

# 火箭增程乘波外形导弹弹道特性研究

郭迪龙<sup>1</sup>, 张 杰<sup>1</sup>, 康宏琳<sup>2</sup>, 王发民<sup>1</sup>

(1. 中国科学院力学研究所 高温气动重点实验室, 北京 100080; 2. 北京航空航天大学 计算流体国家重点实验室, 北京 100083)

**摘要:**基于椭圆锥相交流场, 采用非轴对称设计方法生成了一种带火箭增程的乘波外形高超声速导弹, 并在给定攻角条件下对乘波外形导弹的弹道进行了仿真. 仿真结果表明: 导弹的飞行轨迹为波浪形; 在满足热防护的条件下, 给定乘波外形和初始滑翔速度的导弹存在一个较优的初始滑翔高度; 导弹自带增程火箭的点火时间越早, 其飞行距离越远.

**关键词:**火箭增程; 乘波外形; 高超声速导弹; 升阻比; 弹道仿真

**中图分类号:** TJ012.3 **文献标识码:** A **文章编号:** 1004-499X(2006)04-0001-03

## Trajectory Characteristics of Hypersonic Waverider Missile with Rocket Extended Range

GUO Di-long<sup>1</sup>, ZHANG Jie<sup>1</sup>, KANG Hong-lin<sup>2</sup>, WANG Fa-min<sup>1</sup>

(1. Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamic, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080, China;  
2. National Key Laboratory of CFD, BUAA, Beijing 100083, China)

**Abstract:** Based on the flow field of intersecting elliptical cone, a hypersonic waverider missile with extended range rocket was designed by non-axisymmetric method, and the trajectory of the missile was also simulated under the conditions that angle of attack was given. The results indicate that the trajectory of the missile is wavy. Under the conditions that the thermal protection is satisfied, there is a optimal initial gliding attitude for a missile with given initial gliding speed and waverider configuration. The earlier the extending-range rocket starts up, the farther the missile flies.

**Key words:** rocket extended range; waverider configuration; hypersonic missile; lift-drag ratio; trajectory simulation

乘波飞行器是利用自身产生的激波以提高其整体气动性能的飞行器. 众所周知, 当飞行器以马赫数大于 1 的速度飞行时会产生激波, 如果飞行器设计得当, 就能使激波附着在前缘, 而激波后的高压气体完全作用在飞行器下表面上, 获得较高的升阻比, 从而大大提高飞行器的气动性能.

乘波飞行器的优良气动特性, 使得它可以设计成为高超声速导弹, 在大气层内作低高空飞行, 用于低空突防<sup>[1]</sup>. 适用于高超声速飞行的发动机有超燃

冲压发动机、亚燃冲压发动机和火箭发动机. 火箭发动机的比冲虽然随  $Ma$  的增加变化不大, 但比冲比较小, 若设计相同射程的高超声速导弹, 其需用燃料的总质量较大, 从而增加导弹的质量. 乘波构型与超燃发动机的一体化设计能得到性能优越的高超声速乘波飞行器, 但超燃冲压发动机的设计还面临着理论上的障碍和设计上的困难, 至今还没有实用超燃冲压发动机的设计, 而火箭发动机技术则相对比较完善. 因此, 目前乘波外形高超声速导弹采用火箭发

收稿日期: 2005-10-31

基金项目: 国家自然科学基金项目 (90405012)

作者简介: 郭迪龙 (1975 - ), 男, 博士生, 研究方向为乘波飞行器和飞行器动稳定性.

动机是一种比较切实的方案。

乘波外形高超声速导弹的飞行方式:助推火箭或飞机把导弹带到一定的高度,并使之有一定的初速、倾角。导弹靠升力和初速向前作水漂式滑翔<sup>[2]</sup>。导弹可以自带动力作为增程之用。本文所研究的是带火箭增程发动机的乘波外形高超声速导弹的弹道特性。

## 1 乘波外形生成及弹道模型建立

生成乘波体需先计算出一个用来产生乘波体的基本流场,然后根据需求在激波面上确定一条乘波体前缘,采用流线追踪的方法从前缘沿流线方向追踪,生成乘波体下表面;沿压力  $p = p$  追踪生成乘波体上表面,这样就能得到所需的乘波体。最普遍使用的流场是基于锥形的,典型使用的锥形包括正圆形锥体、斜圆形和椭圆形锥体、偏转的圆形和椭圆形锥体,以及有流向弯曲的物体。尽管锥形流动导出的乘波飞行器相对容易设计,但是它们往往过长且难于发展成为实用的飞行器<sup>[3]</sup>。锥形流动技术的修正是相交锥体方法。相交锥体方法的优点是使用多个锥体来设计非轴对称激波模式,这允许飞行器在设计中有更大的适应性。本文通过计算一个椭圆锥相交得到的流场,采用非轴对称设计方法生成了一个满足容积率要求的乘波外形,以此乘波外形作为机身,然后直接组装飞行器所必需的组件(如控制面、发动机等)构成高超声速导弹。乘波外形的设计状态:飞行高度  $h = 32$  km,飞行速度  $Ma = 6.0$ ,攻角  $\alpha = 6^\circ$ 。最初设计成的乘波外形(如图1(a))由于有较大的湿表面积,导致构型的摩擦阻力较大。为了克服此问题,运用了非线性单元法对设计出的构型进行优化,优化过程就是在使升阻比  $L/D$  最大的同时,尽量减小湿面积,从而减小表面摩擦阻力。最后得出如图1(b)所示的乘波外形。其下表面面积由  $18.93$  m<sup>2</sup> 减小为  $11.75$  m<sup>2</sup>,尾部最大高度为  $0.92$  m。

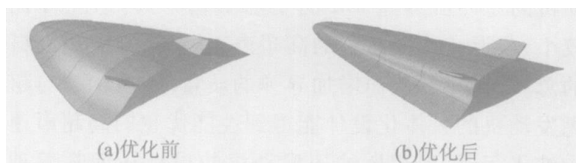


图1 乘波外形

乘波飞行器投入应用需要解决3个问题:满足高超声速飞行走廊中的热防护需求;满足飞行器燃料、控制制导、有效载荷等所需的容积需求;满足飞行走廊中非设计工况的气动特性需求。在设计中笔者已考虑了容积的要求,通过数值计算得出了该乘波外形几

种状态的气动力参数,如表1所示,表中,  $Ma$  为来流马赫数,  $C_N$  为法向力系数,  $C_A$  为轴向力系数。由表1可知,  $Ma$  在  $2.5 \sim 7.5$  的范围内该飞行器有较好的气动特性。应当指出,这些状态都是在高度为  $32$  km 处计算的。由于飞行高度不同,当地的  $Re$  不同,这造成空气对外形的摩擦阻力也不同。但由于阻力中波阻占主要部分,因此作为定性计算时可以忽略高度对阻力的影响。该乘波外形在设计工况时驻点的热流  $q = 0.869$  MW/m<sup>2</sup>,可见热防护问题也不严重。

表1 不同来流马赫数条件下乘波外形导弹气动力性能

$Ma$	$C_N$	$C_A$	$\alpha / (^\circ)$	$L/D$
7.50	0.116 6	0.027 1	6	4.30
5.45	0.119 7	0.029 2	6	4.10
4.5	0.126 8	0.032	6	3.96
3.55	0.143 2	0.036 8	6	3.89
3.01	0.153 0	0.043 3	6	3.53
2.5	0.166 2	0.058 1	6	2.86

在无风、忽略地球旋转、对称飞行的情况下,高超声速导弹的飞行力学方程在地坐标系下可描述为<sup>[4]</sup>

$$\frac{du}{dt} = \frac{1}{m} [ (F_T - p_d S C_A) \cos \alpha - p_d S C_N \sin \alpha ] \quad (1)$$

$$\frac{dw}{dt} = \frac{1}{m} [ (F_T - p_d S C_A) \sin \alpha + p_d S C_N \cos \alpha ] - g \quad (2)$$

$$\frac{dy}{dt} = w \quad (3)$$

$$\frac{dx}{dt} = u \quad (4)$$

$$\frac{dm}{dt} = -q_m \quad (5)$$

$$\alpha = \arctan \frac{w}{u} \quad (6)$$

$$p_d = \frac{1}{2} (\rho (u^2 + w^2)) \quad (7)$$

$$g = g_0 \left( \frac{R}{R+y} \right)^2 - \frac{u^2 + w^2}{R+y} \quad (8)$$

$$F_T = I_s q_m \quad (9)$$

式中,  $x$  为水平方向距离;  $y$  为垂直方向距离;  $u$  为水平方向速度;  $w$  为垂直方向速度;  $F_T$  为发动机的推力;  $p_d$  为来流的动压;  $S$  为参考面积;  $q_m$  为燃料质量流量;  $I_s$  为比冲量;  $R$  为地球半径。

## 2 弹道的仿真及分析

根据上述模型,对该乘波外形导弹在不同初始滑翔高度下的飞行轨迹进行了仿真。文献[5]的计算

表明:攻角变化时会导致“漏气”,造成升阻比下降,作为定性研究,仿真时设定攻角不变.仿真条件:飞行器质量  $m_0 = 1\ 800\ \text{kg}$ ,质量流量  $q_m = 6.0\ \text{kg/s}$ .发动机总冲量  $I = 1\ 707\ \text{kN}\cdot\text{s}$ ,发动机工作时间  $t = 100\ \text{s}$ ,初速  $u = 2\ 100\ \text{m/s}$ ,  $w = 0$ ,参考面积  $S = 11.75\ \text{m}^2$ ,初始滑翔高度  $h_0$  分别为  $25\ \text{km}$ 、 $30\ \text{km}$ 、 $35\ \text{km}$ 、 $40\ \text{km}$ .导弹在滑翔至速度为  $Ma = 4.0$  时自带的火箭增程发动机点火.当速度为  $Ma = 2.0$  时仿真结束.仿真结果如图 2、图 3 所示.

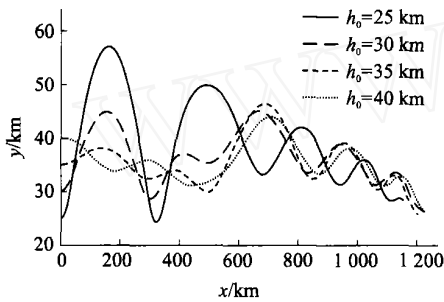


图 2 不同初始滑翔高度下的飞行轨迹

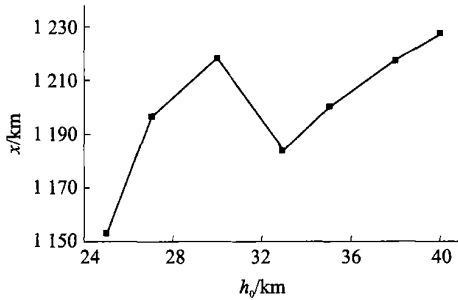


图 3 不同初始滑翔高度下的飞行距离

从图 2 可以看出,乘波外形导弹的弹道是波浪形的.初始滑翔高度越低,导弹所达到的最大高度就越高,这是因为导弹在较低的高度飞行时,大气密度较大,导弹所获得的升力远比其所受重力大,这使得导弹能获得垂直方向上较大的加速度和动量,所以弹道也较“陡”,“漂”得也更高.当初始条件飞行高度为  $40\ \text{km}$  时,此时大气密度仅为  $25\ \text{km}$  高度处的  $1/10$ ,导弹所获得的升力小于重力,在初始阶段导弹开始往下滑,下滑到一定的高度后再向上“漂”,如此重复做波浪式向前滑行.从图 3 可看出,初始飞行高度为  $30\ \text{km}$  时,其飞行距离和  $40\ \text{km}$  高度时的飞行距离相差不大,而且当初始滑翔高度超过  $30\ \text{km}$  后,其飞行距离反而有所减小.虽然从高度为  $25\ \text{km}$  处开始滑翔与从  $30\ \text{km}$  高度处滑翔飞行距离相差不大,但能减少固体火箭发动机的燃料.由于在较低的初始飞行高度滑翔时,导弹具有较大的过载,表面

的热流更大,热防护更加困难,因此在设计乘波构型导弹时应综合考虑固体火箭发动机、火箭过载、热防护、飞行距离等因素,选择一个合适的初始滑翔高度.从图 2 还可看出,本文所述导弹巡航时最低飞行高度均大于  $25\ \text{km}$ ,而当今的地空导弹射高几乎均不超过  $25\ \text{km}$ <sup>[6]</sup>(如美国爱国者地空导弹作战使用高度不超过  $24\ \text{km}$ ,前苏联的地空导弹射高在  $22\ \text{km}$  以下).无疑,该乘波外形导弹具有较高的生存能力.

除初始飞行高度外,本文还分析了导弹所带火箭发动机点火时机控制对飞行距离的影响.仿真的条件:初始飞行高度为  $30\ \text{km}$ ,火箭发动机点火时机  $Ma$  分别为  $5.0$ 、 $4.5$ 、 $4.0$ 、 $3.5$ 、 $3.0$ ,其余条件同上.仿真结果如图 4、图 5 和表 2 所示,表 2 中  $\bar{h}$  为平均飞行高度,  $\bar{v}$  为平均飞行速度.

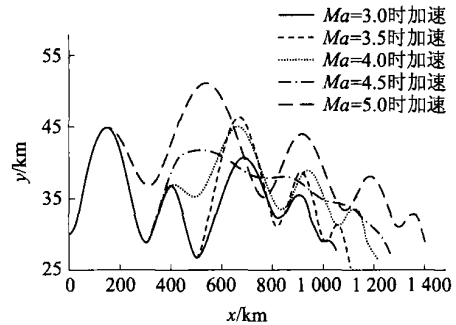


图 4 不同起始加速时间下的飞行轨迹

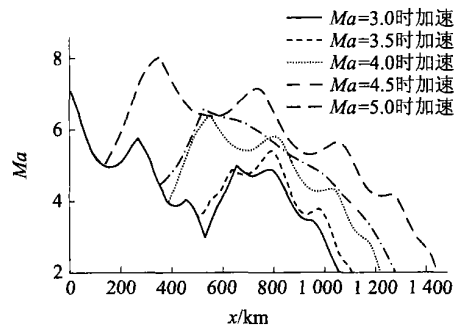


图 5 不同起始加速时间下 Ma 随飞行距离的变化

表 2 火箭增程发动机不同点火时机下的飞行特性

火箭增程发动机点火时机	$\bar{h}/\text{km}$	$x/\text{km}$	$\bar{v}/(\text{km}\cdot\text{s}^{-1})$
$Ma = 3.0$	34.0	1 054.3	1.30
$Ma = 3.5$	34.9	1 106.9	1.33
$Ma = 4.0$	35.8	1 217.8	1.49
$Ma = 4.5$	35.9	1 272.7	1.53
$Ma = 5.0$	38.0	1 440.4	1.72

(下转第 20 页)

## 4 结束语

本文建立了枪管的热弹耦合模型,并以某大口径机枪枪管为例,分别使用拟静态法和动态全耦合法,计算了枪管承受高频循环动态热脉冲和动态压力脉冲的瞬态温度和应力响应,并分析了二者的耦合效应.得出下述结论:

枪管内膛表面热脉冲与膛压脉冲耦合效应十分明显,动态全耦合法综合考虑了热和膛压的影响,采用动态全耦合法进行计算更为准确.

热脉冲与膛压脉冲的动态响应具有明显的表面效应,内膛表面承受脉冲冲击最强,动力效应最明显,沿径向向外响应迅速衰减.

本文采用的模型和分析方法为枪管设计在热弹耦合强度方面的改进提供了参考,也为枪管的寿命计算提供了依据.同时,本文也适用于其它速射武器身管的设计计算及性能分析.

## 参考文献

- [1] 奥尔洛夫, 拉尔曼. 炮身构造与设计[M]. 王天槐, 刘淑华, 译. 北京: 国防工业出版社, 1982.
- [2] Gerber N, Bundy M L. Cross-barrel temperature difference due to wall thickness variation, ADA262509[R]. 1993.
- [3] Youssef H M. Generalized thermoelasticity of an infinite body with a cylindrical cavity and variable material properties[J]. Journal of Thermal Stresses, 2005, 28(5): 521 - 532.
- [4] Marzocchi A, Munoz Rivera J E, Naso M G. Transmission problem in thermoelasticity with symmetry[J]. IMA Journal of Applied Mathematics, 2003, 68(1): 23 - 46.
- [5] LI Y Y, Groneim H, CHEN Y, et al. Numerical method in solving a coupled thermoelasticity equation and some results, ADA130183[R]. 1983.
- [6] 工程材料实用手册编辑委员会. 工程材料实用手册[M]. 北京: 中国标准出版社, 1989.

(上接第3页)

从图4、图5及表2可看出,火箭增程发动机选择不同的点火时间对飞行距离有非常大的影响.火箭增程发动机点火时间越早,导弹的飞行距离越远,平均飞行速度也更大.这表明在消耗同样燃料的情况下导弹能够更快地接近目标.这是因为火箭增程发动机点火时间越早,其平均飞行高度也越高,大气越稀薄,受到的阻力也越小.如,当 $Ma = 5.0$ 时点火,导弹的平均飞行高度为38.0 km;当 $Ma = 3.0$ 时点火,其平均飞行高度为34.0 km,此时大气密度为38 km高度处的1.8倍.当然,由于导弹高超声速飞行,其热环境也非常严峻,因此,在满足导弹热防护要求的情况下,应该选择在较大马赫数时启动火箭增程发动机.

## 3 结束语

本文基于椭圆锥相交流场,采用非轴对称设计方法生成了一种带火箭增程的乘波外形高超声速导弹,并对导弹的弹道进行了仿真.仿真结果表明:导弹的弹道形状为波浪形;导弹的初始滑翔高度以及导弹携带的火箭增程发动机点火时间的不同对导弹的飞行特性有非常大的影响.导弹的初始滑翔高度

越低,其所达到的最大飞行高度越高,但对于给定乘波外形和起始滑翔初速度的导弹有一个较优的初始滑翔高度.在满足热防护要求的情况下,火箭增程发动机启动时间越早,其所达到的飞行距离越大.因此,在确定带火箭增程的乘波外形高超声速导弹的弹道时,要综合考虑固体火箭发动机、过载、热防护、飞行距离等因素,确定最优的飞行弹道方案.这也是下一步要研究的内容.

## 参考文献

- [1] Starkly R P, Lewis M J. Critical design issues for airbreathing hypersonic waverider missiles[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2001, 38(4): 510 - 519.
- [2] 解发瑜,李刚.高超声速飞行器概念及发展动态[J]. 飞航导弹, 2004, (5): 27 - 31.
- [3] 赵桂林,胡亮.乘波构型和乘波飞行器构型研究综述[J]. 力学进展, 2003, 33(3): 357 - 374.
- [4] 肖业伦. 航空航天器运动的建模[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2003.
- [5] 王发民,李立伟.乘波飞行器构型方法研究[J]. 力学学报, 2004, 36(5): 513 - 519.
- [6] 郭振华,董长虹.关于高超声速飞航导弹总体设计问题的探讨[J]. 飞航导弹, 1999, (3): 9 - 13.