

УДК 533.6:621.452:629.73

© 1997 г. С.В. БАФТАЛОВСКИЙ, А.Н. КРАЙКО, В.Е. МАКАРОВ, Н.И. ТИЛЛЕВА

ОПТИМИЗАЦИЯ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ГИПЕРЗВУКОВОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С ПРЯМОТОЧНЫМ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫМ ДВИГАТЕЛЕМ

Рассматриваются вопросы оптимизации силовой установки гиперзвукового летательного аппарата с прямоточным реактивным двигателем при сверхзвуковой скорости в его камере сгорания. Камера сгорания рассчитывается в одномерном приближении, а течение в воздухозаборнике и сопле, а также обтекание внешних обводов летательного аппарата – в двумерном. Фиксируются полная длина силовой установки, форма образующей верхней части летательного аппарата, высоты входов в воздухозаборник и в камеру сгорания и режим полета. Ищутся оптимальные длины воздухозаборника и нижней прямолинейной стенки несимметричного сопла и форма его верхней стенки, реализующие максимум выбранного критерия оптимальности – в приводимых примерах либо превышения тяги над сопротивлением, либо суммарной подъемной силы летательного аппарата, включающей подъемную силу крыльев и сопла. При каждой длине трехскачкового воздухозаборника он профилируется так, что реализуется расчетный режим течения со скачками, приходящими на кромку прямолинейной обечайки и регулярно отражающимися от нее. В качестве топлива, подаваемого в камеру сгорания постоянной площади, рассматривается водород. Оптимальная верхняя стенка сопла строится методом характеристик.

Одна из ключевых проблем создания гиперзвукового летательного аппарата с прямоточным воздушно-реактивным двигателем – определение оптимальных размеров воздухозаборника, камеры сгорания и сопла при жестких ограничениях на габариты силовой установки. Из-за этих ограничений негативные эффекты вязкости, как правило, еще не являются преобладающими в том смысле, что при реально располагаемых размерах эффективность сжатия в воздухозаборнике и подвода энергии в камеру сгорания, как и тяга сопла, растут с ростом продольного размера каждого из перечисленных элементов. Если же полная длина силовой установки фиксирована, то увеличение любого из них уменьшает размер остальных и ухудшает их характеристики. Поэтому оптимальный выбор длин должен определяться высокой эффективностью силовой установки в целом, а не совершенством отдельных ее элементов.

Чтобы решение такой задачи было реально и давало конструктору уже на этапе проектирования полезные ориентиры, важно соблюсти по крайней мере два условия. Во-первых, математическая модель, описывающая процессы в воздухозаборнике, камере сгорания и сопле, будучи сравнительно простой, должна достаточно точно определять вклад этих устройств в интегральные характеристики летательного аппарата. Во-вторых, требуется понимание того, что решение зависит от выбора критерия оптимальности, жестко связанного с назначением создаваемого аппарата. Развита ниже математическая модель, допуская последующие уточнения и совершенствование, удовлетворяет сформулированным принципам, а полученные с ее помощью для двух критериев оптимальности результаты демонстрируют целесообразность развиваемого подхода.

В принятой модели камера сгорания рассчитывается в одномерном приближении, а воздухозаборник и сопло – в двумерном. Одномерная модель камеры сгорания, под-

робно описанная в [1], опирается на использование "кривой выгорания" – зависимости полноты сгорания η от продольной координаты x и конструктивных параметров камеры. Кривая выгорания предполагается известной из предварительных расчетно-экспериментальных исследований смешения и стационарного горения водорода в воздухе при сверхзвуковой скорости течения. Она характеризует неравновесный процесс образования воды и по мере развития соответствующих исследований может уточняться.

В приводимых ниже примерах кривая выгорания, как и в [1], бралась из [2], несмотря на несколько иной, чем в [2], смысл η . Поскольку в [1] процессы, отличные от лимитируемого смешением образования воды (диссоциация кислорода и водорода, образование OH и NO и возбуждение колебательных степеней свободы молекул), считаются равновесными, то под η понимается доля молекул водорода (при коэффициенте избытка воздуха $\epsilon > 1$) или молекул кислорода (при $\epsilon < 1$), которые вошли в молекулы воды. В дополнение к сказанному модель камеры сгорания [1] в рамках схемы "мгновенного объединения" учитывает изменение потоков массы, количества движения и полной энтальпии, связанных с подачей водорода. При этом используются соответствующие законы сохранения для канала постоянного сечения, параметры равномерного потока воздуха берутся из расчета воздухозаборника, а параметры водорода задаются с учетом способа его подачи (по потоку или под углом к нему и т.д.).

Оптимизация ведется на одном фиксированном (по числу Маха, углу атаки, высоте полета и т.д.) режиме, для которого воздухозаборники всех длин считаются "расчетными". Последнее означает, что скачки, идущие от верхней стенки воздухозаборника, приходят на переднюю кромку его обечайки и регулярно отражаются от нее. Воздухозаборники берутся из класса плоских многоскачковых, причем алгоритмом допускается замена части скачков центрированными волнами сжатия с характеристиками, приходящими на ту же кромку.

При заданной высоте входа в воздухозаборник интенсивность первого ("головного") скачка, а следовательно, и наклон первого клина однозначно определяются длиной воздухозаборника. Интенсивность других скачков определяется высотой входа в камеру сгорания, а если скачков, идущих от верхней стенки воздухозаборника, больше двух – дополнительными соображениями, основанными на опыте конструирования плоских воздухозаборников. Можно, например, интенсивности второго, третьего и прочих скачков выбирать из условия обеспечения минимального роста потерь полного давления. Хотя в рассмотренных примерах с тремя скачками (двумя, приходящими на обечайку, и третьим – отраженным от нее) потребности в подобных дополнительных соображениях не возникает, опыт построения плоских многоскачковых воздухозаборников более чем оправдывает использование в математической модели воздухозаборников именно этого типа. Пространственное растекание газа от плоскости симметрии летательного аппарата, головной скачок и энтропийный слой, образующиеся при обтекании расположенной впереди воздухозаборника его затупленной головной части, и другие неучитываемые на данном этапе эффекты можно включать в модель по мере ее дальнейшего совершенствования. Пока же продольные размеры силовой установки и летательного аппарата считаются совпадающими.

Как уже указывалось, набегающий поток воздуха, пройдя через ударные волны, возникающие в воздухозаборнике, после "мгновенного объединения" с водородом попадает в камеру сгорания, описываемую в одномерном приближении. В рамках модели наряду с камерами постоянной площади могут строиться камеры, расширяющиеся с некоторого сечения по разным законам. Так, если при достаточно малой полноте сгорания η число Маха потока достигает заданной, близкой к единице величины $M_m > 1$, то концевой участок камеры можно сделать расширяющимся с $M \equiv M_m$. Аналогичным образом на концевом участке можно фиксировать максимально допустимую температуру $T \equiv T^m$ и т.п. Вообще говоря, длина камеры сгорания может рассматриваться в качестве второго искомого параметра, который вместе с длиной

воздухозаборника при заданной длине силовой установки определяет длину сопла. В приводимых далее примерах, однако, длина камеры автоматически определялась по одному из трех критериев: либо достижением (по кривой выгорания) заданного значения $\eta = \eta_c < 1$, либо выходом на равновесный состав по всем компонентам, включая воду, либо достижением числом Маха значения $M_m = 1,01$.

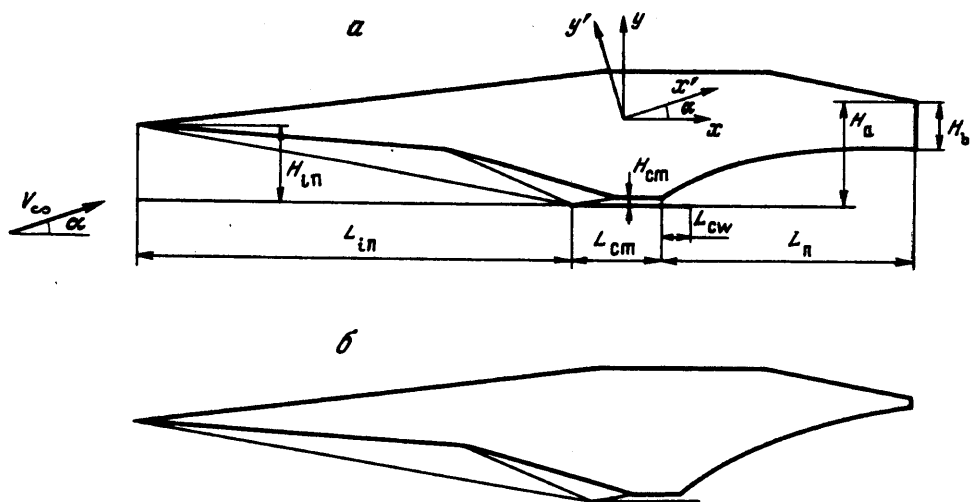
Для известного потока на выходе из камеры сгорания, равномерного в используемой модели и сверхзвукового с $M > 1$, и известной длины сопла последнее берется из семейства несимметричных плоских сопел с профилируемой верхней стенкой и с прямолинейной нижней. Оптимальная длина нижней стенки сопла, являющейся продолжением прямолинейной же обечайки воздухозаборника и нижней стенки камеры сгорания, для каждой полной длины сопла тоже находится в процессе решения. В рассчитывавшихся примерах, в которых в качестве критерия оптимальности брались либо избыток тяги над сопротивлением, либо подъемная сила летательного аппарата χ , оптимальная длина нижней стенки заметно меньше длины верхней. Последнее легко понять. В первом случае, начиная с некоторой длины нижней стенки, дальнейшее ее увеличение не изменяет тяги сопла, причем для сопел с большими степенями расширения, используемых в аппаратах исследуемого типа, она составляет малую долю полной длины сопла. При оптимизации же по χ сопла с длинной нижней стенкой имеют малую подъемную силу.

Контуры верхних стенок сопел строились методом характеристик с использованием решения точной вариационной задачи сверхзвуковой газовой динамики [3]. При этом степень расширения оптимального сопла определялась условием трансверсальности в его концевой точке ("условием Буземана"), зависящим от критерия оптимальности. В силу этого сопла, оптимизируемые по χ , оказались менее расширяющимися, чем сопла, оптимизируемые по избытку тяги. Влияние пространственного растекания на форму оптимальной верхней стенки сопла в дальнейшем можно учесть в рамках квазихтрехмерного приближения, развитого в [4], в комбинации с любым из известных эффективных маршевых методов расчета пространственных сверхзвуковых течений.

При любом критерии оптимальности степень расширения оптимального сопла зависит от донного давления, действующего на возможный торец летательного аппарата, а через него – и от формы его верхних внешних обводов. В предлагаемой модели эти обводы предполагались заданными и также плоскими. Хотя их обтекание при таком выборе рассчитывалось точно, замена реальной пространственной формы на плоскую представляется более грубым элементом математической модели. Поскольку, однако, и для реального пространственного аппарата достаточно серьезные модификации расположенной под ним силовой установки почти не влияют на обтекание его верхней поверхности, то расчет в двумерном приближении сил, действующих на верхние обводы, сказывается только на величине абсолютных значений интегральных характеристик, а не на положении оптимума.

1. Продольное сечение летательного аппарата с трехскачковым воздухозаборником и камерой сгорания постоянной высоты представлено на фиг. 1, а. Используются две системы декартовых координат: x, y с осью x , направленной по прямолинейной нижней обечайке – нижней стенке воздухозаборника, камеры сгорания и сопла, и x', y' с осью x' , направленной по скорости набегающего потока с числом Маха M_∞ . Угол между осями x и x' равен углу атаки летательного аппарата α . Хотя на фиг. 1 верхняя образующая изображена в виде ломаной, в качестве нее можно брать достаточно произвольную кривую, обтекаемую без образования дозвуковых зон. За линейный масштаб взята высота входа в воздухозаборник $H_{in} = 1$. В этих единицах для изображенного летательного аппарата полная его длина в направлении оси x , т.е. $L_v = 10,5$, а высота входа в камеру сгорания $H_{cm} = 0,1$.

Из прочих геометрических характеристик фиксировалась ордината (в системе x, y) концевой точки кормовой части H_a . Из-за ограничения на L_v ординаты концевых точек оптимального сопла и заданной или определяемой условиями оптимальности кормовой части в общем случае не совпадают, формируя донный срез высоты H_b . Высота H_b



Фиг. 1. Поперечные сечения оптимизируемой силовой установки и летательного аппарата в случае оптимизации по χ (а) и по R (б)

уменьшается с ростом L_v и с падением данного давления p_b , однако при реальных L_v она, как правило, отлична от нуля даже для $p_b = 0$.

Согласно сказанному ранее, длины воздухозаборника L_{in} и нижней стенки сопла L_{cw} – переменные и их оптимальные значения находятся в процессе решения задачи. При определении длины камеры сгорания величина η_c была взята равной 0,95. Как правило, однако, она определялась достижением равновесия по всем компонентам и на выходе из камеры указанное значение η не достигалось. Разумеется, достижение полного равновесия при конечной длине камеры возможно только в рамках принятой модели с фиксированной, т.е. не зависящей от близости к равновесию, кривой выгорания.

Проекции сил, действующих на летательный аппарат единичной ширины в направлении оси z , нормальной плоскости фиг. 1, обозначим через $(-R)$ и N , $(-X)$ и Y соответственно для проекций на оси x , y и x' , y' . Указанные силы не включают сопротивление и подъемную силу крыльев. В рассмотренных далее примерах построения оптимальной силовой установки учет вклада крыльев существенен только в задаче с критерием оптимизации, равным подъемной силе χ . В такой задаче, отвечающей полету с постоянной скоростью, сопротивление крыльев уравнивает проекцию силы $(-X)$. При этом они создают подъемную силу KX , приходящуюся на единицу ширины летательного аппарата (K – предполагаемое известным качество крыльев). Поэтому $\chi = Y + KX$.

Проекции R и N , определяемые в системе координат x, y , связанной с летательным аппаратом, далее будем называть "избытком тяги" и "нормальной силой". Применительно к проблеме профилирования сопел гиперзвуковых прямоточных воздушно-реактивных двигателей чаще всего оптимизация сопла, как и осесимметричных сопел ракетных двигателей, проводится по R . Для изолированного сопла более общая постановка вариационных задач с оптимизацией по R при дополнительных условиях, налагаемых на нормальную силу N , а также на z – компоненту момента сил, действующих на оптимизируемый контур, рассмотрена в [5–7]. В [8] решалась задача профилирования сопла с учетом поляры летательного аппарата. Хотя полученные в [5–7] и в настоящей работе условия оптимальности различаются (в силу различия оптимизируемых функционалов), эти различия не принципиальны. Главное же, конечно, то, что в отличие от [5–8] здесь построение оптимального сопла, включая численное опре-

деление оптимальной длины его нижней стенки L_{cw} , составляет лишь часть задачи оптимизации силовой установки в целом.

С учетом определения R , N , X , Y , χ и угла атаки α , который в ситуации, изображенной на фиг. 1, считается положительным, имеем

$$X = R \cos \alpha - N \sin \alpha, \quad Y = R \sin \alpha + N \cos \alpha$$

$$\chi = (\cos \alpha - K \sin \alpha) \left(N + R \frac{\sin \alpha + K \cos \alpha}{\cos \alpha - K \sin \alpha} \right) = (\sin \alpha + K \cos \alpha) \left(R + N \frac{\cos \alpha - K \sin \alpha}{\sin \alpha + K \cos \alpha} \right)$$

Смысл выражений для χ особенно прозрачен для полета на нулевом угле атаки. В этом случае $\chi = N + KR$, т.е. роль R оказывается тем большей, чем больше качество крыльев K . Это легко понять, ибо в таком случае крылья эффективно переводят тягу в подъемную силу. Если же K мало, то выгоднее прямое получение подъемной силы за счет сопла. Сказанное, естественно, не следует понимать упрощенно, ибо в процессе набора высоты и скорости вклад крыльев и сопла может существенно изменяться, крылья имеют и другие функции, важны моментные характеристики, центровка летательного аппарата и т.д.

Возвращаясь к оптимизации по избытку тяги R , подчеркнем, что выбор его в качестве критерия оптимальности, отвечает ситуациям, в которых главным является разгон летательного аппарата. Естественно, что при этом условия полета изменяются, в силу чего нельзя реализовать расчетное обтекание нерегулируемого воздухозаборника. В таких случаях под "расчетными" α , M_∞ , высотой полета и другими "режимными" параметрами в рамках принятой модели приходится понимать их значения в некоторой "средней" точке траектории. Построенный с учетом этого летательный аппарат можно затем "протачить" по траектории с учетом его нерасчетного обтекания. Для более строгого учета влияния изменяющихся условий полета на форму нерегулируемой образующей оптимального сопла в вариационную задачу его профилирования необходимо включать уравнения движения летательного аппарата. Реализация такой возможности, однако, даже в весьма идеализированной постановке [9] чрезвычайно усложняет решение задачи профилирования.

Не останавливаясь на деталях решения вариационной задачи профилирования сопла, реализующего максимум R или χ , выпишем лишь условия в концевой точке его верхней стенки, которые определяют оптимальную "степень расширения" сопла. При оптимизации по R в указанной точке должно выполняться условие, получившее название "условие Буземана" [3]

$$p_b - p + \rho V^2 \mu \cos \vartheta \sin \vartheta \leq 0 \quad (1.1)$$

в котором p – давление, ρ – плотность, V – модуль вектора скорости, ϑ – угол его наклона к оси x , $\mu = \arcsin(1/M)$ – угол Маха, p_b – донное давление, действующее на торец.

При оптимизации по χ , как нетрудно показать, условие (1.1) заменится на

$$p_b - p + \rho V^2 \mu \cos \vartheta (\sin \vartheta + \lambda \cos \vartheta) \leq 0, \quad \lambda = \frac{\cos \alpha - K \sin \alpha}{\sin \alpha + K \cos \alpha} \quad (1.2)$$

В обоих случаях неравенство должно выполняться при отсутствии торца (концевые точки контуров сопла и кормовой части совпадают), а равенство – при $H_b > 0$. В приведенных формулах величины без индексов – левые предельные значения параметров в концевой точке верхней стенки сопла.

Задачи с R и χ в качестве критериев оптимальности различаются не только условиями (1.1) и (1.2). При оптимизации сопла по R оптимальная длина его нижней обечайки определяется тем, что "первая" выходящая с ее кромки C^+ -характеристика (левая граничная характеристика пучка волн разрежения) должна приходить в концевую точку верхней стенки. При оптимизации по χ нижняя стенка, которая находится в процессе численной оптимизации, может быть короче. В частности, в концевую точку верхней стенки может приходить внутренняя C^+ -характеристика упомя-

нутого пучка волн разрежения. Что же касается самого построения оптимального контура верхней стенки, то он осуществляется методом характеристик с известной структурой течения в оптимальных плоских соплах [3, 5–8], которая, как нетрудно показать, в обоих случаях одинакова.

Расчет течения и профилирование сопла выполнялись для совершенного газа с постоянными теплоемкостями и постоянным показателем адиабаты κ . Последний, однако, каждый раз выбирался так, чтобы в рамках приближения совершенного газа в максимально возможной степени отразить реальную термодинамику продуктов сгорания. При этом учитывалось, что быстрое расширение в начальном пучке волн разрежения способствует "замораживанию" состава продуктов сгорания. Разумеется, строгий ответ на вопрос о степени такого замораживания, как и о близости к равновесию энергетического состояния колебательных степеней свободы молекул воды, азота и т.д., может дать лишь расчет с учетом конечности скоростей соответствующих физико-химических процессов. В принятой модели вместо этого состав газа полагался неизменным, а температуры колебательных и вращательных степеней свободы молекул H_2O , N_2 , O_2 , OH , NO и H_2 считались равными температуре их поступательных степеней свободы. Затем так же, как это делалось для воздуха в [10], проводилось "выделение адиабаты". В результате для замороженного по составу и равновесного по энергиям всех степеней свободы частиц, т.е. отнюдь не для совершенного газа с постоянными теплоемкостями, интегрированием уравнения, являющегося следствием условия постоянства энтропии, рассчитывалась зависимость

$$\rho/p_e = f(p/p_e) \quad (1.3)$$

где p_e и ρ_e – давление и плотность на выходе из камеры сгорания и, следовательно, на входе в сопло. Для любого $p < p_e$ адиабата (1.3) дает плотность ρ , по которой можно определить среднее κ , согласно формуле [11]

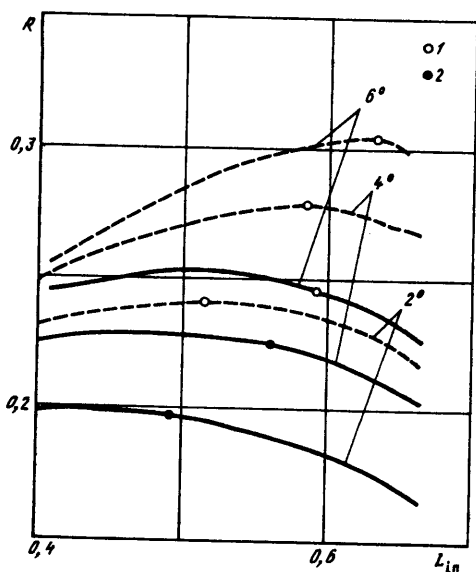
$$\kappa = \frac{\ln(p/p_e)}{\ln(\rho/p_e)} \quad (1.4)$$

Взяв p/p_e сначала на основании некоторой предварительной оценки (например, по значению p/p_e в концевой точке верхней стенки сопла, рассчитанного для "предыдущего" варианта), найдя из (1.3) ρ/p_e для "замороженных" продуктов сгорания, а из (1.4) – новое среднее κ , можно построить оптимальное сопло, а затем повторить описанную процедуру. Для близких вариантов, а при расчете серии летательных аппаратов с разными длинами воздухозаборника они всегда есть, процесс быстро сходится, фактически позволяя в приближении "мгновенного замораживания" состава учесть максимально возможные потери на химическую неравновесность.

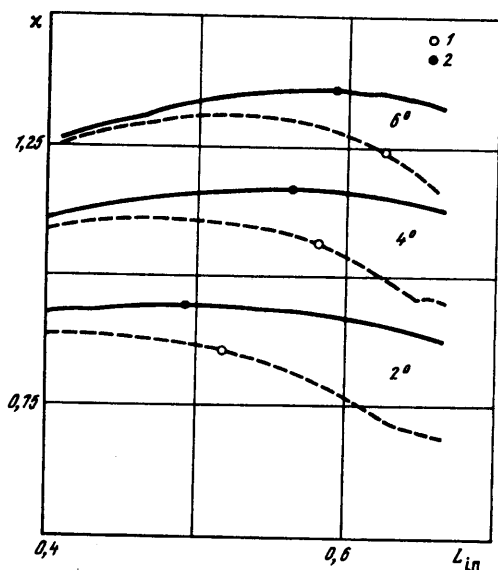
При расчете новой серии летательных аппаратов, отвечающих другим условиям полета, в аналогичной процедуре начальное p выбиралось достаточно произвольно, что вело к некоторому увеличению числа итераций. Несмотря на это, а также на то, что наряду с перебором разных длин воздухозаборника L_{in} при каждом значении L_{in} также перебором определялась оптимальная длина нижней стенки сопла L_{cw} , весь процесс оптимизации на РС-АТ 486 занимает 20–30 мин.

2. В рамках математической модели, главные особенности и предположения которой изложены выше и в [1], и с помощью созданной на ее основе программы рассчитывался и оптимизировался ряд вариантов силовых установок, отвечающих разным режимам полета, коэффициентам избытка воздуха ϵ , критериям оптимальности R и χ , качеству крыльев K и т.д. Часть результатов, демонстрирующих возможности математической модели и созданной программы, приведены ниже. Все они получены для нормальной (по у) подачи водорода в камеру сгорания со звуковой скоростью при температуре 300 К и давлением, равным давлению торможения за прямым скачком в потоке воздуха, и при коэффициенте избытка воздуха $\epsilon = 1$.

Полная длина летательного аппарата была, как и на фиг. 1, а, взята равной $10,5H_{in}$ при размерном значении $H_{in} = 8$ м. Система подачи водорода выбиралась такой, чтобы в согла-



Фиг. 2. Зависимость проекции избытка тяги R на ось x от длины воздухозаборника при оптимизации по R (штрихи) и по χ (сплошные кривые)



Фиг. 3. Зависимость подъемной силы χ от длины воздухозаборника при оптимизации по R (штрихи) и по χ (сплошные кривые)

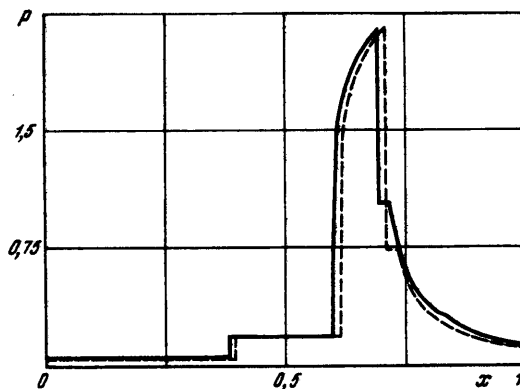
сии с кривой выгорания [2] для камер постоянной площади, а только они рассматривались в приводимых ниже примерах, $\eta = 0,95$ достигалось при длине камеры сгорания $L_{cm} = H_{in}$. В действительности, как уже указывалось, обычно из-за "выхода на равновесие по всем компонентам" камеры сгорания имели меньшую длину и реализовывали $\eta < 0,95$. Все представленные ниже результаты отвечают полету на высоте 30 км с числом Маха $M_\infty = 8$. Прочие параметры набегающего потока находились по "Стандартной атмосфере" [12].

На фиг. 2 штриховыми кривыми для трех углов атаки $\alpha = 2, 4$ и 6° нарисованы зависимости от длины воздухозаборника L_{in} , отнесенной к полной длине летательного аппарата L_v , избытка тяги R для силовых установок, оптимизируемых по R , а сплошными – оптимизируемых по χ . Точки 1 – точки максимума R , точки 2 – точки максимума χ .

Аналогично на фиг. 3 для тех же α нарисованы зависимости от L_{in} подъемной силы χ летательных аппаратов с силовыми установками, оптимизируемыми по R (штриховые кривые и точки 1) и оптимизируемыми по χ (сплошные кривые и точки 2). При оптимизации по χ качество крыльев K принималось равным трем. Эти и последующие результаты получены в предположении, что $p_b = 0$. Силовые характеристики R и χ обезразмерены отнесением к $H_{in} \rho_\infty V_\infty^2$ (в этом произведении все величины размерные). Форма верхних обводов летательных аппаратов была такой, как на фиг. 1, а.

Рассматривая фиг. 2 и 3, можно сделать два вывода. Прежде всего при обоих критериях оптимизации отклонение от оптимального значения L_{in} ведет к заметному ухудшению оптимизируемой интегральной характеристики. Например, при $\alpha = 6^\circ$, если вместо длины воздухозаборника $L_{in} \approx 0,63$, дающей максимум R , взять $L_{in} = 0,53$, R уменьшится более чем на 5%. Далее, оптимизацию силовой установки нужно проводить по критерию, адекватному той задаче, для которой предназначен создаваемый летательный аппарат. Так, использование силовой установки, оптимальной по R , на крейсерском режиме полета, когда нужно обеспечивать максимальную подъемную силу χ , на всех рассмотренных углах атаки уменьшает χ примерно на 10%.

Отметим, наконец, что в рассчитанных примерах оптимальные значения L_{in} при оптимизации и по R , и по χ оказались близкими. По этой причине основное различие отве-



Фиг. 4. Распределение давления по верхним стенкам силовых установок, изображенных на фиг. 1, а (сплошные кривые) и 1, б (штрихи)

чающих им оптимальных силовых установок связано с формой сопла. Сказанное демонстрирует фиг. 1, где изображены два летательных аппарата, которые при $\alpha = 4^\circ$ (прочие параметры те же, что и выше) реализуют максимум χ (а) и R (б). Важно подчеркнуть, что уменьшение степени расширения сопла при оптимизации летательного аппарата по χ одновременно с ростом χ ведет к росту объема летательного аппарата, причем за счет увеличения кормовой его части. Благодаря этому вместе с ростом подъемной силы появляется место для размещения полезного груза.

На фиг. 4 приведены распределения давления по верхним стенкам силовых установок летательных аппаратов, изображенных на фиг. 1. Сплошная кривая отвечает оптимизации по χ , штриховая – по R . Давление отнесено к $\rho_\infty V_\infty^2$, а x , отсчитываемое от передней кромки воздухозаборника, отнесено к L_v . Масштаб по оси ординат при $p = 1,5$ изменяется скачком: под линией $p = 1,5$ одно деление отвечает $\Delta p = 0,75$, а над ней – $\Delta p = 3,5$. Оптимальные образующие сопел строились без ограничений на кривизну и поэтому они примыкают к верхней стенке камеры сгорания с изломом, из которого выходит пучок волн разрежения – характеристик второго семейства (C^- -характеристик). Так как поток на выходе из камеры равномерный (иным в одномерном приближении он быть не может) и сверхзвуковой, то в соответствии со структурой плоских сопел, оптимизируемых без ограничений на момент [3, 5–8], к точке излома примыкает прямолинейный расширяющийся участок образующей сопла с постоянными параметрами на нем. За ним теперь уже без излома следует криволинейный контур с уменьшающимся углом ϑ между касательной к нему и осью x . При оптимизации по R угол ϑ всегда неотрицателен [3]. При оптимизации по χ угол ϑ может иметь любой знак. Так как сопла, реализующие максимум χ , имеют меньшие степени расширения, то и давление в них падает меньше, чем в соплах, реализующих максимум R .

Интегральные характеристики летательных аппаратов, изображенных на фиг. 1, а также относительный вклад в χ крыльев χ_w и "корпуса" (вместе с силовой установкой) χ_b и суммарное качество $K_\Sigma = \chi/R$ собраны в таблице.

Первый ее столбец указывает, по какому критерию оптимизировалась силовая установка. Первая строка, отвечающая оптимизации по R , содержит значения χ , R , χ_w , χ_b и K_Σ получившейся при этом оптимальной конфигурации. Вторая строка дает те же характеристики летательного аппарата с силовой установкой, оптимальной по χ , а третья – их отличия (в процентах) от величин первой строки. Видно, что при оптимизации по χ увеличение χ на 10,5% сопровождается уменьшением избытка тяги R на 18,3% и существенным перераспределением вклада в χ крыльев (уменьшение на 26,1%) и "корпуса" (рост на 93,6%). Одновременно возрастает (на 35,9%) суммарное качество летательного аппарата.

Критерий оптимизации	χ ($\delta\chi$)	R (δR)	χ_w (%) ($\delta\chi_w$)	χ_b (%) ($\delta\chi_b$)	K_Σ (δK_Σ)
R	1,06	0,27	78,2	21,8	3,9
χ	1,17	0,22	57,8	42,2	5,3
χ	+10,5	-18,3	-26,1	+93,6	+35,9

Уменьшение избытка тяги R , который "переводится" крыльями в подъемную силу, даст дополнительное сокращение площади и веса крыльев и, как следствие этого, – возможность размещения дополнительного полезного груза. С другой стороны, поскольку рост χ в данном примере практически полностью связан с ростом нормальной силы N , действующей на сопло, то возрастет и возникающий из-за N момент. Частично он будет компенсироваться моментом дополнительного груза, размещаемого в кормовой части аппарата.

Как бы то ни было, наряду с появляющимися возможностями возникают новые проблемы, которые могут затруднить реализацию этих возможностей. Кроме того, еще раз подчеркнем, что оптимизация и по R и по χ выполнена в рамках пока еще весьма грубой модели: длины силовой установки и летательного аппарата считались одинаковыми, не учитывались силы трения и пространственное растекание, наиболее существенное при обтекании головной части, не оптимизировалась форма верхних обводов, а донное давление p_b полагалось равным нулю.

Учет трения и пространственного растекания в воздухозаборнике и сопле приведет к уменьшению в первую очередь избытка тяги. При этом из-за того, что длина силовой установки задана, главный эффект включения в R силы трения, будет, по-видимому, состоять в сдвиге кривых $R = R(L_{in})$ вниз. Оптимизация верхней поверхности, а на ряде режимов и учет пространственного растекания при ее обтекании, как и замена $p_b = 0$ на $p_b > 0$, напротив, улучшат интегральные характеристики летательного аппарата вне зависимости от выбора критерия оптимизации.

Если двумерность течения в воздухозаборнике, сопле и около внешних обводов летательного аппарата (включая обтекание "обечайки" – нижней стенки воздухозаборника, камеры сгорания и сопла) и одномерное рассмотрение камеры сгорания – принципиальные ограничения развитого подхода, то изменение числа скачков в воздухозаборнике и переход к камерам иных типов допускается, как уже отмечалось, в рамках той же модели. Кстати, целесообразность использования камер сгорания переменной площади следует и из результатов выполненных расчетов, ибо в них полнота сгорания, как правило, лимитировалась достижением полного термодинамического равновесия. В этом отношении данная модель является весьма гибкой, как и несколько иная, но принадлежащая к тому же типу математическая модель работы [13].

В [13] течения в воздухозаборнике и сопле и обтекание нижней образующей обечайки рассчитывались в двумерном, а камера сгорания – в одномерном приближении, однако там течение около "первого клина" и нижней образующей обечайки, и также их форма получились как "вырезки" из потока, реализующегося при обтекании кругового конуса под нулевым углом атаки. Хотя при этом обтекание второго клина и течение в сопле считались плоскопараллельными, в результате развитой в [13] процедуры конструирования и оптимизации получался летательный аппарат типа "волнолет". Ранее в тех же целях (при несколько меньшей глубине проработки) аналогичный подход развивался в [14]. Математические модели и алгоритмы данной работы и работы [13] близки и по эффективности, так как в [13] "одна оптимизация" (правда, при не совсем ясном смысле данного термина) требует 16 мин работы центрального процессора рабочей станции SUN-4.

Заключение. При сравнимой адекватности описания оптимизируемых объектов модели данной работы и работы [13] неизмеримо совершеннее методов и алгоритмов "междисциплинарной оптимизации", активно развиваемых и пропагандируемых в последнее время [15, 16]. Достаточно сказать, что в рамках применяемых в [15, 16] прямых методов оптимизации решение простейшей задачи профилирования плоского

сопла, типичного для гиперзвукового воздушно-реактивного двигателя, даже после восьмикратного повышения эффективности требует 1 ч работы центрального процессора суперкомпьютера Cray Y-MP [17]. Поэтому, чтобы междисциплинарная оптимизация достаточно высокого уровня стала реальным и оперативным инструментом конструктора, наряду с совершенствованием ее собственных методов в соответствующие системы придется включать модели и алгоритмы, подобные развитым выше.

Работа выполнена при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (коды проектов 93-013-17514 и 96-01-01825).

Авторы признательны В.Н. Строкину, А.И. Ланшину, В.А. Степанову, Ю.М. Шихману и Р.К. Тагирову за полезные обсуждения, а В.А. Вострецовой – за помощь в работе.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Крайко А.Н., Макаров В.Е. Одномерная математическая модель камеры сгорания водородно-воздушного ГПВРД // Изв. РАН. МЖГ. 1997. № 1. С. 146–154.
2. Аннушкин Ю.М. Основные закономерности выгорания турбулентных струй водорода в воздушных каналах // Физика горения и взрыва. 1981. Т. 17. № 4. С. 59–71.
3. Крайко А.Н. Вариационные задачи газовой динамики. М.: Наука, 1979. 447 с.
4. Крайко А.Н., Полянский А.Р., Тилляева Н.И. Вариационная задача профилирования боковых стенок сверхзвуковой части "узкого" пространственного сопла // Изв. АН СССР. МЖГ. 1992. № 2. С. 102–112.
5. Рылов А.И. О построении компактных несимметричных сопел максимальной тяги при заданной подъемной силе // Изв. АН СССР. МЖГ. 1981. № 6. С. 132–136.
6. Рылов А.И. Построение несимметричных сопел максимального момента при дополнительных условиях на геометрические и силовые характеристики // Изв. АН СССР. МЖГ. 1984. № 5. С. 148–152.
7. Рылов А.И. К анализу оптимальных несимметричных плоских сопел с учетом моментных характеристик // Изв. АН СССР. МЖГ. 1988. № 4. С. 103–108.
8. Рылов А.И. Вариационная задача определения оптимальной формы несимметричного сопла и угла потока на входе в сопло с учетом поляры летательного аппарата // Уч. зап. ЦАГИ. 1991. Т. 22. № 4. С. 47–54.
9. Крайко А.Н., Осипов А.А. О построении контура сверхзвукового сопла с учетом изменения условий полета летательного аппарата // ПММ. 1970. Т. 34. Вып. 6. С. 1067–1075.
10. Крайко А.Н., Славянов Н.Н. Выделение изэнтропии при расчете течений воздуха с равновесными физико-химическими превращениями // Теплофизика высоких температур. 1995. Т. 33. № 1. С. 158–161.
11. Кацкова О.Н., Крайко А.Н. Расчет осесимметричных изэнтропических течений реального газа // Журн. вычисл. математики и мат. физики. 1962. Т. 2. № 1. С. 125–132.
12. Стандартная атмосфера. Параметры. ГОСТ 4401-73. М.: Гос. ком. стандартов, 1974. 117 с.
13. O'Neill M.K.L., Lewis M.J. Optimized scramjet integration on a waverider // J. Aircraft. 1992. V. 29. № 6. P. 1114–1121.
14. Латыпов А.Ф., Пунушев С.Б. К вопросу о построении и оптимизации гиперзвуковых конфигураций на ЭВМ: Препринт № 12–86. Новосибирск: ИТиПМ СО АН СССР, 1986. 20 с.
15. Edington L., Williams R.M. PAYCOS, multidisciplinary sizing code for hypersonic vehicles // AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conf., Hilton Head Island, S.C., 1992; Collect. Techn. Pap. Washington, (D.C.), 1992. Pt 2. P. 517–541.
16. Volk J.A. Multidisciplinary design environment development for air vehicle engineering // Fourth AIAA / USAF / NASA / OAI Symp. on Multidisciplinary Analysis and Optimization, Cleveland, Ohio, 1992; Collect. Techn. Pap. Washington, 1992. Pt 1. P. 141–147.
17. Burgreen G.W., Baysal O., Eleshaky M.E. Improving the efficiency of aerodynamic shape optimization // AIAA Journal. 1994. V. 32. № 1. P. 69–76.