
УДК 533.6.011.55+533.697.2

Численное исследование взаимного влияния планера и двигателя аппарата Х-43А в период маневрирования

Яременко А. В.*, Никитченко Ю. А., Попов С. А.**

*Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), МАИ,
Волоколамское шоссе 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993, Россия*

**e-mail: gringohomepage@gmail.com*

***e-mail: flowmech@mail.ru*

Аннотация

В работе рассмотрены особенности расчета интегрированной компоновки «планер-ГПВРД», характерной для гиперзвуковых летательных аппаратов.

Разработан алгоритм расчета стационарного режима полета. Алгоритм включает в себя расчеты как основных характеристик силовой установки, так и расчеты внешней аэродинамики ГЗЛА. Характеристики силовой установки и ее влияние на хвостовую часть ГЗЛА рассчитываются с помощью пакета вычислительной газодинамики Fluent в двумерной постановке. Внешняя аэродинамика в трехмерной постановке рассчитывается с помощью разработанного на кафедре Аэродинамики МАИ пакета «Ньютон».

Проведение расчета показало, что отклонение угла атаки ГЗЛА от крейсерского значения вызывает существенную нелинейность аэродинамических характеристик планера и значительное уменьшение тяги ГПВРД.

Ключевые слова

гиперзвуковой летательный аппарат, прямоточный воздушно-реактивный двигатель, аэродинамические характеристики, тяга двигателя, вычислительная газодинамика, CFD, интегрированная компоновка «планер-ГПВРД»

Введение

В последнее десятилетие повышенное внимание уделяется исследованиям, проводимым в интересах создания гиперзвуковых летательных аппаратов (ГЗЛА), включая пилотируемые и беспилотные самолеты различных классов и назначения, а также управляемые ракеты.

В качестве основных силовых установок на современном этапе рассматриваются гиперзвуковые прямоточные воздушно-реактивные двигатели (ГПВРД), предназначенные для выполнения полетов на скоростях, соответствующих числу $M = 5$ и более.

Если в качестве двигательной установки летательного аппарата (ЛА) используется турбореактивный или ракетный двигатели, то расчеты аэродинамических характеристик планера и энергетических характеристик двигателя могут проводиться независимо друг от друга. Методики расчета гиперзвукового летательного аппарата, снабженного ГПВРД, принципиально отличаются от методик расчета ЛА с двигателями других типов. Воздухозаборник располагают за системой косых скачков уплотнения, создаваемых носовой частью ЛА. Число Маха потока на входе в воздухозаборник существенно снижается. В такой компоновке силовая установка не может рассматриваться как самостоятельный узел ЛА, т.к. параметры газа на входе в двигатель определяются условиями обтекания носовой части планера. Описанная компоновка является наиболее характерной для гиперзвуковых ЛА (например, отечественных: ГЛЛ-8, ГЛЛ «Игла», ГЭЛА Х-90; зарубежных: Х-43А, Х-51А WaveRider).

В период маневрирования условия обтекания ЛА и воздухозаборника ПВРД существенно изменяются. Отклонение интенсивности головной ударной волны от расчетного значения изменяет условия работы воздухозаборника ПВРД. В ГПВРД со сверхзвуковым горением несоответствие параметров потока на входе в диффузор расчетным величинам приводит к изменению тяги двигателя. При некоторых сочетаниях геометрий носовых частей ЛА и воздухозаборников относительно небольшие изменения угла атаки ЛА могут привести к возникновению прямых скачков уплотнения перед воздухозаборником и, следовательно, к провалам в тяговых характеристиках двигателя.

Изменение режима работы двигателя приводит к изменению параметров двигательной струи. Конструкция ЛА схемы «планер-ГПВРД», например Х-43А, предусматривает взаимодействие двигательной струи с хвостовой поверхностью, поэтому в период маневрирования будет наблюдаться изменение аэродинамических характеристик планера.

В настоящей работе рассматриваются тяговые характеристики СУ в зависимости от угла атаки, поперечная составляющая тяги и ее влияние на АДХ планера и распределение коэффициента давления по хвостовой поверхности. В качестве конкретной конструкции ЛА, выбран гиперзвуковой летательный аппарат Х-43А. Форма носовой части Х-43А спроектирована таким образом, чтобы обеспечить предварительное сжатие потока перед двигателем с наименьшими потерями коэффициента восстановления полного давления. Хвостовая часть выполняет функции «дополнительной поверхности» или «дорасширителя» сопла. ГПВРД длиной 0,762 м и шириной 0,457 м под фюзеляжем Х-43А работает на газообразном водороде.

Информация о геометрии проточной части ГПВРД экспериментального аппарата Х-43А не является общедоступной, в связи с этим, найти ее в открытом доступе не представляется возможным. В качестве возможной геометрии проточной части ГПВРД, расположения форсунок, стабилизаторов пламени была выбрана экспериментальная модель сверхзвукового воздушно-реактивного двигателя (рис. 1), предложенная в работе [1].

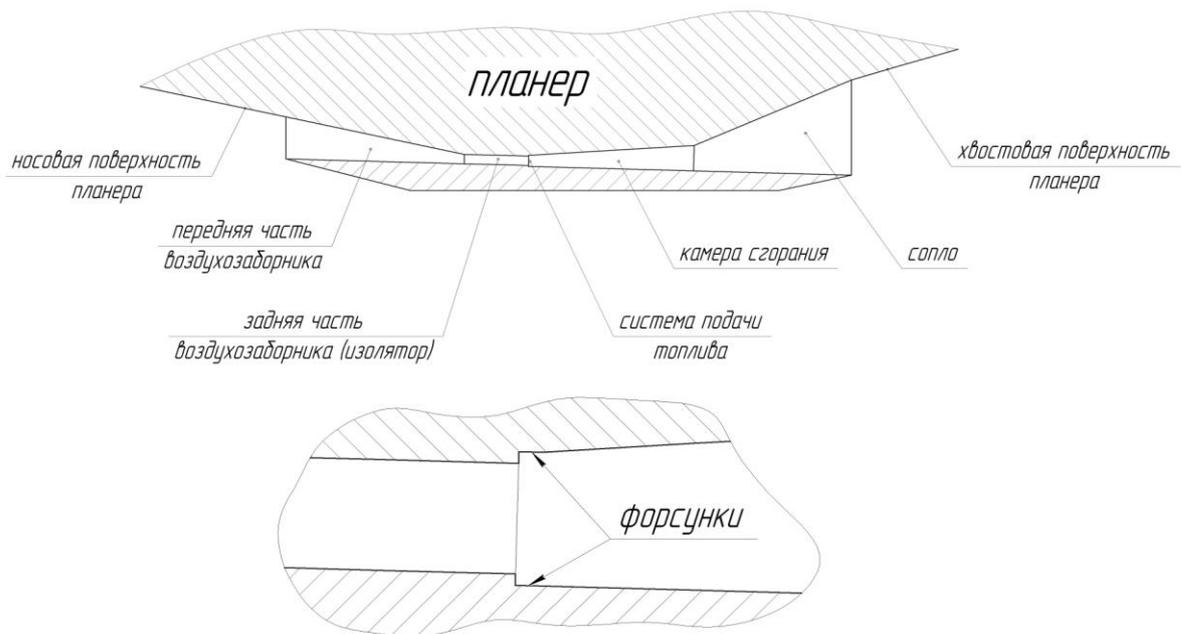


Рис 1. Проточная часть ГПВРД

В данной работе, проведены следующие численные исследования: исследование тяговых характеристик силовой установки в зависимости от угла атаки в плоской постановке; расчет поперечная составляющая тяги и оценка ее влияния на аэродинамические характеристики планера; расчет распределение коэффициента давления по хвостовой поверхности ГЗЛА Х-43А.

Методика проведения исследования.

Исследование основных характеристик ГПВРД и влияния выхлопной струи на хвостовую часть ГЗЛА

Особенностью взаимодействия сверхзвукового потока газа с телом (например, клиновидная носовая часть Х-43А) является возникновение косых ударных волн. Область их влияния на поток и взаимодействия при гиперзвуковых скоростях существенно уменьшается. С другой стороны, носовая и хвостовая поверхности Х-43А состоят из набора плоских и искривленных пластин, а поперечные сечения проточной части ГПВРД являются прямоугольными (рис.1, 2). Все это позволяет ограничиться рассмотрением плоских двумерных течений. Это, в свою очередь, не только снизит общее время вычислений (размерность пространственной сетки, эквивалентная детализации сетки в плоской постановке, увеличивает время расчета в среднем в 100 раз) но и создает благоприятные условия для внедрения в проводимые исследования более сложных физических моделей, учитывающих турбулентность потока, протекание химических реакций, процессы горения.

Исследование основных характеристик ГПВРД и влияния выхлопной струи на хвостовую часть ГЗЛА в плоской постановке проводилось применительно к нижней части корпуса ГЗЛА (рис. 2) с использованием CFD-пакета (CFD – computational fluid dynamics) для задач вычислительной гидродинамики Fluent, который предназначен для моделирования ламинарных и турбулентных потоков (с учетом и без учета сжимаемости); расчетов процесса теплообмена (конвекцией, теплопроводностью, излучением), процессов горения; моделирования многофазных потоков и решения задач акустики. Генерация расчетной сетки проводилась с помощью сеточного генератора «ICEM CFD», обладающего возможностями построения высококачественных сеток на основе гексаэдров (структурированные/неструктурированные), диагностики и редактирования существующих сеток, конвертации сеток в различные форматы.

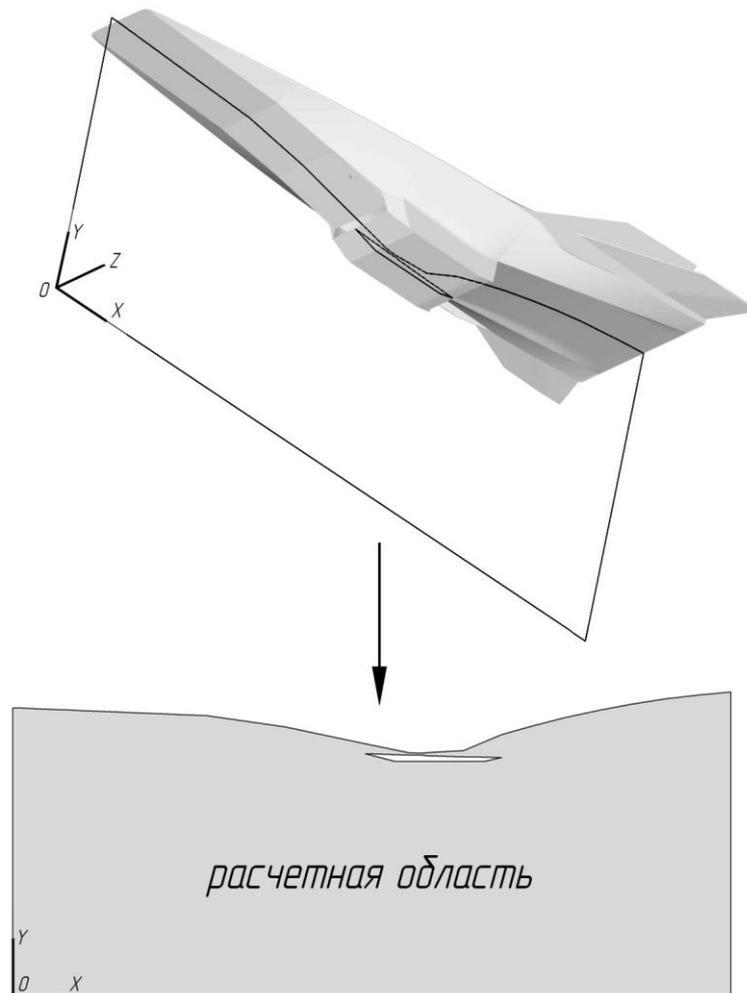


Рис 2. Выбор плоской постановки

Исследование внешней аэродинамики ГЗЛА

Исследование внешней аэродинамики ГЗЛА проводилось с помощью разработанного на кафедре Аэродинамики МАИ пакета прикладных программ для расчета аэродинамических характеристик гиперзвуковых аппаратов [2]. В состав этого комплекса входит собственный геометрический препроцессор, позволяющий задавать поверхность исследуемого аппарата в виде связанного набора треугольных панелей (рис. 3) и модуль «Ньютон», ориентированный на выполнение прикладных расчетов при малых числах Кнудсена и больших гиперзвуковых скоростях полета летательного аппарата. Модуль «Ньютон» хорошо зарекомендовал себя при определении аэродинамических характеристик сегментально-конических тел и пенетратора.

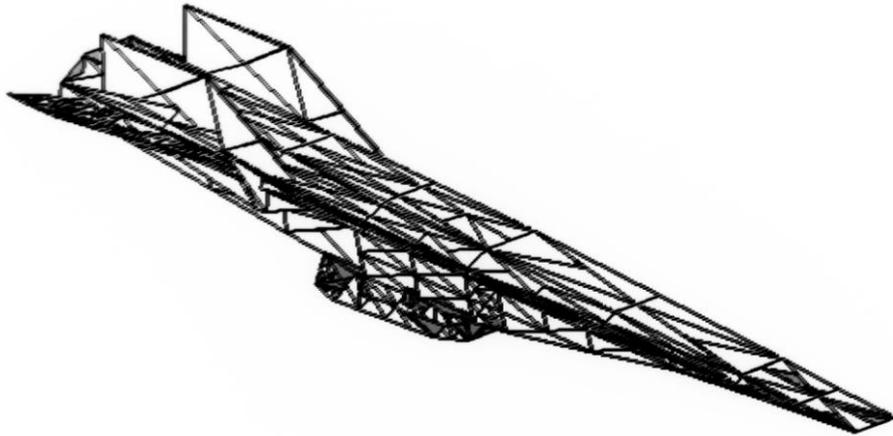


Рис 3. Полигональная модель ГЗЛА X-43A

Алгоритм расчета крейсерского режима полета

Для исследования взаимного влияния планера ГЗЛА X-43A и ГПВРД при маневрировании был разработан алгоритм расчета крейсерского режима полета (рис. 4), объединяющий результаты расчета как основных характеристик ГПВРД и влияния выхлопной струи на хвостовую часть, так и аэродинамических характеристик планера.

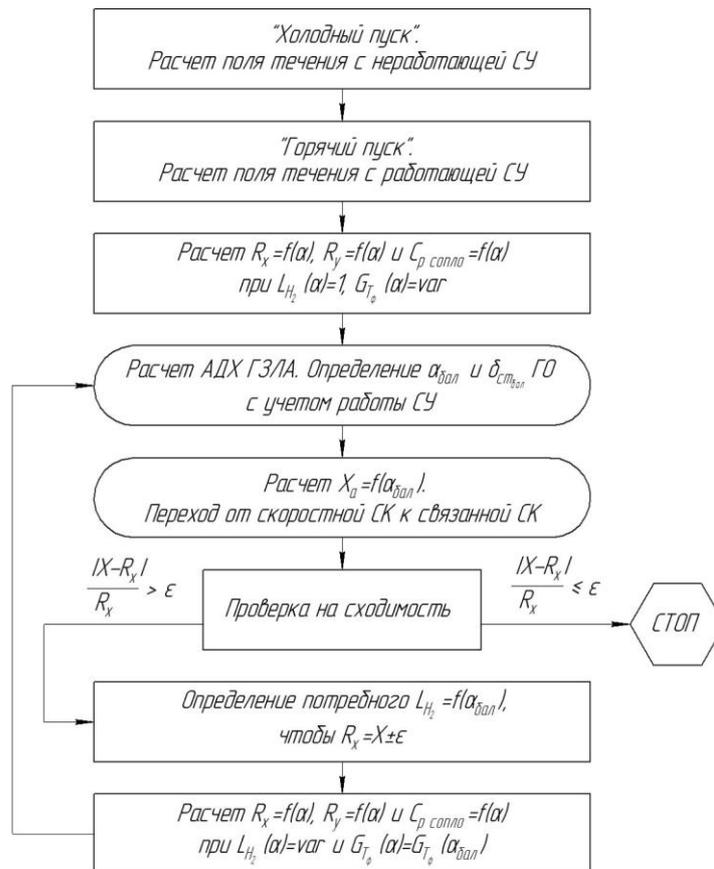


Рис 4. Блок схема алгоритма расчета

В блок схеме приняты следующие обозначения:

	CFD расчеты с помощью программного комплекса Fluent в плоской постановке на базе сформированной математической модели;
	расчеты с помощью пакета прикладных программ «Ньютон» для определения аэродинамических характеристик ГЗЛА.

Основные настройки математической модели

Для проведения исследования основных характеристик гиперзвукового прямооточного воздушно-реактивного двигателя и влияния выхлопной струи на нижнюю поверхность хвостовой части гиперзвукового летательного аппарата Х-43А была построена расчетная сетка на базе имеющихся открытых данных о геометрии ЛА и сформирована математическая модель в программном комплексе Fluent.

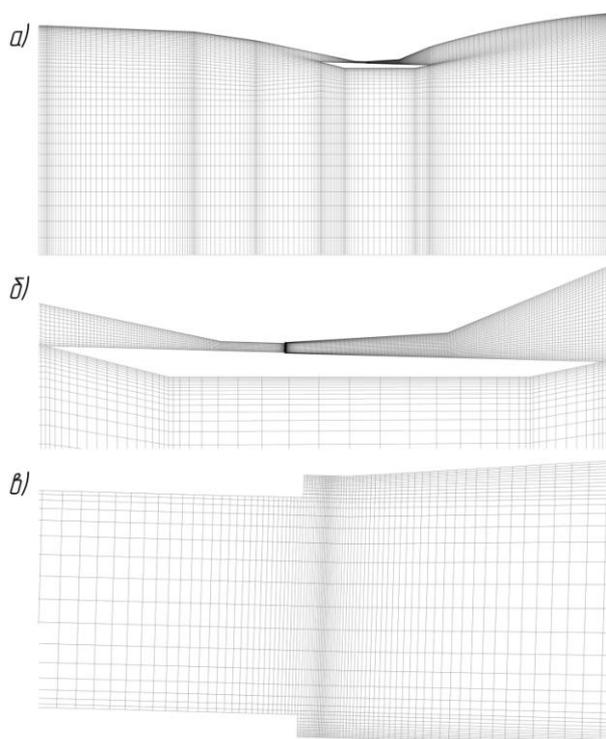
Для расчета поля течения в программном комплексе Fluent с помощью связанного неявного метода [4] одновременно (связанно) решаются уравнения неразрывности, переноса количества движения, энергии и переноса компонентов смеси как система. Затем, последовательно, отдельно друг от друга и от связанной системы, решаются уравнения для дополнительных скаляров, описывающих турбулентность, химические реакции и т.п. Поскольку уравнения нелинейные, для получения решения применяются итерации до тех пор, пока решение не будет сходиться.

В качестве модели турбулентности выбрана модель Спаларта-Аллмараса [3]. Модель основана на гипотезе Буссинеска и решает уравнение переноса турбулентной кинематической вязкости. Модель Спаларта-Аллмараса была специально разработана для аэрокосмического применения и показала хорошие результаты для граничных слоёв, подверженных значительным градиентам давления. Дополнительно были проведены расчеты с использованием модели турбулентности SST k- ω [6].

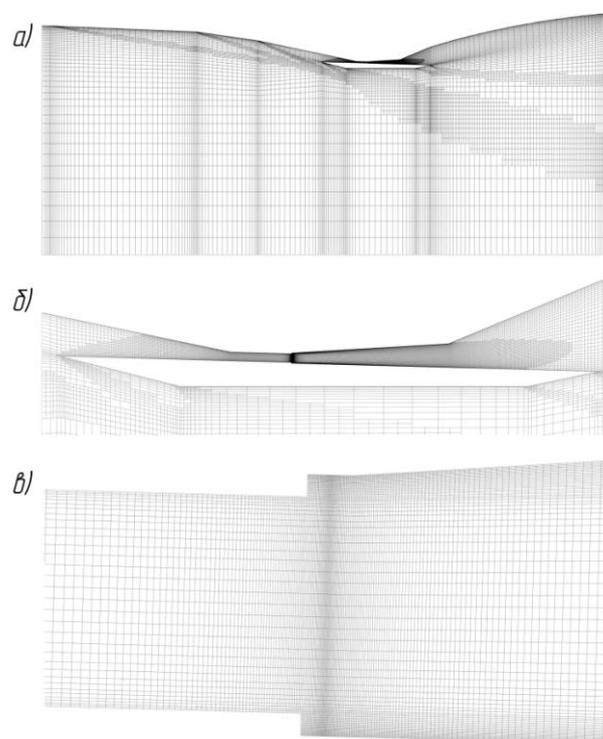
Моделирование смешивания и переноса химических компонентов происходит путем решения уравнений сохранения, описывающих конвекцию, диффузию и источники реакций для каждого компонента. Сгорание компонентов смеси моделируется с помощью химической модели конечной скорости (finite-rate chemistry model) [4]. В данной модели химический источник, описывающий скорость образования i -го вещества вследствие химической реакции, рассчитывается, используя соотношения Аррениуса, в которых игнорируются эффекты турбулентных пульсаций. Такой подход дает хорошие результаты для ламинарного сгорания, но неточные для турбулентного, вследствие нелинейности химической кинетики Аррениуса. Однако, использование ламинарной модели допустимо

при сгорании с относительно медленными химическими и малыми турбулентно-химическим взаимодействиями, что характерно для сверхзвукового пламени.

Расчетная сетка представляет собой двумерную блочно-структурированную сетку со сгущением в пристеночных областях для более точного разрешения пограничного слоя. Размерность расчетной сетки без адаптации составляет 21428 узлов. Для получения более точных результатов и минимизации влияния сеточных узлов на рассчитываемое поле значений проводилась адаптация по градиенту давления, параметру Y^+ и региональная адаптация [4]. Размерность расчетной сетки после адаптации составляла порядка 65000 узлов. Общий вид расчетной сетки, ее структура в области ГПВРД и форсунок до адаптации представлены на рис. 5. Расчетная сетка после адаптации представлена на рис. 6.



*Рис 5. Расчетная сетка до адаптации.
а – общий вид; б – в области ГПВРД; в – в области форсунок.*



*Рис 6. Расчетная сетка после адаптации.
а – общий вид; б – в области ГПВРД; в – в области форсунок.*

Начальные и граничные условия

В качестве начального приближения выбираются условия для невозмущенного потока. Число Маха $M = 7$. Параметры потока соответствуют высоте полета $H = 29$ км.

Невозмущенный поток представляет собой смесь, состоящую из двух основных компонентов воздуха: азота N_2 и кислорода O_2 . Массовая доля кислорода O_2 – 23,15%, азота N_2 – 76,85%.

Маневрирование совершается в диапазоне углов атаки от $\alpha = 0^\circ$ до $\alpha = 9^\circ$ с шагом $\Delta\alpha = 1^\circ$. При необходимости, для уточнения результатов в области рассматриваемого угла атаки, проводились расчеты с шагом $\Delta\alpha = \pm 0.5^\circ$.

В качестве граничного условия на поверхности тела выбирается нетеплопроводная стенка с условием прилипания. На внешней границе ставятся условия невозмущенного потока.

Моделирование форсунок в плоской постановке подразумевает, что в пространственной постановке они представляют собой тонкие щели вдоль всей ширины проточной части (рис. 7), из которых впрыскивается топливо (чистый газообразный водород). В качестве граничного условия используется условие с постоянством массового расхода (граничное условие «mass-flow-inlet» в программном комплексе Fluent).

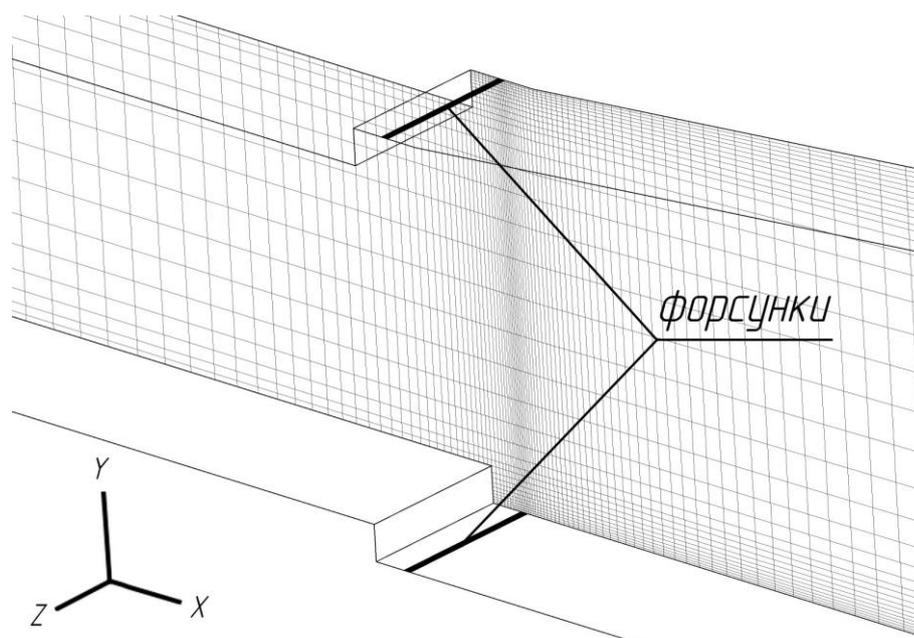


Рис 7. Представление форсунок в плоской постановке

Зная расход воздуха, следовательно, и расход кислорода (окислителя) через поперечное сечение ГПВРД, можем определить расход топлива (водорода) из форсунок с помощью стехиометрических коэффициентов.

Моделирование горения

Горение моделируется с использованием общего одношагового механизма. Предполагается полное сгорание топлива до H_2O .

Уравнение реакции имеет вид: $H_2 + 0.5O_2 \rightarrow H_2O + E$, где E – теплота реакции горения, определяют путем калориметрических опытов. Теплота образования паров воды из 1кгмоль водорода и 0.5кмоль кислорода равна 57100ккал/моль: $H_2 + 0.5O_2 \rightarrow H_2O + 57100 \text{ ккал/моль}$.

Реакция будет определяться стехиометрическими коэффициентами, энтальпиями реагентов и параметрами, от которых зависит скорость реакции. Скорость реакции будет рассчитываться в предположении, что сгорание происходит с относительно медленными химическими и малыми турбулентно-химическими взаимодействиями, что характерно для сверхзвукового пламени [4]. Скорость реакции определяется, используя соотношения Аррениуса [4].

Расчет основных характеристик ГПВРД и распределения коэффициента давления по нижней поверхности хвостовой части ГЗЛА

В качестве критерия впрыска топлива выбран коэффициент избытка топлива L_{H_2} , записываемый как:

$$L_{H_2}(\alpha) = \frac{G_{Tф}}{G_{Tc}}, \quad (1)$$

где $G_{Tф}$ – расход топлива; G_{Tc} – стехиометрический расход топлива:

$$G_{Tc} = \frac{G_{O_2}}{L}, \quad (2)$$

где G_{O_2} – расход кислорода (окислителя) через ГПВРД; L – стехиометрический коэффициент ($L=8$).

Расчет тяги производится с помощью выражения, записанного в общем виде [5]:

$$R = I_2 - I_1, \quad (3)$$

где I_1 и I_2 – полные импульсы в сечениях (1) и (2) соответственно (рис. 8).

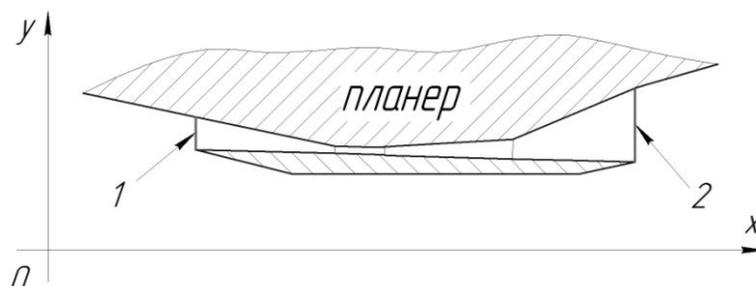


Рис 8. Входное (1) и выходное (2) сечения ГПВРД

Полные импульсы в сечениях (1) и (2) в продольном направлении OX рассчитываются как:

$$I_x|_{1,2} = b \left(\int_0^{a_{1,2}} (\rho_i V_{xi}^2 + p_i)_{1,2} dy \right), \quad (4)$$

а в вертикальном направлении OY :

$$I_y|_{1,2} = b \left(\int_0^{a_{1,2}} (\rho_i V_{xi} V_{yi})_{1,2} dy \right), \quad (5)$$

где индексы «1» и «2» – входное и выходное сечения соответственно (рис. 8); V_{xi} и V_{yi} – продольная и вертикальная составляющие скорости в i -й точке соответственно; ρ_i – плотность в i -й точке; p_i – статическое давление в i -й точке; a_1 и a_2 – высота сечений (1) и (2) соответственно; b – ширина ГПВРД.

Таким образом, продольная составляющая тяги R_x определяется с помощью выражения:

$$R_x = b \left(\int_0^{a_1} (\rho V_x^2 + p)_1 dy - \int_0^{a_2} (\rho V_x^2 + p)_2 dy \right), \quad (6)$$

а вертикальная составляющая тяги R_y как:

$$R_y = b \left(\int_0^{a_1} (\rho V_x V_y)_1 dy - \int_0^{a_2} (\rho V_x V_y)_2 dy \right). \quad (7)$$

Коэффициент давления в i -й точке на хвостовой поверхности, играющей роль дорасширителя сопла, определяется как:

$$C_{pi} = \frac{p_i - p_\infty}{q_\infty}, \quad (8)$$

где p_i – статическое давление в i -й точке на хвостовой поверхности; p_∞ – статическое давление набегающего потока; q_∞ – скоростной напор набегающего потока.

Дополнительно к основным параметрам рассчитываются параметры, характеризующие эффективность ГПВРД. В качестве таких параметров были выбраны: средний коэффициент постановления полного давления $\overline{\sigma^*}$ во входном сечении изолятора ГПВРД (рис. 1); полнота сгорания топлива H_{2P} в камере сгорания.

Средний коэффициент восстановления полного давления на входе в изолятор ГПВРД определяется с помощью выражения:

$$\bar{\sigma}^* = \frac{P_{0\infty}}{\bar{P}_{\text{Изолятор}}}, \quad (16)$$

где $P_{0\infty}$ – давление торможения набегающего потока; $\bar{P}_{\text{Изолятор}}$ – средняя величина давления торможения во входном сечении изолятора.

Полнота сгорания топлива H_{2P} в камере сгорания определяется по формуле:

$$H_{2P} = \left(1 - \frac{G_{T_{\text{КС}}}}{G_{T_{\text{Ф}}}} \right) \cdot 100\%, \quad (17)$$

где $G_{T_{\text{КС}}}$ – расход топлива во входном сечении камеры сгорания; $G_{T_{\text{Ф}}}$ – суммарный расход топлива из форсунок.

Описание алгоритма расчета крейсерского режима полета

Блок схема алгоритма расчета крейсерского режима полета представлена на рис. 4.

Во всем диапазоне углов атаки в программном комплексе Fluent в плоской постановке рассчитывается поле значений основных параметров потока при неработающей силовой установке («холодный пуск»). Затем, зная расход окислителя (кислорода) через проточную часть СУ, проводится расчет с учетом работы двигателя («горячий пуск») при условии стехиометрического расхода топлива ($L_{H_2}(\alpha) = 1$, $G_{T_{\text{Ф}}} = \text{var}$). Рассчитав основные параметры потока с включенным двигателем во всем диапазоне углов атаки, определяются продольная $R_x = f(\alpha)$, поперечная $R_y = f(\alpha)$ составляющие тяги и распределение коэффициента давления $C_p = f(\alpha)$ по хвостовой части ЛА. Эти параметры экстраполируются по ширине сопла ГЗЛА.

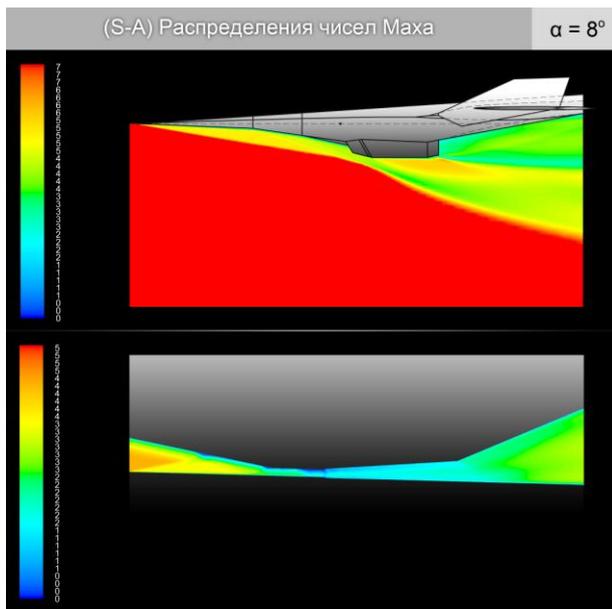
Учитывая вертикальную составляющую тяги, которая вносит свой вклад в подъемную силу ($Y_a = G + R_{ya}$, где G – вес летательного аппарата), распределение коэффициента давления C_p по хвостовой части ГЗЛА, в пакете прикладных программ «Ньютон» в пространственной постановке рассчитывается внешняя аэродинамика ЛА в широком диапазоне углов атаки и углов отклонения стабилизатора ГО. Определяются балансировочный угол атаки $\alpha_{\text{бал}}$ и соответствующий ему угол отклонения стабилизатора ГО $\delta_{\text{ст}}$. Рассчитывается сила лобового сопротивления при балансировочном угле атаки $X_a = f(\alpha_{\text{бал}})$ и производится переход от скоростной системы координат в связанную.

Проверка на сходимость включает в себя следующее. Если $\frac{|X - R_x|}{R_x} > \varepsilon$, где ε – заданная точность, то продольной составляющей тяги недостаточно для преодоления продольной силы X . Необходимо увеличить тягу. Для этого подбирается такой суммарный расход топлива из форсунок $G_{Tф}$, чтобы R_x сравнялась с X в пределах точности ε . Определив $G_{Tф}$ и, следовательно, коэффициент избытка топлива L_{H_2} , рассчитываются продольная R_x , вертикальная R_y составляющие тяги и распределение коэффициента давления C_p по хвостовой части ГЗЛА Х-43А в диапазоне углов атаки $\alpha = \alpha_{\text{бал}} \pm \Delta\alpha$, где $\Delta\alpha = 0.5^\circ$. При этом, условие стехиометрического расхода топлива не соблюдается ($L_{H_2}(\alpha) = \text{var}$). Суммарный расход топлива из форсунок выбирается постоянным и равным суммарному расходу топлива из форсунок при балансировочном угле атаки ($G_{Tф}(\alpha) = G_{Tф}(\alpha_{\text{бал}})$). Рассчитанные параметры экстраполируются по ширине сопла ГЗЛА и передаются в программном комплексе «Ньютон» для расчета АДХ летательного аппарата с учетом работы силовой установки. Цикл повторяется. Если $\frac{|X - R_x|}{R_x} \leq \varepsilon$, то продольная составляющая тяги R_x достаточна для преодоления продольной силы X с заданной точностью. На этом процесс балансировки считается завершенным.

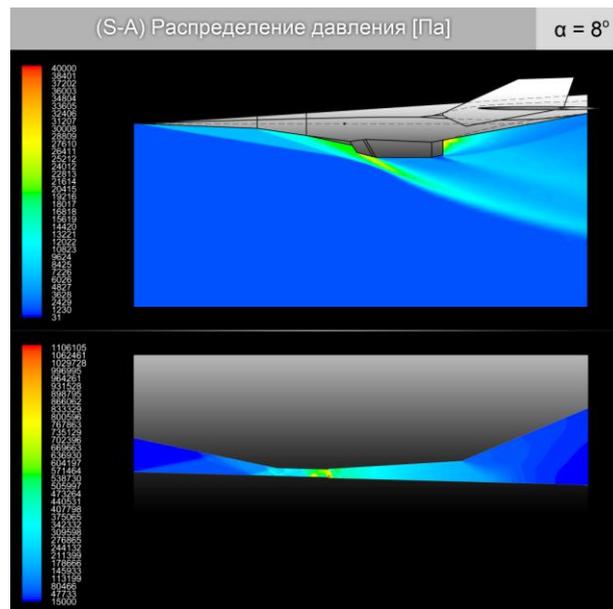
Результаты

После проведения расчетов с помощью алгоритма расчета крейсерского режима работы было установлено, что крейсерским режимом полета на высоте $H = 29$ км при числе Маха полета $M = 7$ является полет с углом атаки $\alpha_{\text{бал}} = 8^\circ$. При этом, потребный коэффициент избытка топлива $L_{H_2} = 1.03$.

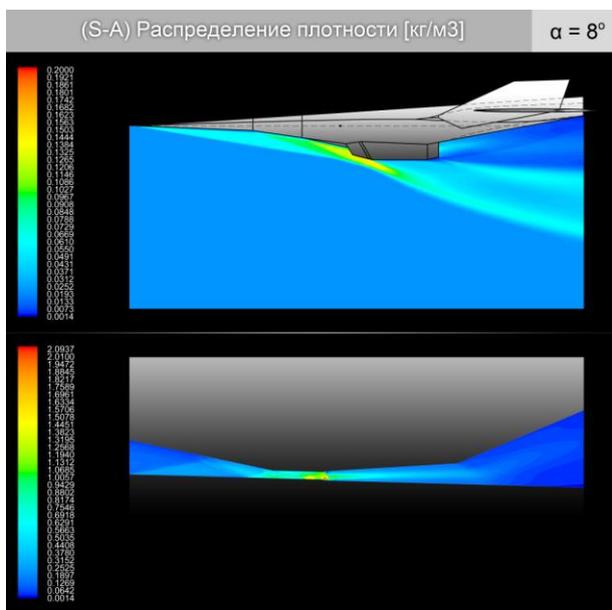
На рис. 9 представлены контуры распределения чисел Маха (а), давления (б), плотности (в) и температуры (г) во время крейсерского режима полета.



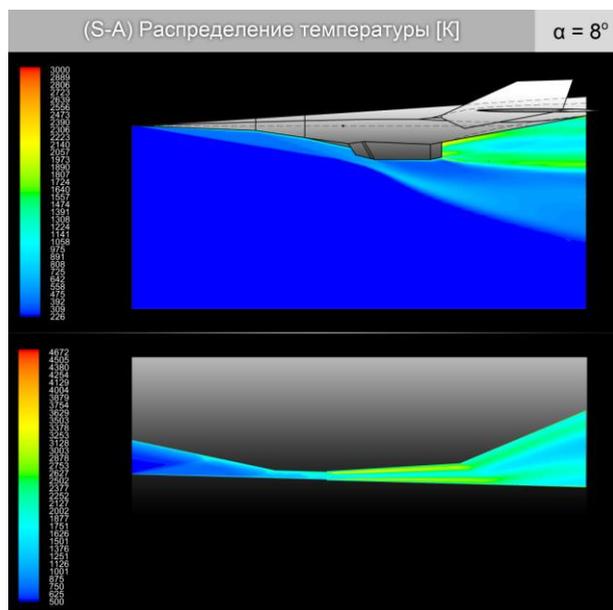
а)



б)



в)



г)

Рис. 9. Контуры распределения основных параметров потока во время крейсерского режима полета. а – числа Маха, б – давление, в – плотность, г – температура

На рис. 10 показаны распределение векторов скорости потока в сечении на входе в воздухозаборник (а) и в сечении на выходе (б) из сопла ГПВРД.

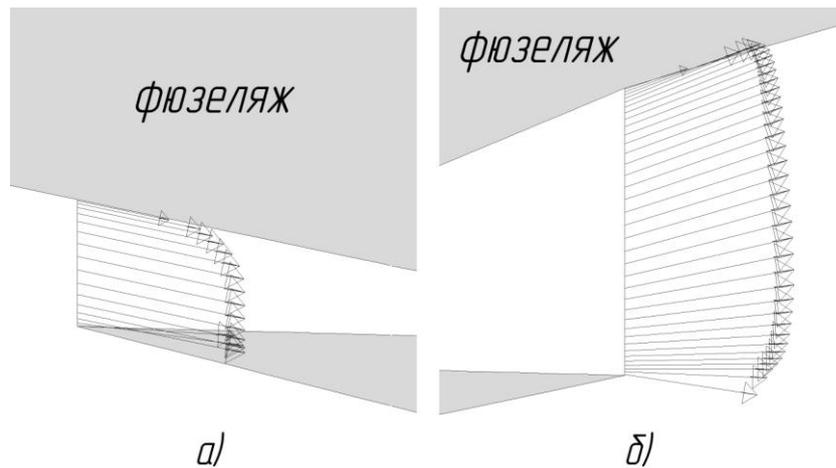


Рис 10. Векторы скорости потока. а – вход в воздухозаборник, б – выход из сопла.

На рис. 10 видно несовпадение направления вектора потока и оси гиперзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя. Это приводит к появлению вертикальной составляющей тяги.

На рис. 10 представлена средняя величина восстановления коэффициента полного давления $\overline{\sigma}^*$ в сечении на входе в изолятор ГПВРД (рис. 1) при различных углах атаки.

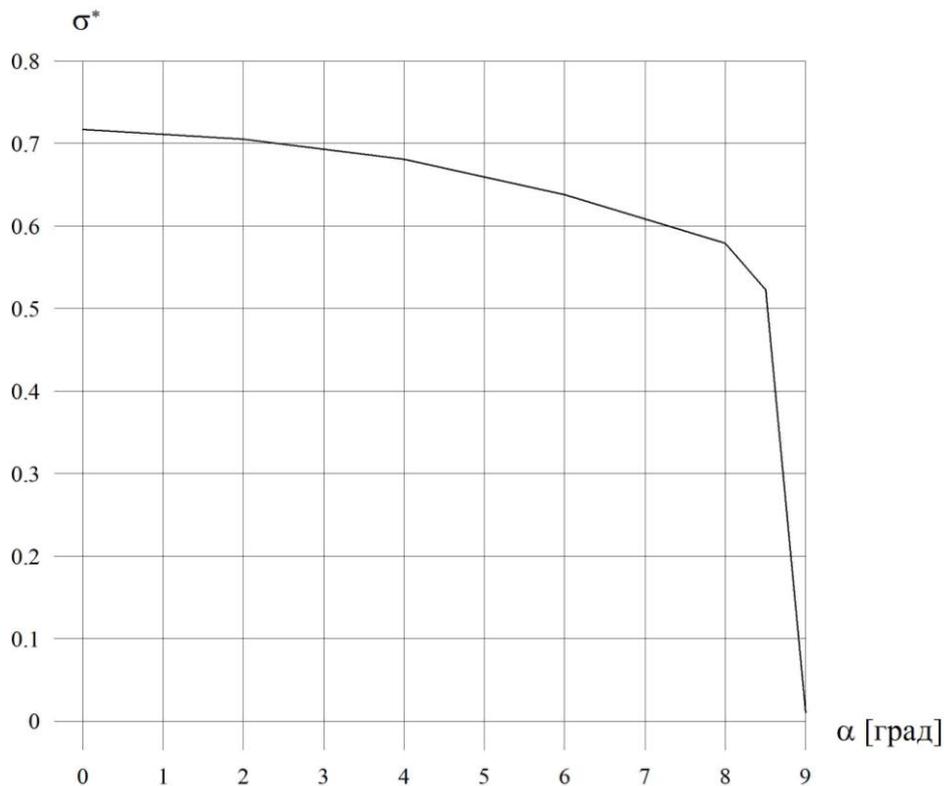


Рис 10. $\overline{\sigma}^* = f(\alpha)$ в сечении на входе в изолятор ГПВРД

Из рис. 10 видно, что при увеличении угла атаки величина коэффициента восстановления полного давления уменьшается. В районе $\alpha \approx 9^\circ$ происходит резкое падение

практически до нуля вследствие так называемого эффекта «запирания» воздухозаборника ГПВРД впереди стоящей ударной волной. Таким образом, ГПВРД работает менее эффективно на больших углах атаки, вследствие увеличения потерь полного давления, связанного с необратимыми процессами, происходящими в скачках уплотнения (рост энтропии в системе). Часть полезной механической энергии необратимо переходит в тепловую.

На рис. 11 с помощью контуров распределения чисел Маха продемонстрирован эффект «запирания» воздухозаборника ГПВРД впереди стоящей ударной волной при угле атаки $\alpha = 9^\circ$.

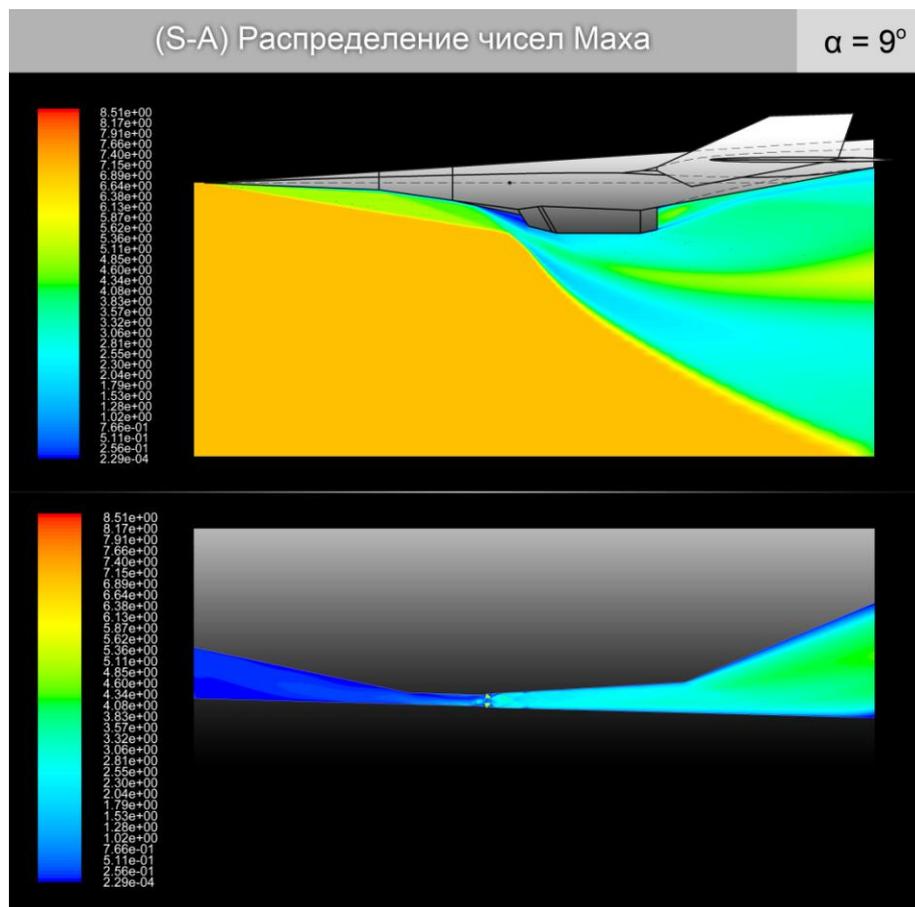


Рис 11. Эффект «запирания» воздухозаборника ГПВРД впереди стоящей ударной волной

На рис. 12 представлена зависимость полноты сгорания топлива H_{2P} в камере сгорания от углов атаки. Поддерживается условие стехиометрического расхода топлива из форсунок, т. е. $L_{H_2}(\alpha) = 1$, $G_{T_\phi}(\alpha) = \text{var}$. На рис. 13 также представлена зависимость полноты сгорания топлива H_{2P} в камере сгорания при различных углах атаки. Однако в данном случае условие стехиометрического расхода топлива не соблюдается. На всех углах атаки

расход топлива $G_{T\phi}$ фиксирован и равен расходу топлива при коэффициенте избытка топлива $L_{H_2}(\alpha) = 1.03$ на угле атаки $\alpha = 8^\circ$. Эти значения соответствует крейсерскому режиму полета.

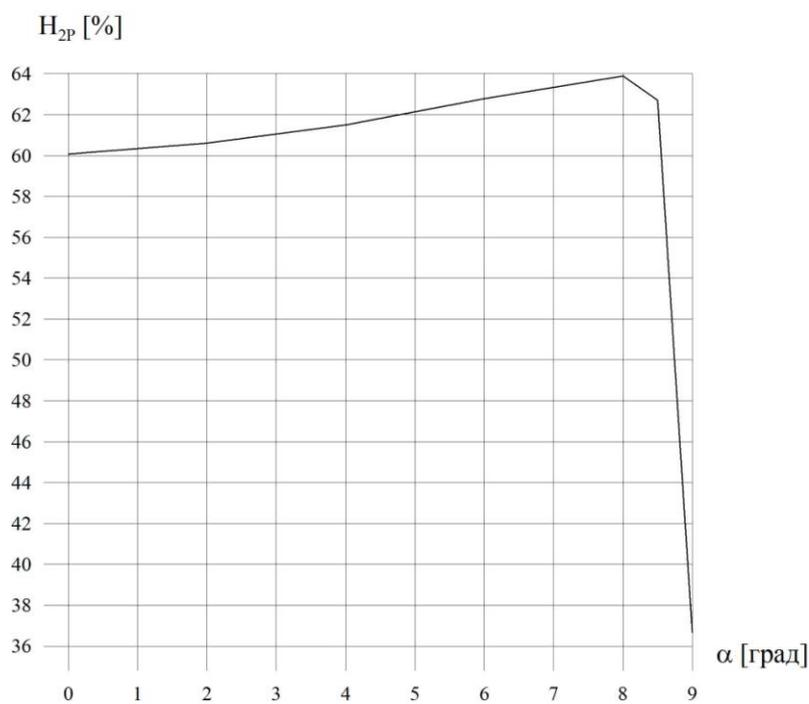


Рис 12. $H_{2P} = f(\alpha)$ ($L_{H_2}(\alpha) = 1, G_{T\phi}(\alpha) = \text{var}$).

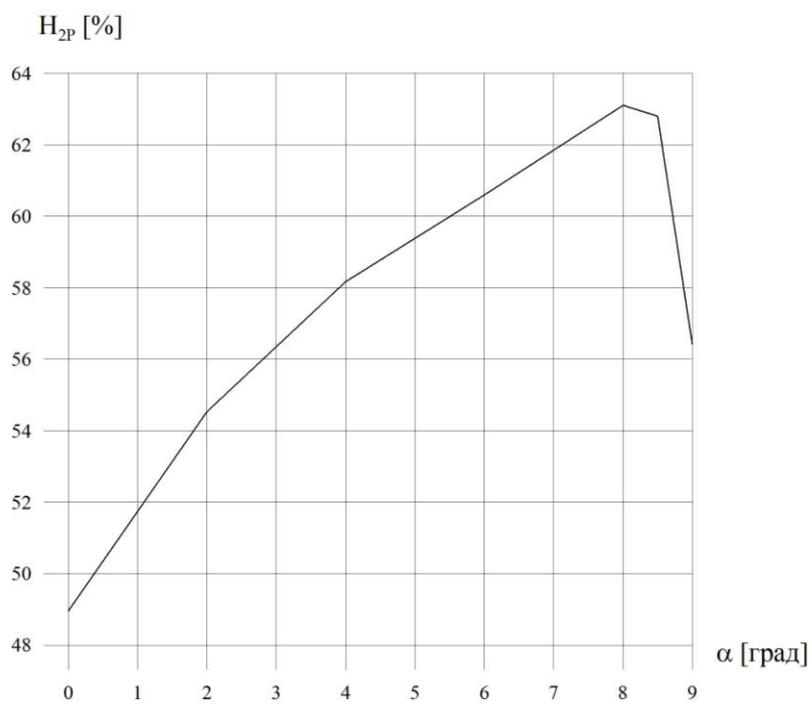


Рис 13. $H_{2P} = f(\alpha)$ ($G_{T\phi}(\alpha) = \text{const}$ при $L_{H_2}|_{\alpha=8^\circ} = 1.03$).

На рис. 14 представлены значения продольной R_x и вертикальной составляющих R_y тяги на различных углах атаки при условии поддержания стехиометрического расхода топлива. На рис. 15 представлены те же величины, но при условии постоянства расхода топлива. Расход топлива равен расходу при крейсерском режиме полета.

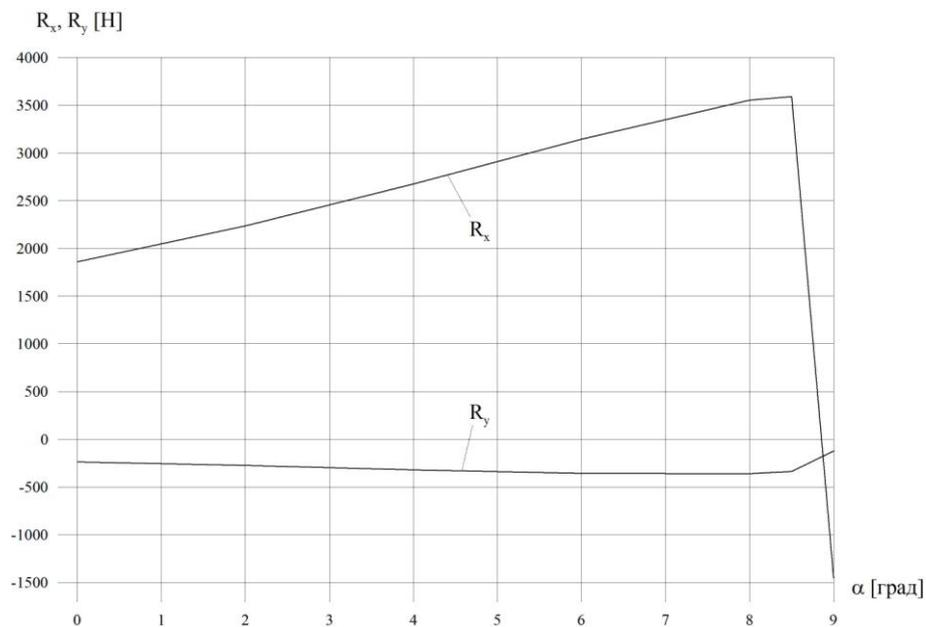


Рис 14. $R_x = f(\alpha)$ и $R_y = f(\alpha)$.

$$(L_{H_2}(\alpha) = 1, G_{T_\phi}(\alpha) = \text{var}).$$

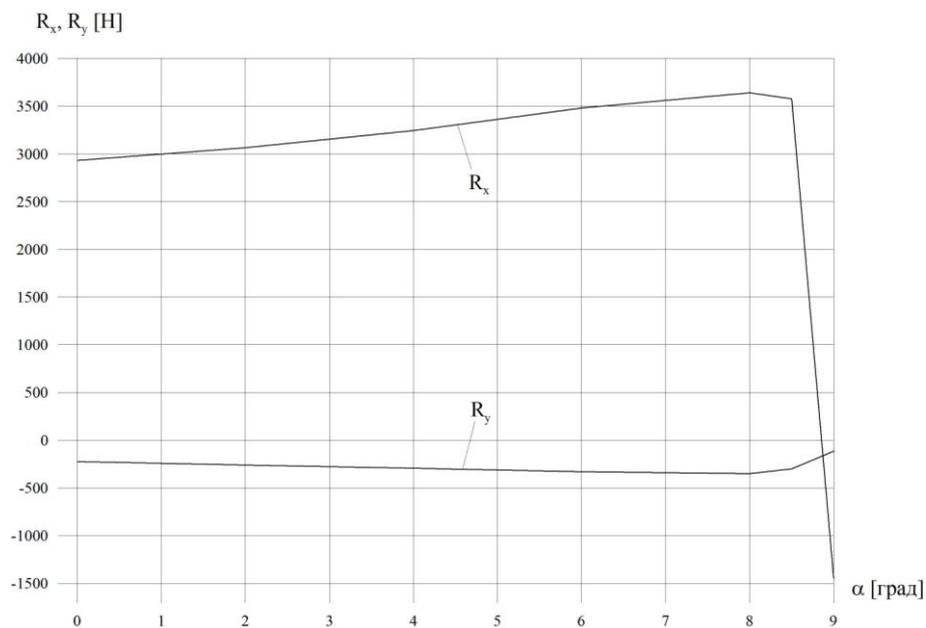


Рис 15. $R_x = f(\alpha)$ и $R_y = f(\alpha)$.

$$(G_{T_\phi}(\alpha) = \text{const} \text{ при } L_{H_2}|_{\alpha=8^\circ} = 1,03)$$

Далее представлено распределение коэффициента давления C_p по нижней поверхности хвостовой части ГЗЛА (рис. 2). На рис. 16 зависимость $C_p = f(\alpha)$ представлена при соблюдении условия стехиометрического расхода топлива из форсунок, на рис. 17 – при условии постоянства расхода топлива, равного расходу топлива при крейсерском режиме полета.

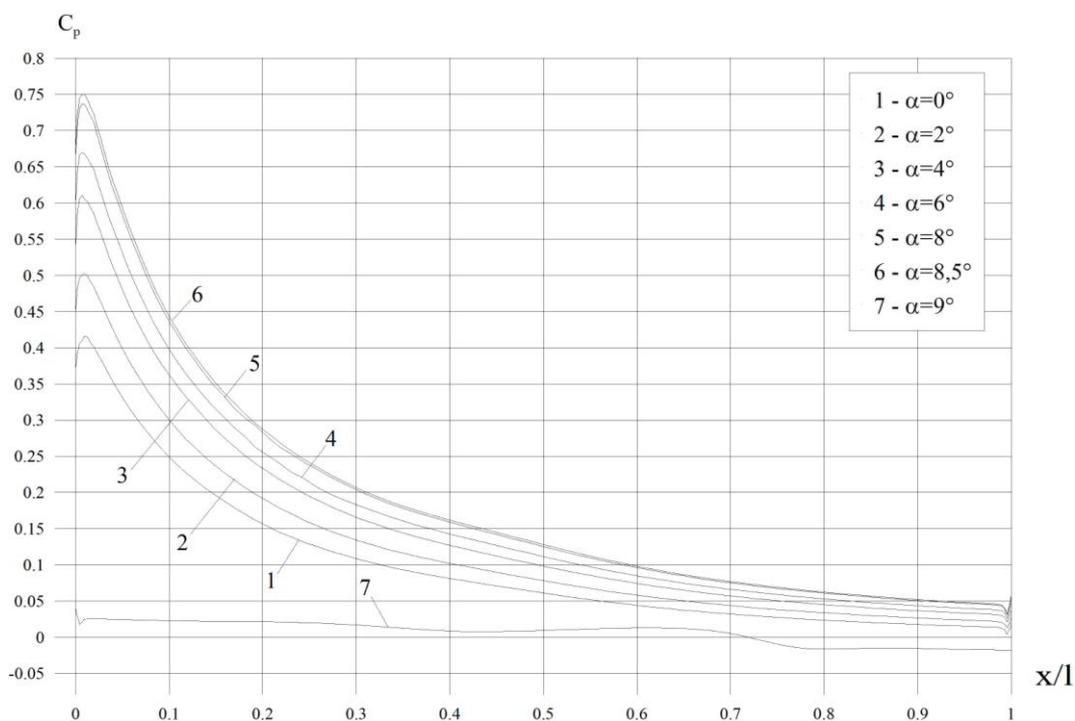


Рис 16. $C_p = f(\alpha)$ ($L_{H_2}(\alpha) = 1, G_{T_{\phi}}(\alpha) = \text{var}$).

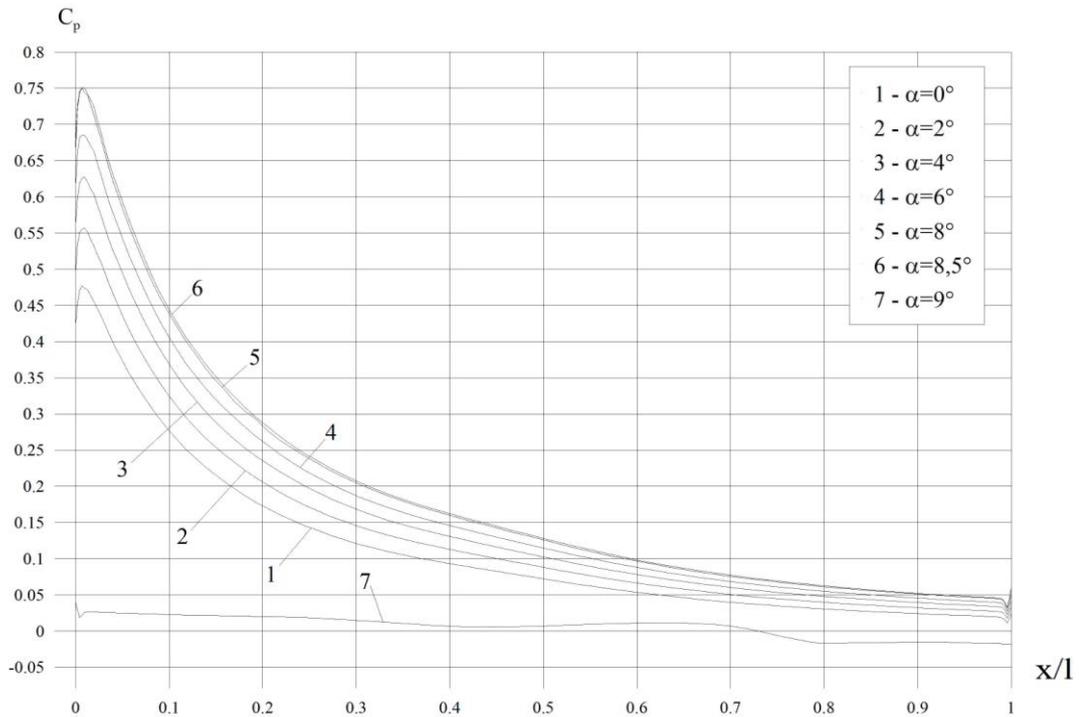
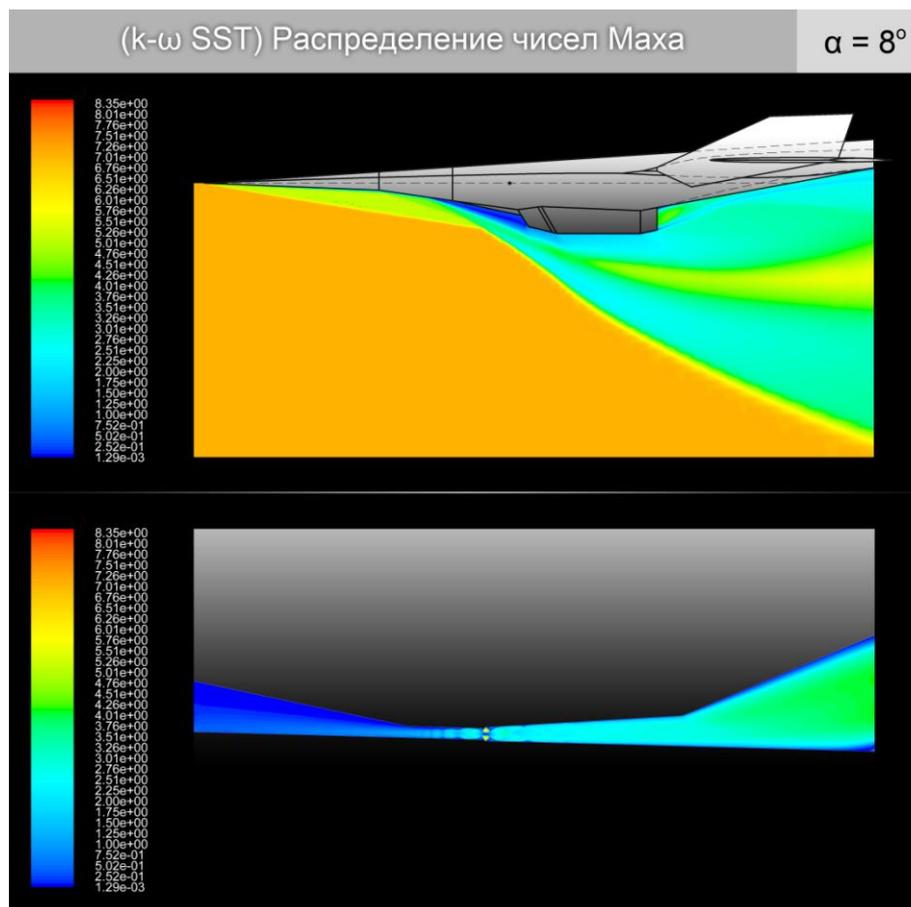


Рис 17. $C_p = f(\alpha)$ ($G_{r\phi}(\alpha) = const$ при $L_{H_2} |_{\alpha=8^\circ} = 1,03$)

Дополнительно было рассмотрено влияние модели турбулентности на эффект «запирания» ГПВРД впереди стоящей ударной волной. В качестве дополнительной модели турбулентности была выбрана хорошо известная модель $k-\omega$ SST [4]. Результаты расчетов показали, что в отличие от модели турбулентности Спаларта-Аллмараса, при которой эффект «запирания» возникает на угле атаки $\alpha \approx 9^\circ$, с использованием модели турбулентности $k-\omega$ SST этот эффект возникает уже на угле атаки $\alpha = 8^\circ$ (рис. 18).



*Рис 18. Эффект «запирания» воздухозаборника ГПВРД
впереди стоящей ударной волной. Модель турбулентности k- ω SST*

Основные выводы и рекомендации

- Исходя из проделанной работы следует, что изменение угла атаки существенно влияет на тяговые характеристики. Для экспериментального гиперзвукового аппарата X-43A при угле атаки $\alpha \approx 9^\circ$ продольная составляющая тяги падает до нуля.
- Несовпадения направления вектора потока и оси гиперзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя приводит к появлению вертикальной составляющей тяги.
- Расчет характеристик компоновки планер-ГПВРД традиционными методами представляет существенные трудности. Требуются данные как о характеристиках обтекания планера, так и о работе двигателя и его влиянии на аэродинамические характеристики ЛА.
- Для проведения расчетов ЛА интегрированной компоновки планер-ГПВРД целесообразно разработка специализированного пакета прикладных программ.

- Для проведения расчетов интегрированной компоновки планер-ГПВРД необходима единая модель течения, протекания химических реакций, горения в пространственной компоновке.

Библиографический список

1. Interaction Between Step Fuel Injectors on Opposite Walls in a Supersonic Combustor Model. Charles R. McClinton. NASA Technical Paper 1174 May 1978. 61 p.
2. Комбинированный метод аэродинамического расчета гиперзвуковых космических аппаратов при низких и больших числах Рейнольдса/ С.Б.Свирщевский, С.А.Попов /Полет. М. Издательство Машиностроение. 1999. N3, с. 42-48.
3. Spalart P., Allmaras S. A one-equation turbulence model for aerodynamic flows // AIAA-Paper 92-0439, 1992, p.1-21.
4. ANSYS FLUENT documentation. <https://www.sharcnet.ca/Software/Fluent12/index.htm>.
5. М. М, Бондаренко, С. М. Ильяшенко / Прямоточные воздушно-реактивные двигатели // Государственное издательство оборонной промышленности.—М.: Машиностроение, 1958. 393.
6. F. R. Menter. Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications. *AIAA Journal*, 1994, 32(8), с. 1598-160.