# Дальность полета Гиперзвукового Летательного Аппарата в зависимости от траектории

Прямоточных воздушно-реактивных двигателей (ПВРД) за счет использования атмосферного воздуха является их главным преимуществом при выборе силовой установки для полетов на большие расстояния.

Второе ограничение, которое очевидно, но практически не обсуждается в литературе, связано с физическим строением атмосферы Земли. Известно, что с увеличением высоты плотность атмосферного воздуха быстро уменьшается и на высоте 50км она в 1000раз меньше плотности воздуха на поверхности.

## Траектории полета.

Гиперзвуковой летательный аппарат (ГЛА) может иметь различные виды траекторий полета, в зависимости от цели миссии, технических характеристик самого аппарата и других факторов.

Одним из основных типов траекторий ГЛА является баллистическая траектория, при которой аппарат движется по свободной кривой в атмосфере, под действием силы тяжести и начальной скорости. В процессе полета на ГЛА действуют высокие температуры и давления, поэтому при такой траектории особое внимание уделяется защите аппарата от термических и аэродинамических воздействий.

Еще одним видом траекторий ГЛА является крылатая траектория, при которой ГЛА осуществляет маневры в атмосфере, используя свои крылья и двигатель. Крылатые ГЛА могут выполнять различные миссии, включая разведку, ударные операции и транспортировку грузов.

Также существуют гиперзвуковые планирующие аппараты, которые используют аэродинамические возможности, чтобы управлять своей траекторией и приземляться на конкретном месте. Эти аппараты могут использоваться для разведки, а также для сбора информации в труднодоступных районах.

Некоторые гиперзвуковые летательные аппараты могут также иметь гибридную траекторию, включающую элементы баллистической и крылатой траекторий. В этом случае ГЛА может использовать баллистическую траекторию для достижения определенной высоты и скорости, а затем переходить на крылатую траекторию для выполнения задачи.

Рассматриваемое множество возможных траекторий полета ЛА с ПВРД делится на три группы:

1. Баллистические траектории.

В данном случае ПВРД используется для продолжения набора высоты и скорости. Как правило, полет аппарата происходит под нулевым углом атаки, поэтому аэродинамические силы проявляются только в виде силы сопротивления движению ЛА. После окончания работы ПВРД (вследствие расходования запаса горючего или значительного уменьшения расхода захватываемого воздуха) полет ЛА продолжается по инерции, при этом скорость ЛА уменьшается, однако набор высоты продолжается. После прохождения точки апогея аппарат начинает снижаться вплоть до контакта с земной поверхностью.

1. Траектории с горизонтальным участком полета.

В данном случае ЛА осуществляет маневр с набором высоты и переходит к горизонтальному(маршевому) полету с использованием аэродинамической подъемной силы. Угол атаки α ЛА определяется исходя из требования равенства нулю проекций действующих сил, включая силу тяги двигателя, на вертикальную ось.

1. Рикошетирующие траектории.

При снижении ЛА с углом атаки α!=0 за счет возрастающего влияния аэродинамической подъемной силы возникает эффект рикошетирования, когда высота полета может начать увеличиваться. Если в этот момент на короткое время включать силовую установку (в данном случае ПВРД), то можно получить несколько циклов рикошетирования, что существенно увеличит дальность полета.

Рассмотренные варианты описывают все возможные траектории полета ЛА с ПВРД. Для этих групп сформулированы оптимизационные задачи, различающиеся числом варьируемых параметров, а также дополнительными условиями включения силовой установки. Ниже приведены примеры решения оптимизационных задач.

# Начальные данные

Начальная высота ЛА = 2 км

Начальная скорость ЛА = 1000 м\с

Начальная масса ЛА = 1440 кг\

Масса топлива ПВРД = 450 кг

Варьироваться могут следующие параметры:

начальный угол наклона траектории,

угол атаки ЛА,

время включения и выключения ПВРД.

Целевой функционал во всех задачах одинаковый—максимальная дальность полета.

# Основные силы, действующие на гиперзвуковой летательный аппарат, включают:

Аэродинамические силы: Сила лобового сопротивления, подъемная сила, боковая сила и момент крена, которые возникают в результате движения летательного аппарата в атмосфере.

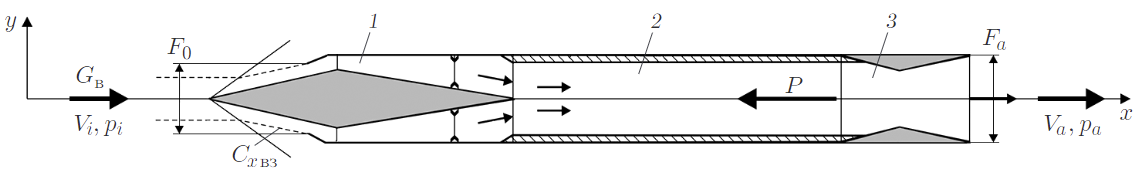
Термические силы: При гиперзвуковых скоростях, температура воздуха вокруг летательного аппарата может достигать очень высоких значений, что может привести к образованию плазмы и изменению теплового баланса аппарата.

Гравитационные силы: Сила тяжести, которая действует на летательный аппарат, может изменяться в зависимости от высоты и скорости полета.

Управляющие силы: Управление гиперзвуковым летательным аппаратом требует применения различных управляющих систем и поверхностей управления, которые генерируют силы, изменяющие траекторию полета.

# Строим Математическую Модель

Сила тяги P (проекция на ось x сил избыточного давления и трения, приложенных к внутренним поверхностям двигателя, в связанной с двигателем системе координат) определялась из уравнения количества движения для контрольной поверхности, включающей все поверхности двигательного тракта и жидкую линию воздухозаборника, через вычисляемые параметры рабочего тела на входе и выходе из двигателя:



1—воздухозаборник,

2—камера сгорания,

3—сопло;

стрелки—направление потока.

G\_rj — mass airflow through the ramjet,

beta — relative increase in the mass of the working fluid due to the supply of fuel,

phi\_s — nozzle speed ratio,

Cxairintake — air intake resistance along the liquid streamline,

V — flow rate,

p — pressure,

Fa — nozzle cut area,

F0 — the area of the inlet section of the air intake;

the subscripts i, a, m correspond to the oncoming flow in front of the air intake, the nozzle exit, and the rocket midsection.

X — D = Cd \* A \* .5 \* r \* V^2

Y — L = Cl \* A \* .5 \* r \* V^2

*Alpha is the angle between the thrust direction and the missile axis*

m — the variable mass of the device,

V — flight speed,

t — time,

X — the resistance force,

Y — lifting force,

θ — the angle of inclination of the flight trajectory(*is the range between the velocity and the local horizontal*),

g — gravitational acceleration,

Re — the radius of the Earth,

Φ\_eng — the angle of installation of the engine relative to the longitudinal axis of the apparatus. It was assumed in the calculations that φdv = 0, the direction of the thrust force coincides with the direction of the axis of the engine. The term mV2cosθ/(R\_earth+H) takes into account the change in centripetal acceleration due to the curvature of the earth's surface. The calculations took into account the change in such atmospheric parameters as density, acceleration of free fall and the speed of sound, depending on the height.

*Kinematic equations relating the range L and altitude H of flight with the speed and angle of inclination of the trajectory:*

*as well as the equation for the change in the mass of the aircraft due to fuel combustion:*

Gc — mass fuel consumption per 1s,

m0 — initial mass of the device.

Модель вторая

The equations of motion for a missile trajectory lying in a plane are given by:

Where

V is velocity

T is thrust

m is the combined mass of the stages and reentry vehicle during boost phase and the mass of a single RV after burnout

rho is atmospheric density

A is the cross sectional area of the booster

h is the altitude

g is the gravitational accleration at h

psi is the range angle

gamma is the range between the velocity and the local horizontal

eta is the angle between the thrust direction and the missile axis

For gravity turn trajectories, eta is non-zero for a short period during boost and again if the orbit is depressed. For the minimum energy trajectory, eta is always zero, gamma is 90 degrees during boost, and set at each stage burnout to the optimum angle for that gamma\_burnout = 1/2 \* tan-1(sin(phi)/cos(phi) - 1 - h/R\_earth)

Thrust is calculated as increasing with altitude according to normalized data from the Saturn V. For the first stage h\_norm is h / 160934 meters (100 miles), the percent increase = -.4339\*(h\_norm)3+.6233\*(h\_norm)2-.01\*(h\_norm)+1.004. For subsequent stages, an increase of 19% over ideal is assumed.

Drag is calculated during burn as C\_drag\*area\*rho\*V2/2 where rho decreases with altitude according to the barometric formula for heights less than 19,200 meters and according to the NASA’s 1976 Standard Atmospheric model for heights between 19,200 meters and 47,000 meters. C\_drag is as calculated by Dr. David Wright for the Scud-A. Drag is neglected during re-entry, due to insufficient data on the typical RV.