

# 远程超低飞行轨道分析<sup>1)</sup>

樊 菁<sup>\*,2)</sup> 蒋建政<sup>\*</sup> 孙泉华<sup>\*</sup> 黎作武<sup>†</sup> 吴晨曦<sup>\*</sup>

<sup>\*</sup>(中国科学院力学研究所高温气体动力学重点实验室, 北京 100190)

<sup>†</sup>(中国空气动力研究与发展中心国家 CFD 实验室, 北京 100083)

**摘要** 研究了一种新的远程导弹飞行轨道的可行性, 它的最大飞行高度约 100 km. 这种超低弹道, 借鉴卫星模式, 利用离心力抵抗重力. 与卫星轨道运行不同的是, 超低弹道周围的稀薄空气影响至关重要, 必须考虑. 计算和分析结果表明, 在相同载荷条件和射程条件下, 超低弹道和经典的最小能量弹道对于火箭动力的需求大致相当, 射程 10 000 km 以上基本相同. 头部半径为 5 cm 的轴对称外形, 沿超低弹道飞行时, 其驻点热流在高度 26 km 左右达到最大值 50 MW/m<sup>2</sup>, 约为最小能量弹道驻点热流最大值的 50%. 由于超低弹道对升力没有要求, 飞行过程中的气动加热问题, 沿用成熟方法如烧蚀防热即可解决. 总体而言, 超低弹道对于火箭动力与外形气动 / 热要求, 现有技术容易满足, 因此利用它增强远程导弹的突防能力是现实可能的.

**关键词** 远程导弹, 超低飞行轨道, 稀薄气体效应, 动力需求, 驻点热流

**中图分类号:** V412.41 **文献标识码:** A **文章编号:** 0459-1879(2009)04-0449-06

## 引 言

目前的导弹均采用炮弹模式, 在助推火箭关机点, 当速度一定时, 存在一个最佳射角, 其射程最远, 故称为最小能量弹道. 远程导弹沿着经典的最小能量轨道飞行时, 高度大都在 200 km 以上. 那里的空气非常稀薄, 对于导弹运动的影响很小, 可以忽略, 这自然有利于导弹运动路径的预测和拦截, 因此美国的导弹防御计划 (NMD) 的拦截重点放在高度 220 km 左右.

本文研究一种新的远程导弹飞行轨道的可行性, 它的最大飞行高度在 100 km 附近. 这种超低弹道, 借鉴卫星模式, 利用离心力抵抗重力. 与经典远程弹道相比, 超低弹道缩短了总的飞行距离和飞行时间, 增加了导弹在大气层内和地平线以下的飞行时间, 减少了远距离雷达探测的时间.

与卫星轨道不同的是, 超低弹道周围存在着稀薄空气. 稀薄大气的扰动, 增大了高超声速远程导弹的运动路径预测和拦截技术难度, 对于突防也是有利的. 但是, 随着飞行高度的下降, 大气密度呈指数上升, 而气动阻力和气动加热与空气密度成正比, 普遍认为, 在高度 100 km 的大气层内, 气动阻力和

气动加热影响显著, 卫星模式不成立.

上述观点很有道理, 也是现有远程导弹均采用炮弹模式而不采用卫星模式的原因. 然而, 有些直观上想当然的事情, 经过严格的论证, 结果却并非如此. 本文将从力学的基本方程出发, 通过定量的计算和分析, 研究远程导弹超低弹道, 即卫星模式在稀薄大气环境中的可行性.

## 1 远程导弹的经典飞行轨道

如图 1 所示, 经典的远程导弹飞行轨道  $A_1AMBB_1$  可分为 3 个阶段: (1) 主动段  $A_1A$ , 也叫火箭助推段, (2) 自由飞行段  $AMB$ , (3) 再入段  $BB_1$ .

在主动段, 火箭推力的作用是主要的, 另外还要考虑重力和空气阻力的影响. 主动段的范围一般从地面到海拔 100 km, 在这个阶段, 重力随高度的变化以及地球表面曲率的影响很小, 可以忽略.

在主动段结束即火箭发动机熄火时刻  $t_1$ , 导弹的速度<sup>[1]</sup>

$$v_1 = - \int_0^{t_1} \frac{D}{M} dt - g \int_0^{t_1} \sin \theta dt + c \ln \frac{M_0}{M_1} \quad (1)$$

2009-03-19 收到第 1 稿, 2009-05-12 收到修改稿.

1) 国家自然科学基金资助项目 (10425211, 10621202).

2) E-mail: jfan@imech.ac.cn

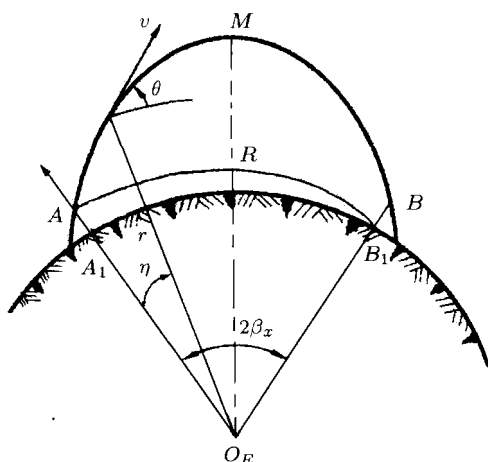


图 1 远程导弹飞行轨道比较 (ARB<sub>1</sub>: 本文设想的超低弹道, AMB: 经典的最小能量弹道, A<sub>1</sub>A: 火箭助推段, B<sub>1</sub>B: 再入段)  
Fig.1 Comparison of long-range missile trajectories (ARB<sub>1</sub>: the ultra-low flight trajectory investigated in this paper, AMB: the classic minimum-energy trajectory, A<sub>1</sub>A: rocket boost phase, B<sub>1</sub>B: reentry phase)

其中,  $M$  为导弹瞬间质量,  $M_0$  和  $M_1$  分别是导弹发射时刻和  $t_1$  时刻的质量,  $D$  为导弹飞行中受到的周围空气的阻力,  $\theta$  为导弹飞行方向与水平线的夹角, 重力加速度  $g = 9.8 \text{ m/s}^2$ ,  $c$  为火箭发动机喷气速度.

对于多级火箭, 方程 (1) 右端最后一项需要改写, 即

$$v_1 = - \int_0^{t_1} \frac{D}{M} dt - g \int_0^{t_1} \sin \theta dt + \sum_{i=1}^N c_i \ln \frac{M_0^i}{M_1^i} \quad (2)$$

这里  $M_0^i$  和  $M_1^i$  分别为第  $i$  级火箭点火和熄火时刻的导弹质量,  $c_i$  为第  $i$  级火箭发动机的喷气速度.

方程 (1) 或 (2) 右端第 1 项和第 2 项分别反映了空气阻力和重力的影响. 空气阻力带来的损耗大致在几百米 / 秒<sup>[1]</sup>, 作为估计, 本文取

$$\Delta V_D = \int_0^{t_1} \frac{D}{M} dt \sim 500 \text{ m/s} \quad (3)$$

重力的影响, 按照文献 [1] 所给的典型火箭起飞过程, 火箭起飞到熄火整个过程共飞行 160s, 其中 0~7s 垂直飞行,  $\theta = \pi/2$ ; 7~87s 改变方向, 从  $\pi/2$  等速递减到最佳射角  $\theta_A$ , 此后保持不变. 则

$$\begin{aligned} \Delta V_g &= g \int_0^{160} \sin \theta dt = \\ &g \left( \int_0^7 \sin \frac{\pi}{2} dt + \int_7^{87} \sin \theta dt + \int_{87}^{160} \sin \theta dt \right) = \\ &g [7 + 80 \cos \theta_A / (0.5\pi - \theta_A) + 73 \sin \theta_A] \quad (4) \end{aligned}$$

沿弹道  $AMB$  飞行过程中, 无火箭推力, 空气阻力影响也可忽略, 导弹可看作有心力 (重力) 作用下的质点运动, 其轨迹方程为<sup>[2]</sup>

$$r = \frac{p}{1 - e \cos(\eta - \eta_0)} \quad (5)$$

其中,  $p = v_A^2 \cos^2 \theta_A / g_A$ ,  $v_A$  和  $\theta_A$  是导弹在  $A$  点的速度及其与水平线的夹角;  $e = \sqrt{1 + v(v-2) \cos^2 \theta_A}$ ,  $v = v_A^2 / (g_A r_A)$ ,  $r_A$  是  $A$  点到地心的距离,  $g_A$  是  $A$  点的重力加速度.

由图 1 可知,  $r$  在  $M$  点取极大值, 此时  $\eta = \beta_X$ , 根据方程 (5),  $r$  取极大值的条件是  $\eta = \eta_0$ , 故  $\eta_0 = \beta_X$ . 由于远程导弹在主动段和再入段的水平位移与射程  $X_E$  相比是小量, 故  $X_E \cong 2\beta_X r_E$ , 因此根据射程就可确定  $\eta_0$ , 这里  $r_E = 6371 \text{ km}$  为地球半径.

将  $A$  点的极坐标  $(r_A, 0)$  代入方程 (5), 化简得

$$v_A^2 = r_A g_A \tan \beta_X \frac{\tan^2 \theta_A + 1}{\tan \theta_A + \tan \beta_X} \quad (6)$$

容易证明,  $\theta_A^* = \frac{\pi}{4} - \frac{\beta_X}{2}$  时,  $v_A$  取最小值, 也就是所谓的最小能量弹道.

## 2 远程导弹的超低飞行轨道

如图 1 和图 2 所示, 超低弹道  $ARB_1$  的径向和周向运动方程为

$$\frac{d^2 r}{dt^2} - r \left( \frac{d\eta}{dt} \right)^2 = \frac{T_r - Mg + L \cos \theta - D \sin \theta}{M} \quad (7a)$$

$$\frac{d}{dt} \left( r^2 \frac{d\eta}{dt} \right) = \frac{(T_\eta - D \cos \theta - L \sin \theta) \times r}{M} \quad (7b)$$

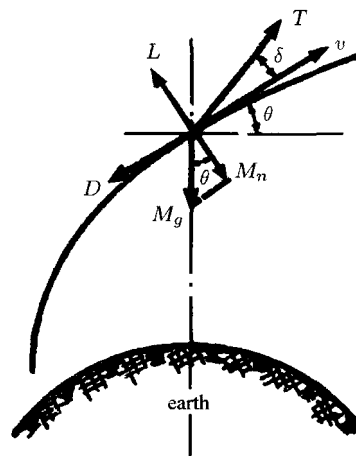


图 2 导弹飞行过程中的受力示意图  
Fig.2 Schematic diagram of forces on a missile in flight

其中,  $L$  和  $D$  分别为气动升力和阻力,  $T_r$  和  $T_\eta$  为火箭发动机的径向和周向推力.

令  $r = r_A + r'$ , 并将方程 (7a) 和 (7b) 的右端分别记为  $a$  和  $br$ . 因为  $r_A \gg r'$ , 方程 (7a) 和 (7b) 可简化为

$$\frac{d^2 r'}{dt^2} - r_A \left( \frac{d\eta}{dt} \right)^2 = a \quad (8a)$$

$$\frac{d}{dt} \left( r_A^2 \frac{d\eta}{dt} \right) = br_A \quad (8b)$$

当  $a$  和  $b$  为常数时, 对方程 (8a) 和 (8b) 两端积分, 并利用  $A$  点的初始条件, 得到

$$r' = \frac{b^2}{12r_A} t^4 + \frac{bv_A \cos \theta_A}{3r_A} t^3 + \left( \frac{v_A^2 \cos^2 \theta_A}{2r_A} + \frac{a}{2} \right) t^2 + v_A \sin \theta_A t \quad (9a)$$

$$\eta = \frac{b}{2r_A} t^2 + \frac{v_A \cos \theta_A}{r_A} t \quad (9b)$$

从方程 (9b) 出发, 在水平飞行的情况下 ( $\theta_A = 0$ ), 比较两种燃料使用方式的效率. 第 1 种方式, 在  $A$  点处将助推火箭燃料全部用光, 飞行器由此获得的速度增量为  $v_*$ , 根据方程 (9b), 当  $t = -v_*/b$ , 射程角达到最大值

$$\eta_{\max} = -v_*^2 / (2br_A) \quad (10)$$

第 2 种方式, 在  $A$  点处保留一部分燃料, 故  $A$  点的速度  $v_A = v_* + b\Delta t_1$ , 其中  $-b\Delta t_1$  对应于保留燃料的速度增量. 在随后时间长度为  $\Delta t_1$  的飞行过程中, 使用保留燃料克服空气阻力, 使得飞行器保持速度大小不变, 其射程角为

$$\eta_1 = v_A \Delta t_1 / r_A = (v_* + b\Delta t_1) \Delta t_1 / r_A \quad (11)$$

此后在空气阻力作用下, 再经过  $\Delta t_2 = -v_A/b$ , 射程角达到极大值

$$\eta_2 = -v_A^2 / (2br_A) = -(v_* + b\Delta t_1)^2 / (2br_A) \quad (12)$$

因此, 第 2 种方式的最大射程角

$$\eta_{\max} = \eta_1 + \eta_2 = -\frac{v_*^2}{2br_A} + \frac{b\Delta t_1^2}{2r_A} \quad (13)$$

因为  $b < 0$ , 所以第 2 种方式的射程角小于第 1 种方式. 这表明, 对于超低弹道, 最节约发射火箭能量的方式, 也是在助推段结束时用尽推进剂.

### 3 稀薄气体对超低弹道的影响

以普通的球锥外形为例, 头部半径 5 cm, 底部半径 50 cm, 长度 4 m, 考虑零攻角情况.

稀薄气体流动, 根据来流 Knudsen 数可以分为自由分子流、过渡领域和连续介质区. 利用直接模拟 Monte Carlo(DSMC) 方法<sup>[3~5]</sup>, 可以算出本文关心的球锥外形在过渡领域 (高度 85~100 km) 的阻力系数  $C_D = 2D/(\rho_\infty v_\infty^2 S)$  (图 3), 这里  $S = \pi r_B^2$ ,  $r_B$  为球锥底部半径.

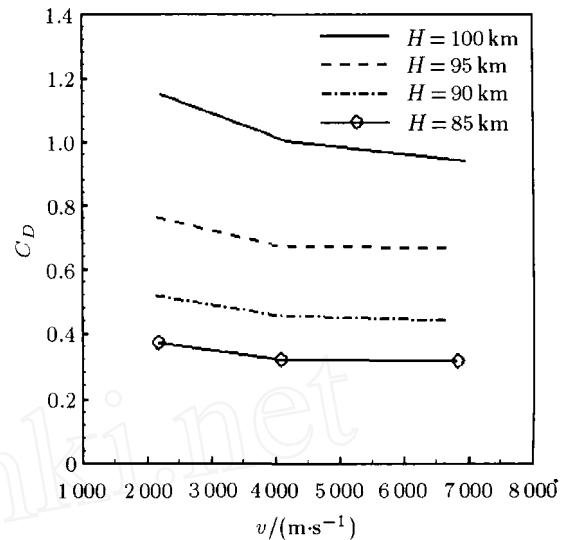


图 3 DSMC 方法给出的高度 85~100 km, 零攻角球锥外形阻力系数与速度的关系

Fig.3 Drag coefficient versus velocity for a sphere-cone configuration at zero angle of attack from altitude 85 km to 100 km given by the DSMC method

在连续介质区, 高超声速物体绕流的阻力系数, 近似地与来流  $Ma_\infty$  数无关, 仅依赖来流  $Re_\infty = \rho_\infty v_\infty r_B / \mu_\infty$ . 通过数值求解 Navier-Stokes 方程<sup>[6,7]</sup>, 即可给出  $Ma_\infty = 15$ , 来流温度 180 K, 不同来流  $Re_\infty$  时的球锥外形绕流场, 由此获得的阻力系数见表 1. 每个  $Re_\infty$  所对应的高度, 可根据  $Re_\infty$  反算出密度, 再与标准大气密度对比, 即可获得所对应的

表 1 Navier-Stokes 方程数值解给出的  $Ma_\infty = 15$  时, 零攻角球锥外形阻力系数随雷诺数或高度变化

Table 1 Drag coefficient versus the Reynolds number or altitude for a sphere-cone configuration at zero angle of attack and  $Ma_\infty = 15$  obtained by numerically solving the Navier-Stokes equations

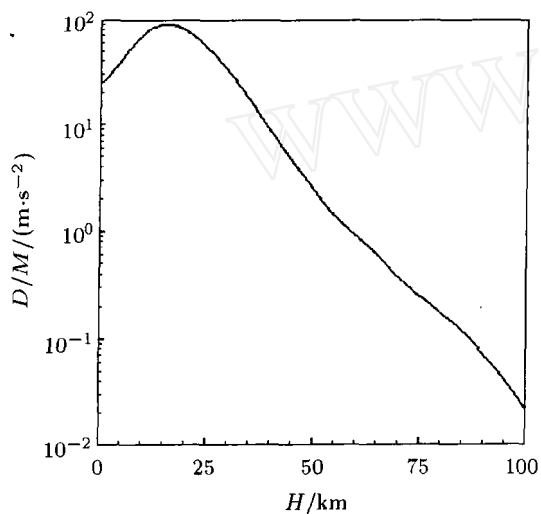
$Re_\infty$	$H/\text{km}$	$C_D$
100 000	53.6	0.05
50 000	58.4	0.06
20 000	64.5	0.08
10 000	69.2	0.10
5 000	74.0	0.14
2 000	80.2	0.22
1 000	85.0	0.32

海拔高度(表 1). 高度 50 km 以下, 高超声速球锥外形的阻力系数随高度降低变化不大, 近似取为 0.05.

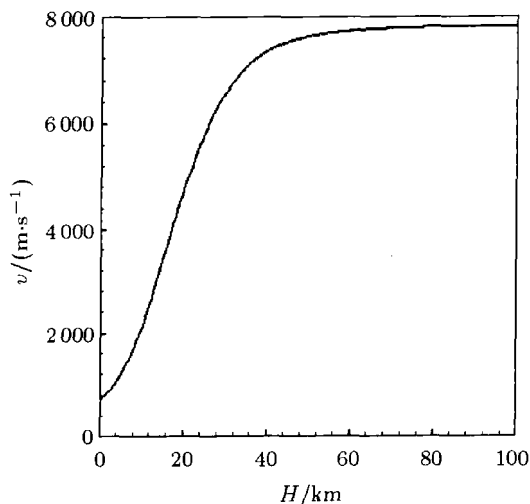
假设超低弹道  $ARB_1$  的(图 1)初始高度为 100 km,  $\theta_A = 0$ . 零攻角条件下, 升力为零, 将阻力系数代入方程 (7a) 和 (7b), 利用打靶法, 计算得到初始速度  $v_A = 7.82$  km/s 时, 射程为 10 000 km. 图 4 给出了飞行过程中, 空气阻力导致的加速度、速度、沿地球表面的位移随高度的变化.

高度 60 km 以上的加速度很小, 速度几乎没有变化, 80 km 以上沿地球表面的位移约占射程的 64%, 高度 60 km 时位移达到射程的 83%, 高度 40 km 时达到射程的 93%, 高度 20 km 时已达 98%.

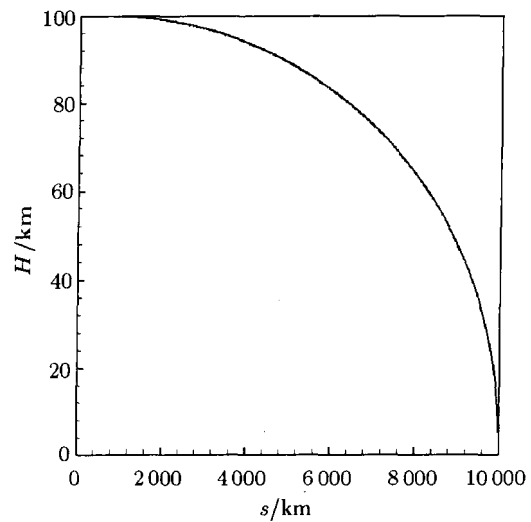
40 km 以下, 空气阻力引起的减速度迅速增大, 在 15 km 达到最大值, 约为  $9g$ (图 4(a)). 速度相应地迅速减小(图 4(b)), 20 km 时约为 5 km/s, 10 km 时约 2 km/s.



(a) 空气阻力引起的加速度  
(a) Acceleration by air drag



(b) 速度  
(b) Velocity



(c) 沿地球表面的位移

(c) Displacement along the earth surface

图 4 零攻角球锥外形沿超低轨道飞行时, 空气阻力引起的加速度、速度和沿地球表面的位移随高度的变化

Fig.4 Acceleration by air drag, velocity and displacement along the earth surface versus altitude for a sphere-cone configuration at zero angle of attack along the ultra-low trajectory

## 4 两种弹道的动力需求比较

### 4.1 最小能量弹道

根据式 (2)~(4) 和式 (6), 一定射程下, 最小能量弹道需要火箭提供的速度增量为

$$\Delta V \equiv \sum_{i=1}^N c_i \ln \frac{M_0^i}{M_1^i} = v_A + \Delta V_D + \Delta V_g \quad (14)$$

当射程  $X_E$  分别为 10 000 km 和 12 000 km 时, 方程 (14) 求出的  $\Delta V$  分别为 8.6 km/s 和 8.8 km/s.

### 4.2 超低弹道

当射程分别为 10 000 km 和 12 000 km 时, 利用打靶法求解方程 (7a) 和 (7b), 求得  $v_A$  分别为 7.82 km/s 和 7.83 km/s. 假设火箭起飞到熄火仍然飞行 160 s, 其中 0~7 s 垂直飞行,  $\theta = \pi/2$ ; 7~87 s 为作轨道飞行改变方向, 从  $\pi/2$  等速递减到和最小能量弹道对应的射角  $\theta_A^*$ ; 此后, 飞行方向与水平线的夹角以相同速率  $v_\theta = (\pi/2 - \theta_A^*)/80$  从  $\theta_A^*$  等速递减到 0, 所需时间

$$\Delta t_3 = \frac{\theta_A^*}{v_\theta} = \frac{\theta_A^* \times 80}{\pi/2 - \theta_A^*} \quad (15)$$

以射程 10 000 km 为例,  $\theta_A^* = 22.5^\circ$ , 代入方程 (15) 得到  $\Delta t_3 \approx 27$  s.

类似方程 (4), 超低弹道为了克服重力需要助推火箭提供的速度增量为

$$\Delta V_g = g \int_0^{114} \sin \theta dt = g \left[ 7 + \frac{(80 + \Delta t_3)}{0.5\pi} \right] = 735 \text{ (m/s)} \quad (16)$$

根据方程 (14), 两种射程下超低弹道需要火箭提供的速度增量很接近, 约为 9.1 km/s, 这是超低弹道的一个特点, 即 10 000 km 射程以上所需初始速度差别甚小. 与最小能量弹道相比, 超低弹道所需要的总的速度增量, 大约分别增加了 6% 和 4%, 这些小的差别通过优化超低弹道的起飞段还有可能进一步减小. 也就是说, 两种弹道对于火箭动力的需求是基本相同的.

## 5 两种弹道的驻点热流比较

文献 [8] 给出了适用于整个流动领域的高超声速驻点热流表达式

$$q/q_{FM} = 1 - 1/(1 + 2.13\sqrt{Kn_\infty}/\Lambda) \quad (17)$$

其中,  $q_{FM} = \rho_\infty v_\infty^3/2$ ,  $Kn_\infty$  为自由来流的基于驻点曲率半径的 Knudsen 数, 轴对称情况  $\Lambda = 1$ , 二维情况  $\Lambda = \sqrt{2}$ .

对于图 4(c) 所示的超低飞行轨道, 图 5 给出了式 (17) 预测的驻点热流随高度的变化情况. 高度 100~60 km, 驻点热流从 0.1 MW/m<sup>2</sup> 向 10 MW/m<sup>2</sup> 缓慢增加, 也就是说, 对于超低弹道 (图 4(c)), 在

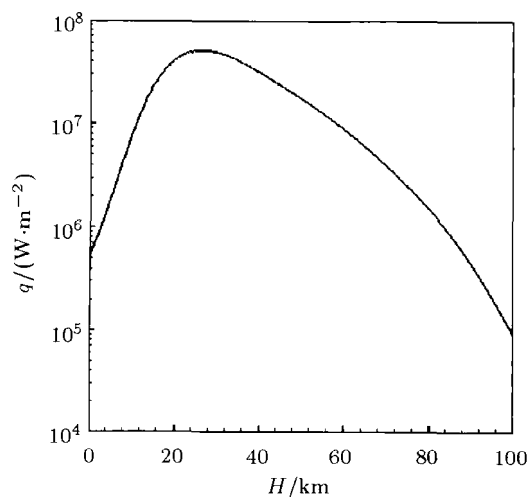


图 5 头部半径为 5 cm 的球锥外形, 沿图 4(b) 超低弹道飞行时, 驻点热流随高度的变化

Fig.5 Variation of the stagnation heat flux with altitude for a sphere-cone configuration with a nose radius 5 cm along the ultra-low trajectory shown in Fig.4(c)

84% 的射程内, 气动加热影响有限. 最大驻点热流出现在高度 26 km, 约为 52 MW/m<sup>2</sup>. 高度 58~11 km 的驻点热流超过 10 MW/m<sup>2</sup>, 持续时间约为 4 min. 超低弹道对于外形升力没有要求, 例如图 4(c) 的射程计算中升力为零. 这意味着成熟的再入烧蚀耐热技术仍然适用, 可以用来克服 26 km 附近的较高热流.

文献 [9] 中图 1.8 给出了相同条件下, 沿最小能量弹道飞行的驻点热流分布, 最大值约为 100 MW/m<sup>2</sup>, 出现在 12 km 附近, 大约是超低弹道的 2 倍. 这是因为经典弹道的再入角大, 直冲地面, 而超低弹道是在空气阻力作用下逐步减速, 高度在重力作用下逐步下降. 在接近地面的稠密空气区, 后者速度对于突防已经足够 (图 4(b)), 但相对前者要小, 最大热流值随之降低.

## 6 讨论

本文的分析表明, 远程、超低弹道是可行的. 主要原因是在高度 100 km, 大气的密度大约只有海平面的百万分之一. 由于气动阻力和气动加热与空气密度成正比, 从高度 100 km 到 80 km 乃至 60 km, 虽然气动阻力与高度 200 km 以上的卫星轨道相比大幅增加, 但在远程导弹的飞行时间内所引起的减速度相当有限, 因此利用离心力抵抗重力的方式是成立的.

作者针对普通的球锥外形所做的计算表明, 远程超低弹道与经典的最小能量弹道相比, 对助推火箭速度增量的需求, 在射程 10 000 km 以上基本相同; 气动加热驻点热流的最大值, 前者仅是后者的一半. 加之超低弹道对于外形升力没有要求, 其热防护系统可以采用成熟的烧蚀耐热技术. 综合看来, 超低弹道是在现有技术基础上, 较易实现的一种突防途径.

远程超低飞行轨道还有进一步优化的空间. 例如, 为了充分利用 60 km 以上低阻力的区域, 似乎还可将主动段结束点 A 降到 60 km 左右, 该处射角 A 稍大于 0, 使得弹道最高点达到 100 km 的高度, 阻力消耗和加热时间也许还可以进一步降低. 类似这样的优化, 对于进一步减小远程超低弹道的动力需求也是有利的.

## 参 考 文 献

- 1 钱学森. 星际航行概论. 北京: 科学出版社, 1963 (Tsien HS. Introduction to Space Flight. Beijing: Science Press, 1963 (in Chinese))

- 2 朱照宣, 周起钊, 殷金生. 理论力学. 北京: 北京大学出版社, 1982 (Zhu Zhaoxuan, Zhou Qizhao, Yan Jinsheng. Theoretical Mechanics. Beijing: Peking University Press, 1982 (in Chinese))
- 3 樊菁, 沈青. 过渡领域高超声速圆柱绕流直接模拟. 空气动力学学报, 1995, 13(1): 405~413 (Fan Jing, Shen Qing. The Monte Carlo direct simulation of the hypersonic nonequilibrium flow past a circular cylinder in transition. *Acta Aerodynamica Sinica*, 1995, 13(1): 405~413 (in Chinese))
- 4 樊菁, 刘宏立, 蒋建政等. 火箭剩余推进剂排放过程的分析与模拟. 力学学报, 2004, 36(1): 129~139 (Fan Jing, Liu Hongli, Jiang Jianzheng, et al. Analysis and simulation of discharging residual rocket propellants in orbit. *Acta Mechanica Sinica*, 2004, 36(1): 129~139 (in Chinese))
- 5 孙泉华, 樊菁, 刘宏立等. 稀薄气体效应对高速飞行器气动性能的影响. CSTAM-2008-0004 (Sun Quanhua, Fan Jing, Liu Hongli, et al. Rarefied gas effects on the aerodynamics of hypersonic air vehicles. CSTAM-2008-0004 (in Chinese))
- 6 张涵信, 黎作武. 高超声速层流尾迹的数值模拟. 力学学报, 1992, 24: 389~399 (Zhang Hanxin, Li Zuowu. Numerical simulation of hypersonic laminar wake flow. *Acta Mechanica Sinica*, 1992, 24: 389~399 (in Chinese))
- 7 黎作武, 张涵信. 绕 Apollo 飞船的高超声速化学非平衡流动的数值模拟. 力学学报, 1996, 28(1): 8~22 (Li Zuowu, Zhang Hanxin. Numerical simulation of chemical nonequilibrium flow around Apollo airboat. *Acta Mechanica Sinica*, 1996, 28(1): 8~22 (in Chinese))
- 8 樊菁, 蒋建政, 吴晨曦. 稀薄气体效应对高超声速驻点热流的影响. CSTAM-2008-0003 (Fan Jing, Jiang Jianzheng, Wu Chenxi. Rarefied gas effects on stagnation heat flux of hypersonic flows. CSTAM-2008-0003 (in Chinese))
- 9 乐嘉陵. 再入物理. 北京: 国防工业出版社, 2003 (Le Jialing. Reentry Physics. Beijing: National Defence Industry Press, 2003 (in Chinese))

(责任编辑: 刘俊丽)

## ANALYSIS OF ULTRA-LOW, LONG-RANGE FLIGHT TRAJECTORY<sup>1)</sup>

Fan Jing<sup>\*,2)</sup> Jiang Jianzheng<sup>\*</sup> Sun Quanhua<sup>\*</sup> Li Zuowu<sup>†</sup> Wu Chenxi<sup>\*</sup>

<sup>\*</sup>(Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

<sup>†</sup>(China Aerodynamic Research and Development Center, National Laboratory of Computational Fluid Dynamics, Beijing 100083, China)

**Abstract** An ultra-low, long-range flight trajectory with the maximum altitude of about 100 km is investigated. Such an ultra-low trajectory employs the satellite mode against the gravitation by the centrifugal force. Different from a running satellite, the rarefied gas effects on the ultra-low trajectory are essentially important. It is shown that under the same payload and range, the power requirements of the ultra-low trajectory and classic minimum energy trajectory are almost the same. For an axial symmetric configuration with the nose radius of 5 cm, its stagnation heat flux along an ultra-low trajectory arrives at a maximum value of 50 MW/m<sup>2</sup> around altitude 25 km, which is about half of the maximum stagnation heat flux along a minimum energy trajectory. The aerodynamic heating along an ultra-low trajectory can be solved using conventional mature techniques such as ablation, because it does not require lift. In general, the power and aerodynamic requirements of ultra-low flight trajectories can be satisfied based on existing technologies, and therefore it is realistic to promote the anti-defense ability of long-range missiles by taking the ultra-low flight trajectory.

**Key words** long-range missile, ultra-low trajectory, rarefied gas, power requirement, stagnation heat flux

Received 19 March 2009, revised 12 May 2009.

1) The project supported by the National Natural Science Foundation of China (10425211, 10621202).

2) E-mail: jfan@imech.ac.cn