Math-Net.Ru

Общероссийский математический портал

О. В. Колготин, Л. В. Кудюров, К задаче математического моделирования гиперзвуковой космической крылатой ракеты, *Вестн. Сам. гос. техн. ун-та. Сер. Физ.-мат. науки*, 2005, выпуск 38, 142–147

DOI: <https://doi.org/10.14498/vsgtu389>

Использование Общероссийского математического портала Math-Net.Ru подразумевает, что вы прочитали и согласны с пользовательским соглашением
<http://www.mathnet.ru/rus/agreement>

Параметры загрузки:

IP: 54.89.56.158

26 апреля 2023 г., 11:28:02

О. В. Колготин, Л. В. Кудюров

К ЗАДАЧЕ МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ГИПЕРЗВУКОВОЙ КОСМИЧЕСКОЙ КРЫЛАТОЙ РАКЕТЫ

Рассматривается гиперзвуковой летательный аппарат и проблема моделирования его движения. Предложены основные направления работ по созданию и расчету таких аппаратов.

Гиперзвуковой летательный аппарат (ГЛА) имеет максимально интегрированную компоновку, в которой корпус ЛА является одновременно топливным баком с максимальным отношением объем/площадь, несущей поверхностью, воздухозаборником и соплом (трактом двигателя). Салон для пассажиров (полезной нагрузки) выполняет функцию только салона, либо в определенной конструкции часть корпуса ЛА (часть сопла двигателя и несущей поверхности). Как известно, дальнейшее повышение важнейшей характеристики двигательной установки (ДУ) — удельной тяги связано либо с переходом на ядерный ракетный двигатель (ЯРД) (импульс 900–1200 с твердофазный ЯРД), либо с использованием заборного воздуха в качестве окислителя, который ракета везет обычно с собой. ЯРД отпадает по своей радиационной опасности для атмосферы. Использовать воздух в двигателе для разгона космических ракет пытаются уже давно. Но дело в том, что гиперзвуковые самолеты, в которых пытаются использовать воздух для полетов со скоростью около 2 км/с очень дороги, конструктивно сложны и являются прерогативой авиации, авиадвигателистов. Между тем развитие ракетостроения вышло на определенный уровень и даже на некоторый предел по характеристикам химических двигателей (4500 м/с) на H_2 и O_2 . Это максимально возможный на ближайшее время результат. Причем, это для ЖРД и тем более на криогенном топливе, что во многих случаях не является ни удобным, ни безопасным, ни дешевым видом ЛА. Поэтому на данный момент дальнейшим развитием для ракетной техники является комбинирование всего лучшего и надежного, что было сделано и отработано как в авиационной (с целью повышения удельной тяги ДУ), так и в ракетной (с целью технологичности и интегрированности) областях. Так, например, самыми легкими и авторегулируемыми соплами для полета в атмосфере являются сопла внешнего расширения. Самыми оптимальными формами с точки зрения ракетной техники (объем/масса) являются по убыванию: шар (сфера), эллипсоид (диск), тор, цилиндр. Кроме того, из теории ГЛА известно, что с целью минимизации волнового сопротивления в гиперзвуковых областях и улучшения аэродинамических характеристик самолета во всем диапазоне сверхзвуковых скоростей полета поперечное сечение фюзеляжа целесообразно выполнить эллиптическим со срезаемыми плоскостями сверху и снизу для расположения полезного груза или дополнительных ступеней и использования носовой части фюзеляжа в качестве элемента поверхности сжатия воздуха, поступающего в ВРД.

В результате анализа различных компоновок, сочетающих оптимальные свойства с точки зрения многих требований, предъявляемых к ЛА, летающих в атмосфере и в космосе, появилась следующая схема. Аппарат представляет собой эллипсоид вращения (диск). Нижняя часть диска спрофилирована таким образом, чтобы проекция диска в профиль представляла контур прямооточного воздушно-реактивного двигателя (ПВРД) внешнего горения, т.е. передняя часть — воздухозаборник, задняя часть — сопло внешнего расширения (оно авторегулируется — всегда расчетный режим). С точки зрения размещения топлива — это самая оптимальная форма после сферы. С точки зрения аэродинамики полета в атмосфере такое профилирование воздушного тракта двигателя принято как оптимальное для большинства перспективных гиперзвуковых ПВРД (ГПВРД). Форма диска, уже многократно проверенная как форма ЛА, хорошо зарекомендовала себя с точки зрения устойчивости в полете, а также, являясь не только вместителем топлива, но и планером одновременно, она обеспечивает аэродинамическую подъемную силу подобно самолету и возможность пространственного маневра. Кроме того, это единственная наиболее удобная форма для создания искусственной гравитации на борту космического корабля за счет центробежных сил, что очень желательно при длительных полетах в космос.

С учетом этого, используя современные технологии производства ЛА, можно достичь следующих показателей: удельный импульс $I_{уд} = 6500\text{--}7500$ м/с — что гораздо выше всех существующих маршевых ракетных двигателей (РД); число Циолковского $\mu = M_n/M_k = 0,25$, что позволит тем не менее выходить на околоземную орбиту. А использование простой технологии

изготовления и дешевое топливо позволит снизить затраты по выведению до \$50 за 1 кг полезной нагрузки (ПН). Это откроет возможность широкого внедрения в космические проекты различных бизнес-проектов. Например, сделает доступным для многих полеты в космос, что по прибыльности может не уступать торговле оружием. Сделав такой аппарат многоразовым, что изначально и предполагается, полеты в космос будут происходить достаточно регулярно, что позволит получить приличный экономический эффект от его использования. Возможность взлета с аэродрома удешевит и упростит предстартовый и послепосадочный комплексы до минимума. По сути такой ЛА является обычной крылатой ракетой или ракетопланом с ракетно-прямоточным двигателем (РПД) внешнего горения, только непривычной для ракет формы, которая, как было сказано, обусловлена минимумом массы и удобством спуска и маневра (а также в случае использования твердотопливных зарядов и большого технологического преимущества).

За базовые приняты две компоновки: «салон снаружи» и «салон внутри». Салон снаружи является более дорогим в разработке, но и более экономически выгодным проектом. Схему «салон внутри» можно реализовать прямо сейчас при небольших затратах на разработку и отработку двигателя. Салоном может служить уже используемый и даже уже летавший СА от кораблей «Восток», «Восход», «Союз». Эта схема является более простым и легким (в стартовом смысле) вариантом, т.к. отпадает необходимость в теплозащите салона.

За базовый вариант предлагается взять твердотопливный двигатель (РДТТ). Он проще, дешевле, надежнее и безопаснее жидкостного. Опять же, продукты газогенерации получить и дожечь в воздухе проще, чем организовать горение жидкого топлива в потоке. Это должен быть многорежимный твердотопливный двигатель (он же газогенератор), который на старте работает как разгонный РДТТ с эжектором и догоранием в воздухе, затем как газогенератор на траектории разгона и далее, как доразгонная ступень РДТТ (в случае если не хватит скорости, либо в случае необходимости маневра).

На РДТТ проще будет отработать всю схему ЛА. Заряд твердого топлива удобнее в обращении чем жидкое топливо, безопаснее. Конструкция РДТТ упростит задачу теплозащиты корпуса ЛА и облегчит сам ЛА.

Рассматривается два варианта применения такого ЛА: гражданский (коммерческий), военный.

При низких удельных затратах по выведению полезной нагрузки на орбиту или на суборбитальную траекторию можно будет отказаться от обычных ракет-носителей при выполнении коммерческих и научно-исследовательских запусков. Станет возможен в больших масштабах космический туризм. Доступность полета в космос переведет человечество на новый этап развития и сознания. Во первых прибыльность от космических проектов (того же туризма) привлечет большое количество спонсоров в эту отрасль и заставит их вкладывать деньги в развитие космической индустрии сначала развлечений, а затем и в развитие инфраструктуры космической и земной промышленности и энергетики.

Военный вариант использования такого типа ЛА позволит стране, располагающей им, иметь свое присутствие в любой точке мира максимум через 30 мин после возникновения такой необходимости. С точки зрения служб спасения, это самый быстро реагирующий вариант из имеющихся сегодня в мире. С чисто военной точки зрения, это самый эффективный ЛА, т.к. с его помощью станет возможным, как уже отмечалось, осуществлять контроль над любой точкой Земли, не располагая вблизи нее военных баз и не развертывая авианесущие соединения. Возможность взлета с любой точки поверхности, а не только со специальных устройств или шахт, делает неуязвимым этот вид техники на земле. Высокая маневренность и скоростные характеристики, которые может иметь такой ЛА делает неуязвимым его в полете, что особенно важно при преодолении средств противоракетной обороны (ПРО).

Тактико-технические характеристики такого ЛА позволят парком в несколько десятков таких ЛА заменить все стоящие сегодня на вооружении стратегические ракеты всех видов базирования, что многократно удешевит и упростит как содержание стратегических сил, так и их комплектацию, повысив при этом их эффективность и мобильность. Возможность нанесения как превентивных (необязательно ядерных), так и ответных массированных ударов с высокой степенью точности и неуязвимости от всех типов военных сил противника, при одновременной возможности контролировать его реакцию, расширит возможности государства, имеющего такое оружие, во внешней политике.

Двигательная установка ЛА представляет собой многорежимный ракетный прямоточный двигатель (РПД). Основными частями РПД являются: емкости хранения топлива (баки), газоген-

нератор (в случае РДТТ, о котором далее пойдет речь, емкость и газогенератор совмещены в самом РДТТ), воздухозаборник, камера (тракт) догорания и сгорания, сопло внешнего расширения. С целью минимизации массы конструкции двигатель и корпус планера ЛА интегрированы в общую компоновку. Тракт двигателя находится на нижней поверхности ЛА и имеет пространственную для ГЛА компоновку, где передняя часть ГЛА выполняет функцию воздухозаборника, задняя часть — сопла. Так как сопло внешнего расширения имеет авторегулируемость по всем режимам полета и обладает минимальной массой, то с целью его максимальной интегрированности с конструкцией планера ЛА его форма является внешним обводом задней части ЛА. По сути для такого вида ЛА уже трудно говорить о планере или двигателе как таковых. При такой компоновке, когда одно является неотъемлемой частью другого, нужно говорить о ЛА как о едином целом, части которого обладают определенными свойствами, и деление производить по свойствам этих частей или по задачам, которые они выполняют. Например, несущий корпус — двигательная установка и салон с полезной нагрузкой или грузопассажирский отсек.

Топливо, используемое в таком ЛА, должно обладать оптимальными свойствами не только по энергетическим характеристикам, но и по удобству хранения, транспортировки, производства, скорости заправки, удобству эксплуатации заправленного ЛА, безопасности, надежности работы, применяемых конструкционных (с точки зрения удобства размещения, совместимости и воздействия на материалы) характеристик, стоимости, доступности и т.п.

Самым трудным в ГПВРД является организация горения топлива в сверхзвуковом потоке. Существует два варианта организации горения в сверхзвуковой струе. Первый — впрыск топлива в разогретый за счет сжатия воздушный поток с последующим самовоспламенением и сгоранием в достаточно протяженной камере сгорания, что обусловлено временем процесса горения. Второй — горение в скачке уплотнения или в ударной волне, которая возникает на специально образованных на теле ЛА препятствиях. В этом случае горение идет в узком слое за ударной волной. Но для этого надо предварительно подготовить хорошо перемешанную смесь. При набегании топливовоздушной смеси на препятствие со сверхзвуковой скоростью при достаточном разогреве в скачке (определенном M) происходит детонация (мгновенное сгорание) смеси. Эксперименты на водородно-воздушных смесях показали хорошие результаты. На продуктах неполного сгорания твердого топлива (газогенерации) возможно аналогичное воспроизводство результатов, т.к. в этом случае детонационное горение можно организовать уже на малых скоростях и даже на нулевой. Для этого в тракте двигателя сразу за воздухозаборником надо сделать блок сопел, истечение газа из которых происходит со сверхзвуковой скоростью. Далее по тракту перед соплом ставятся клиновые препятствия (внутри которых можно расположить дополнительные сопла типа дежурного факела), на которых за счет скачков уплотнения происходит догорание продуктов газогенерации перемешанных с воздухом. С целью регулирования тракта ДУ его можно сделать открытым (частично открытым) или внешним. Закон горения топлива в РДТТ должен быть согласован с внешнебаллистическими характеристиками ЛА — с изменением скорости по высоте.

Управление ЛА в полете по всем осям предполагается осуществить с помощью небольших сопел (дополнительных малых двигателей), расположенных по плоскостям управления. Это обеспечит высокую маневренность ЛА, а также независимость управляющих органов от скорости полета и наличия среды.

Все реактивные двигатели можно разбить на четыре группы по типу и количеству рабочего тела и энергии.

1. Запас энергии и рабочего тела (РТ) ограничен — случай кода ЖРД, РДТТ, когда энергия и РТ содержится в топливе. В этом случае нас интересует оптимальное использование и энергии, и рабочего тела. Другими словами, можно сказать, что надо найти экстремум функционала от распределения энергии и РТ в «пространстве – времени».

2. Запас энергии ограничен, запас РТ неограничен — соответственно когда воздушно-реактивные двигатели (ВРД), гидрореактивные двигатели (ГРД), т.е. двигатели работающие в среде, когда один из компонентов топлива находится на борту.

3. Запас энергии неограничен, запас РТ ограничен — к этой категории можно отнести все двигатели с запасом РТ на борту и подводом энергии извне, а также условно ЯРД, стационарные плазменные двигатели (СПД), импульсные плазменные двигатели (ИПД).

4. Запас энергии неограничен и запас РТ неограничен — это случай работы в среде при подводе энергии извне.

При разработке конкретного типа двигателя под конкретную задачу встает вопрос о правильном выборе схемы двигателя, его экономических характеристиках. Это особенно важно в случае выполнения задачи при меняющихся условиях при движении ЛА в разных средах, либо в среде и в вакууме. Также важным является правильное и наиболее оптимальное использование запасенного на борту топлива или источника энергии или и того и другого.

С этой точки зрения для модели ЛА представляет интерес второй вариант, т.к. важным является правильно использовать запасенную на борту энергию. Для ВРД можно принять, что работа совершается против сил гравитации, сопротивления, инерции. Считаем, что прирост кинетической энергии тратится на совершение работы против указанных сил на всей траектории полета ЛА, т.е. мы заменяем полет ЛА по траектории прямым непрерывным разгоном под действием реактивной силы и силы сопротивления, сложенной из выше перечисленных трех сил. Расчет на заданную дальность по заданной траектории сводится к определению потребной конечной скорости V_k при заданной конечной массе M_k и режима работы двигателя. В принципе та же самая задача, только без использования среды, решается и для ракеты на атмосферном участке полета в поле тяготения.

Для простоты построения математической модели разгона ГЛА первоначально примем равенство массы m всех n импульсов и изменение присоединенной массы m_0 воздуха по закону [2]:

$$m_0 = \rho U, \quad \rho(H) = \rho_0 \left(1 - \frac{k-1}{k} \frac{g_0 H}{RT_0} \right)^{\frac{1}{k-1}}, \quad U = V t_1 S,$$

где ρ — плотность среды на высоте H , ρ_0 — плотность на высоте $H = 0$, $k = 1,4$ — показатель адиабаты, g_0 — ускорение свободного падения на $H = 0$, R — газовая постоянная, T_0 — температура на $H = 0$, U — объем присоединенной массы, V — скорость полета ЛА, t_1 — время импульса, S — площадь заборника присоединенной массы (воздухозаборника).

Рассмотрим механическую систему двух тел — ракету массой $(M + m)$, считая ее неподвижной и присоединяющуюся к ней со скоростью V_0 полета массу воздуха m_0 . В результате этого взаимодействия ракета с топливом приобретет скорость u , направленную в ту же сторону, что и скорость набегающего потока (рис. 1).

При этом из закона сохранения количества движения следует [3]

$$m_0 \bar{V}_0 = (M + m + m_0) \bar{u}. \quad (1)$$

Определим потерю кинетической энергии при присоединении массы воздуха к массе ракеты с топливом. Учтем, что кинетическая энергия ракеты до присоединения равна

$$E_0 = (M + m) \frac{V_0^2}{2},$$

а кинетическая энергия ее после присоединения равна

$$E_1 = (M + m + m_0) \frac{(\bar{V} - \bar{u})^2}{2}.$$

Потеря кинетической энергии сводится к величине

$$E = E_0 - E_1 = (M + m + m_0) V_0 u - m_0 \frac{V_0^2}{2} - (M + m + m_0) \frac{u^2}{2}. \quad (2)$$

После подстановки в формулу (2) соотношения (1) получим

$$E = m_0 \frac{V_0^2}{2} - (M + m + m_0) \frac{u^2}{2}.$$

После этого ракета с топливом и присоединенной массой m_0 имеет скорость $(V-u)$, направленную в сторону противоположную u (рис. 2).

В результате отделения массы топлива t и массы воздуха m_0 , ракета получает скорость $V_{ЛА}$, а отбрасываемая масса — приращение скорости W (рис. 3).

Р и с. 1. Схема присоединения набегающего потока воздуха к ракете с топливом

При этом закон сохранения количества движения [1]:

$$M\bar{V}_{ЛА} = (m + m_0)\bar{W} \quad (3)$$

Р и с. 2. Ракета с топливом и присоединенной массой

Р и с. 3. Схема отделения массы топлива m и массы воздуха m_0

Сохранение энергии при разделении (отделении $m + m_0$) с учетом уравнения баланса энергии (3) сводится к виду

$$E + Q = M \frac{V_{ЛА}^2}{2} + (m + m_0) \frac{W^2}{2}. \quad (4)$$

где Q — количество энергии, подведенной в результате сгорания топлива и преобразования энергии продуктов сгорания, равное [4]:

$$Q = mq, \quad q = q_0 \eta_t, \quad \eta_t = 1 - \left(\frac{p_a}{p_k} \right)^{\frac{(k-1)}{k}},$$

где m — масса импульса; q — удельная энергия на 1 кг топлива, находящегося на борту; M — масса ЛА; $\bar{V}_{ЛА}$ — скорость ЛА после взаимодействия; $\bar{W}$ — скорость массы импульса; V_0 — скорость набегающей присоединенной массы; $\bar{u}$ — скорость ЛА с присоединенной массой внутри до взаимодействия; E — часть кинетической энергии движения, перешедшая в тепловую; η_t — термический КПД реактивного двигателя; p_a — давление на срезе сопла; p_k — давление в камере сгорания.

При моделировании реактивного движения скорость ЛА рассчитывали для каждого момента взаимодействия. В результате численного решения системы уравнений реактивного движения находится реактивный КПД — η [1]. При этом текущая скорость ЛА после каждого импульса:

$$V = V_0 - u + V_{ЛА}.$$

Так как $M_k \frac{V_k^2}{2} = \eta q_{cp} (M_n - M_k)$, то $V_k = \sqrt{2\eta q_{cp} (\mu - 1)}$, где q_{cp} — средняя удельная энергия на 1 кг топлива, находящегося на борту; η — реактивный КПД; V_k — конечная скорость ЛА; $\mu = \frac{M_n}{M_k}$, μ — число Циолковского; $M_n = M_k + M_T$, M_T — масса топлива; $q_0 = \xi h_0$; где ξ — полнота протекания реакции с учетом диссоциации, h_0 — полная удельная начальная теплотворная способность топлива;

$$\xi = f(\alpha_{ок}), \quad \alpha_{ок} = \frac{m_{ок}/m_{Г}}{m_{ок0}/m_{Г0}},$$

$\alpha_{ок}$ — коэффициент избытка окислителя; $m_{ок0}/m_{Г0}$ — стехиометрическое соотношение окислитель/горючее.

В случае для топлива на борту (заряда РДГТ): $\alpha_{ок}$ — функция, зависящая от состава топлива

$$\alpha_{ГПВРД} = f\left(\frac{m_{возд}}{m_{недогор}}\right),$$

где $m_{возд}$ — масса воздуха, $m_{недогор}$ — масса недогоревших (неокислившихся) продуктов газогенерации.

В модели при использовании воздуха в качестве окислителя принято :

$$m_0 = m_{ок}, \quad V_0 = V_{ЛА\text{т}}, \quad m_0 = f(\eta, q),$$

следовательно, $m_0 = f(V)$ с одной стороны, с другой стороны m_0 меняется в зависимости от плотности воздуха с высотой [2]: $m_0 = f(H)$.

Таким образом, высота находится как

$$H = \frac{1 - (m_0(t)/(aV))^{k-1}}{B},$$

где t — текущее время

$$a = \rho_0 t_1 S, \quad b = \frac{k-1}{k} \frac{g_0}{RT_0}.$$

Учитывая влияние угла атаки на S , можно задать центровочные характеристики ЛА.

При реальных расчетах эта модель будет несколько сложнее за счет более подробного учета тех факторов, которые здесь приведены в упрощенном или неявном виде.

Рассмотренная выше методика представляет баллистическое обоснование реактивного движения ГЛА и позволит в дальнейшем провести согласование внешне- и внутриваллистических характеристик ГЛА и ДУ, что поможет оптимально разработать предлагаемую конструкцию ГЛА.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Колготин О. В. Исследование реактивного движения для создания новых классов реактивных двигателей// Сб. научных трудов университ. семинара по системному анализу управления и обработке информации. Пенза: Пенз. гос. ун-т, 2001. 7 с.
2. Феодосьев В. И. Основы техники ракетного полета. М.: Наука, 1979. 496 с.
3. Колготин О. В. Механическая модель движения тела переменной массы в среде. Пенза: Пензенский центр научно-технической информации, 2000. 3 с.
4. Курзинер Р. И. Реактивные двигатели для больших сверхзвуковых скоростей полета. М.: Машиностроение, 1989. 264 с.

Поступила 21.07.2004 г.

УДК 519.6

С. Н. Савельев, Н. Г. Яговкин

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ КОМПЛЕКСА ПРОГРАММ РАЗВИТИЯ ДЛЯ ОЦЕНКИ ПРИНИМАЕМЫХ В НИХ РЕШЕНИЙ

Предлагается математическая модель для анализа комплекса программ развития отрасли (предприятия) на основе построения графа задач для выбора наиболее приоритетных программ по различным критериям.

Развитие любой отрасли невозможно без ее организационно-технического совершенствования, при этом необходимо решить ряд общих задач, таких, как совершенствование структуры, системы управления, внедрение новых информационных технологий в процессы производства и управления и т.д. в связи с изменяющимися внешними условиями. В условиях ограниченного финансирования создания системы одновременное выполнение всей требуемой совокупности программ практически невозможно. В связи с этим возникает необходимость определения совокупности приоритетных программ развития, выполнение которых на данном этапе позволит получить максимальный эффект при ограниченном объеме затрачиваемых средств.

С этой целью возникает необходимость в создании математической модели и основанной на ней методики по оценке программ развития и принимаемых в них решений, предназначенной для выработки оптимальной стратегии исследований в условиях ограниченных ресурсов (финансовых, временных и др.).

Необходимым шагом для оценки программ развития (далее — программ) является их ранжирование по различным критериям в зависимости от требований заказчика: важностному, важностно-стоимостному, важностно-временному и важностно-стоимостно-временному. Под ранжированием понимается присвоение элементам $a, b, c, d, \dots$ некоторого множества порядковых номеров 1, 2, 3, 4... в зависимости от убывания (возрастания) какого-либо количественного или качественного признака, при этом присваиваемый элементу порядковый номер называется рангом этого элемента.