульсирующие ВРД интегральных схем	153
4.1. Вертолетные ПуВРД	154
4.2. ПуВРД, интегрированные в планер летательных аппаратов с неподвижным крылом	178

5. Пульсирующие детонационные двигатели	196
5.1. ИДД с автономным газодинамическим процессом	205
5.2. Пульсирующие детонационные двигатели с механически детерминированными фазами газораспределения	217
5.3. Комбинированные детонационные двигатели на базе ТРД	225
5.4. Взгляд на состояние проблемы создания детонационного двигателя	228
Послесловие	229
Библиографический список	231
Условные обозначения	244
Приложение	247

Научное издание

*Мигалин Константин Валентинович
Амброжевич Александр Владимирович
Середа Владислав Александрович и др.*

ПУЛЬСИРУЮЩИЕ
ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫЕ ДВИГАТЕЛИ

Монография

Редактор *Г.В. Данилова*
Технический редактор *З.М. Малявина*
Компьютерная верстка: *И.И. Шишкина*
Дизайн обложки: *Г.В. Карасева*

На четвёртой странице обложки – схематичное изображение рабочего цикла стволового пульсирующего двигателя.

Подписано в печать 10.06.2014. Формат 60×84/16.
Печать оперативная. Усл. п. л. 17,2.
Тираж 100 экз. Заказ № 10-05-14.

Издательство Тольяттинского государственного университета
445667, г. Тольятти, ул. Белорусская, 14

