

海拔高度对弹箭兵器气动特性的影响*

党明利,朱中根,王建

(中国兵器工业第203研究所,西安 710065)

摘要:文中以某型大长细比火箭弹为研究背景,利用基于 N-S 方程的 CFD 软件研究了海拔高度从 0km 到 80km,马赫数从 0.6~5.0 时主要气动参数的变化情况。结果表明:海拔高度在 30km 以下时,升力系数、阻力系数和压心系数等随着海拔高度增加变化量较小;而到了 30km 以上高空时,随着海拔高度的增加,阻力系数和升力系数增加很多,压心前移明显,并且马赫数越小变化越剧烈。依据所得气动参数设计的高空飞行弹道与野外飞行试验结果相符,进一步验证了研究结果的可信度。

关键词:大长细比;气动特性;数值模拟;海拔

中图分类号:TJ760.11 **文献标志码:**A

The Investigation on Altitude above Sea-level on Aerodynamic Characteristic of Missile & Rocket

DANG Mingli, ZHU Zhonggen, WANG Jian

(No.203 Research Institute of China Ordnance Industries, Xi'an 710065, China)

Abstract: In this article, based on a rocket with high fineness ratio, its aerodynamic data was obtained with numerical simulation technology based N-S equations, and the aerodynamic characteristic in large range of altitude and Mach number from 0.6 to 5.0 was investigated. The research shows that when altitude is below 30 km, aerodynamic coefficients take a little change as altitude increases; But when it is above 30 km, and up to 50km and 80km, drag coefficient and lift coefficient increase greatly and pressure center moves ahead markedly, especially change greater when Mach number is lower. The designed ballistic trajectory based on the computational data accords with outfield flight test's results, which furthermore validates the computational method's reliability.

Keywords: high fineness ratio; aerodynamic characteristic; numerical simulation; altitude above sea-level

表1 不同海拔高度下的大气参数

高度/km	大气压/Pa	温度/K	密度/(kg/m ³)	音速/(m/s)
0	101325.0	288.2	1.23E+00	340.3
30	1197.0	226.5	1.84E-02	301.7
50	79.8	270.7	1.03E-03	320.8
80	1.1	198.6	1.85E-05	282.5

0 引言

随着弹箭兵器的射程越来越远,其弹道高度也逐渐扩展到了 50km 的高空,有时甚至达到了 80km 高的空域。随着海拔高度的增大,空气的特性会发生显著的变化,尤其是在 30km 以上的空域,大气参数与零海拔时的差别很大,对气动特性影响较大。一般来讲,影响气动特性的主要参量有:大气压、密度、温度以及音速等。表 1 列出了 0~80km 海拔高度下大气特性的相应数值。

为了实现对弹箭兵器的精确控制,必须了解海拔高度增大时其气动参数的变化情况。文中以某型大长细比的弹箭武器为研究背景,利用数值模拟方法,分析了在海拔 0~80km 范围内随着高度的增加,主要气动参数的变化规律。经飞行试验考核,研究方法可行,可用于类似问题的分析。

1 研究方法

依据空气动力学的基础理论,在海拔小于 100km 时,连续介质的假设是成立的,依据稠密大气得出的运动方程(N-S 方程)同样适用于海拔小于 100km 的大气。本项研究的海拔高度为 80km 以下,这一范围的气动力问题仍然可以利用经典的流体力学理论和方法来处理。

文中所采用的数值模拟方法是基于 N-S 方程进行,具体描述如下。

* 收稿日期:2011-08-22

作者简介:党明利(1974-),男,陕西富平人,高级工程师,硕士,研究方向:弹箭空气动力学。

三维非定常 N-S 方程的积分形式:

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_{\Omega} \bar{Q} d\Omega + \iint_S (\bar{G} - \bar{Q}q_b) \cdot dS = \frac{1}{Re} \iint_S \bar{F}^V \cdot dS$$

$$\bar{G} = \begin{bmatrix} \rho u & \rho v & \rho w \\ \rho u^2 + p & \rho v u & \rho w u \\ \rho u v & \rho v^2 + p & \rho w v \\ \rho u w & \rho v w & \rho w^2 + p \\ \rho u h_t & \rho v h_t & \rho w h_t \end{bmatrix}$$

$$\bar{F}^V = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ \tau_{xx} & \tau_{yx} & \tau_{zx} \\ \tau_{xy} & \tau_{yy} & \tau_{zy} \\ \tau_{xz} & \tau_{yz} & \tau_{zz} \\ \varphi_x & \varphi_y & \varphi_z \end{bmatrix}, \bar{Q} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho e_t \end{bmatrix}$$

其中 \bar{G} 、 \bar{F}^V 分别称为对流(无粘)项和耗散(粘性)项。 Ω 为控制体, S 为控制体表面, dS 为 S 微元的外法向面积向量。其他参数的定义可见计算流体力学教材(如文献 2)。

本项研究中,采用有限体积法进行空间离散,对流项采用二阶 Roe 格式,采用隐式时间格式推进。湍流模型采用 SST 两方程模型(二阶,剪应力输送模型)。

2 研究对象和研究范围

2.1 研究对象

文中研究对象是长细比约为 25 的尾翼稳定布局火箭弹,图 1 是该火箭弹外形图。针对该外形生成的计算网格为:表面网格是三角形网格;边界层是棱柱形,共 20 层,厚度按线性增长,增长比率 1.2,第一层厚度为 0.02mm;为了减少网格数目,节约计算资源,空间网格是六面体网格。图 2 为尾翼附近的边界层网格图。计算网格总数 800 多万,其中边界层大约 300 余万。

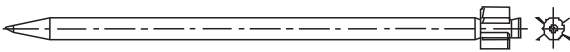


图 1 尾翼式布局火箭弹外形图

2.2 研究范围

海拔高度 H :
0 ~ 80km;
马赫数 Ma :
0.6 ~ 5.0;
攻角 α : $0^\circ \sim 6^\circ$ 。

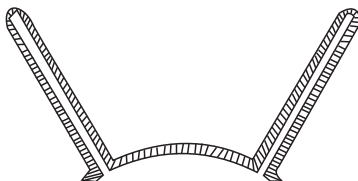


图 2 尾翼附近的边界层网格图

计算时的远场条件分别依据不同的海拔高度和

计算状态确定。

为了确保计算结果准确,利用零海拔高度时风洞实验数据对计算结果进行了验证比较,二者数据吻合后再进行高海拔高度下的分析计算。

3 研究结果与分析

3.1 升力系数

随海拔高度的增加,升力系数 C_L 逐渐增大(见图 3)。相对于 $H=0\text{km}$ 处升力系数 C_L ,在 30km 海拔高度以下时升力系数 C_L 增加量均值小于 5%。而海拔高度在 50km 处,升力系数 C_L 在马赫数 2.5 之前增加量均值为 5% 左右,而随着马赫数的增大,增加量均值超过 15%。到了 $H=80\text{km}$ 处升力系数 C_L 明显增大,其增加量均值约为 37%。

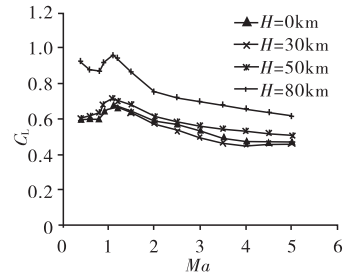


图 3 升力系数随马赫数的变化($\alpha=4^\circ$)

3.2 阻力系数

随着高度的增加,阻力系数 C_D 逐渐增大。且随着马赫数增大增加量逐渐减小(见图 4)。相对于 $H=0\text{km}$ 处阻力系数 C_D ,海拔高度在小于 30km

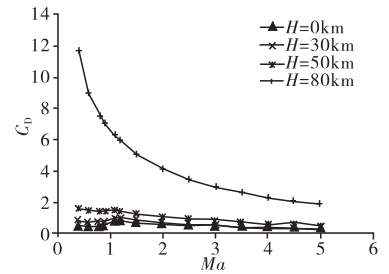


图 4 阻力系数随马赫数的变化($\alpha=4^\circ$)

时,亚音速时,阻力系数的增加量非常显著,大约在 30% 以上,最大接近 50% (马赫数 0.6 时)。而马赫数大于 1.2 时,阻力系数的增加量较小(10% 附近),而且随着马赫数逐渐增加阻力系数的增加量逐渐变小。当海拔高度为 50km,亚跨音速时阻力系数平均增加约 300%,超音速时阻力系数平均增加约 86% ~ 125%。当海拔高度在 80km 时,阻力系数急剧增大,马赫数越大增加量趋于减小,但是在马赫数 5.0 时增加量仍高达约 600%。

3.3 压心系数

随着海拔高度的增加,压心向前移动,前移量逐渐增大(见图 5)。相对于 $H=0\text{km}$ 处,海拔高度在

30km 以下时压心系数略微减小(小于 2%);但是由于火箭弹的静稳定度一般较大(通常不小于全弹长的 10%),此时压心的前移量不会显著影响全弹静稳定度。而在海拔高度 50km 和 80km 处的压心系数减小量较大,并且随着马赫数增大而逐渐减小。在马赫数小于 3.0 时,两个海拔高度下压心系数平均减小量分别大于全弹长的 6% 和 10%;而当马赫数大于 3.0 时,压心系数平均减小量分别小于全弹长 4% 和 5%。

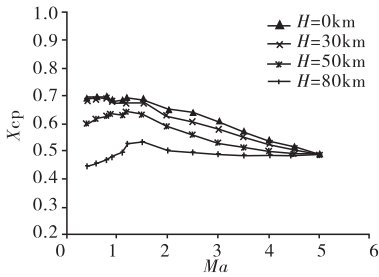


图 5 压心系数随马赫数的变化($\alpha = 4^\circ$)

3.4 工程设计的意义

从导弹稳定性来考虑,由于 0~30km 的海拔高度时主要的气动力参数变化不大,飞行弹道高(海拔高度)小于 30km 时可以不用过分考虑海拔高度对主要气动系数的影响;而当飞行弹道高(海拔高度)大于 30km 时,必须考虑海拔高度对主要气动系数的影响。尤其是全弹压心系数会前移,在此区域的飞行马赫数必须比较大,这样才不至于因静稳定度过小引起飞行稳定性变差。

在该火箭弹的飞行试验中,由于飞行弹道高(海拔高度)超过了 50km,飞行弹道的设计采用了对应海拔高度下的气动数据,导弹的飞行姿态和飞行稳定性更符合实际飞行结果,这进一步证明本项研究成果对工程设计具有指导意义。

4 结论

1) 相对零海拔时,当海拔高度小于 30km 时,全弹主要气动参数变化量较小;当海拔高度大于 30km 时,主要的气动参数随着海拔高度的增加变化较大,尤其体现在阻力系数的增加和压心前移等;

2) 相对零海拔时,同一海拔高度下,随着马赫数的增加,阻力系数的变化量较大,尤其是海拔高度大于 30km 时;

3) 在进行工程设计时,如果弹道高度大于 30km 时,必须考虑气动力系数的变化,尤其是压心的前移会减小静稳定度;

4) 随着弹箭兵器飞行空域向更高海拔发展的趋势,对高海拔下气动参数的变化必须引起足够的重视,并结合其他技术手段进行更深入的研究。

参考文献:

- [1] 党明利,朱中根. 弹箭高空弹道气动力特性及气动布局研究[R]. 中国兵器工业第 203 研究所,2009.
- [2] 阎超. 计算流体力学方法及应用[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2006.
- [3] 杨岷生,俞守勤. 飞行器部件空气动力学[M]. 北京:航空工业出版社,1987.
- [4] 徐华舫. 空气动力学基础(上、下册)[M]. 北京:航空学院出版社,1987.
- [5] ANSA v. 13. 0. 2 User's Guide BETA CAE Systems SA [M]. 2010.