

文章编号:1674-8190(2020)02-226-05

导弹气动特性在亚跨音速下的风洞试验研究

彭博, 岑梦希

(中国航空气动力技术研究院 彩虹无人机科技有限公司, 北京 100074)

摘要: 在导弹的设计过程中, 导弹的气动特性作为重要因素直接影响导弹飞行的动态品质, 在亚跨音速段气动特性呈现剧烈非线性, 工程估算以及 CFD 数值计算方法所能提供的气动计算精度有限, 导致对舵效特性的辨识精度较低, 需要进一步采用风洞试验的方法精确计算气动参数, 进而确定导弹的舵效。应用风洞试验方法研究导弹飞行马赫数在亚跨音速段对导弹气动特性的影响, 根据气动特性对舵机操纵效率进行分析。结果表明: 随着马赫数的增加, 亚音速时导弹的气动特性基本一致; 跨音速时导弹的俯仰舵效绝对值先增大后减小, 滚转舵效先减小后增大。

关键词: 导弹风洞试验; 亚跨音速; 气动特性; 舵效特性

中图分类号: V211.3

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2020.02.011

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



Research on Wind Tunnel Test of Aerodynamic Characteristics of Missile under Subtransonic Velocity

PENG Bo, CEN Mengxi

(Caihong UAV Technology Co., Ltd., China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing 100074, China)

Abstract: In the process of missile design, the aerodynamic characteristics of missile as an important factor directly affect the dynamic quality of missile flight. In the case of severe nonlinearity of aerodynamic characteristics in subsonic and transonic regions, the aerodynamic calculation accuracy provided by engineering estimation and CFD numerical calculation method is limited, which leads to low identification accuracy of rudder efficiency characteristics, so it is necessary to calculate aerodynamic parameters accurately by wind tunnel test method to determine the rudder efficiency of missiles. The influence of Mach number of missile flight on aerodynamic characteristics of missile in subsonic and transonic speed is studied by means of wind tunnel test method, and the driving efficiency of rudder is analyzed according to aerodynamic characteristics. The results show that, with the increase of Mach number, the aerodynamic characteristics of the missile are basically the same as at subsonic speed; the pitch rudder efficiency of the missile is increased first and then decreased, while the roll rudder efficiency is decreased first and then increased at subtransonic speed.

Key words: missile wind tunnel test; subtransonic; aerodynamic performance; rudder efficiency characteristic

收稿日期:2019-04-29; 修回日期:2019-07-31

通信作者:岑梦希, xier0258@163.com

引用格式:彭博, 岑梦希. 导弹气动特性在亚跨音速下的风洞试验研究[J]. 航空工程进展, 2020, 11(2): 226-230.

PENG Bo, CEN Mengxi. Research on wind tunnel test of aerodynamic characteristics of missile under subtransonic velocity[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2020, 11(2): 226-230. (in Chinese)

0 引言

在导弹设计过程中,导弹的气动特性决定了导弹的速度以及弹体响应特性^[1-2],针对飞行马赫数处于亚跨音速段的导弹,其气动特性可能会发生剧烈的非线性变化^[3],进而对导弹的速度以及弹体响应特性产生较大影响。因此,需要对亚跨音速下导弹的气动特性进行研究,并在此基础上,对舵效特性进行计算分析,为控制系统设计做铺垫。

采用工程估算^[4-5]以及CFD数值计算^[6-8]等方法可以对处于亚跨音速的导弹进行气动特性研究,但由于导弹在亚跨音速段的气动非线性特性较强,工程估算以及数值计算方法所能提供的计算精度较低,无法获得高精度的导弹气动模型,不便于精确计算导弹的舵效,导致其控制系统在亚跨音速段的设计变得困难。工程上,采用风洞试验方法可获取高精度的导弹气动模型,其结果可直接用来对导弹气动特性进行研究分析^[9-10]。

通过风洞试验方法对导弹亚跨音速段的气动特性进行研究^[11]已经较为成熟,陈霞^[12]、向玉伟等^[13]以及杜学伟^[14]等通过风洞试验得到了鸭式布局弹箭在跨音速段的气动模型;相比于数值计算的结果,风洞试验得到的气动模型更加精确。但这些研究没有在气动数据的基础上进一步对舵效进行分析。

本文以某型空地导弹为研究对象,应用风洞试验方法研究亚跨音速段飞行马赫数对其气动特性的影响,并以此为基础,根据气动特性对导弹舵效进行分析,研究在亚跨音速段,不同马赫数以及不同攻角对导弹舵效特性的影响,进一步为导弹的控制系统设计、弹道规划提供依据。

1 风洞试验

1.1 试验模型

风洞试验在中国航天空气动力技术研究院的FD06风洞中进行。风洞试验模型采用尾部支撑方式,模型缩比为1:2.5,模型如图1所示。导弹基本外形尺寸如图2所示,头部为二次曲线形,弹身为圆柱形,弹身带4片弹翼,尾部带4片梯形舵,弹身正上方带两个吊耳,弹身正下方有一个腹鳍,

弹翼和尾翼呈“X”布局。



图1 风洞试验模型安装图

Fig. 1 Installation of test model in wind tunnel

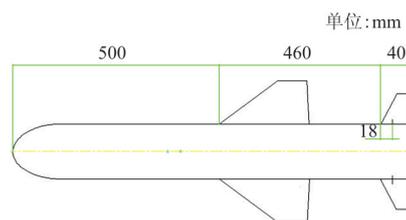


图2 导弹基本外形尺寸图

Fig. 2 Missile configuration

1.2 试验条件

本次风洞试验攻角范围为 $-10^{\circ} \sim 10^{\circ}$,侧滑角范围为 $0^{\circ} \sim 8^{\circ}$,试验马赫数分别为0.40、0.60、0.80、0.90、0.95、1.00、1.05、1.10、1.15。本文只对攻角范围为 $-8^{\circ} \sim 8^{\circ}$,侧滑角为 0° 的数据结果进行研究。

2 风洞试验结果分析

通过试验的方法分析亚跨音速下飞行速度对导弹气动特性的影响。

2.1 升阻特性

不同攻角下升力系数、阻力系数、升阻比的绝对值随导弹飞行速度变化的曲线如图3~图5所示,可以看出:在亚音速时($Ma=0.4 \sim 0.8$)升力系数、阻力系数、升阻比的绝对值基本不变;跨音速时($Ma=0.9 \sim 1.15$)升力系数先减小后增加,过了 $Ma=1$ 后又减小,阻力系数急剧增加,升阻比急剧减小。导致阻力系数急剧增加的原因是由于导弹头部和其他局部地方产生了激波(从风洞试验纹影视频可以观察到),形成了波阻。由于吊耳和腹鳍

的存在破坏了导弹的轴对称性,攻角为 0° 时,升力系数不为零,升阻比的绝对值不重合;正负攻角下升力系数的绝对值基本相同(有少量的差距),阻力系数的重合度随着攻角的增加而加大。

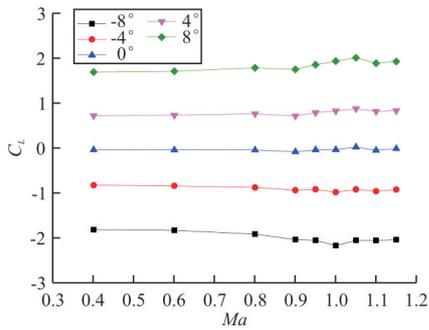


图 3 升力系数
Fig. 3 Lift coefficient

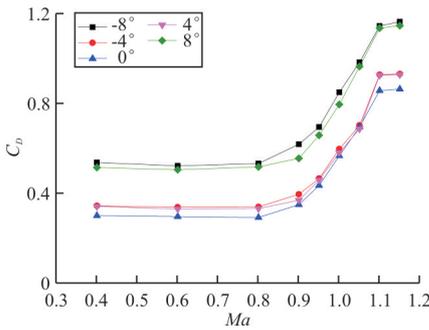


图 4 阻力系数
Fig. 4 Resistance coefficient

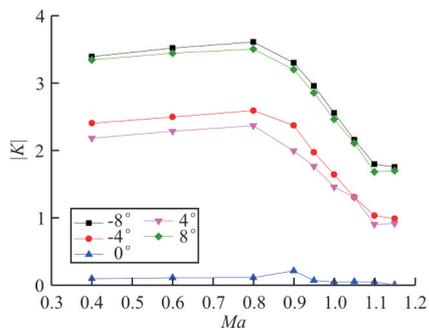


图 5 升阻比
Fig. 5 Lift-drag ratio

2.2 力矩特性

不同攻角下俯仰力矩系数随导弹飞行速度变化的曲线如图 6 所示。

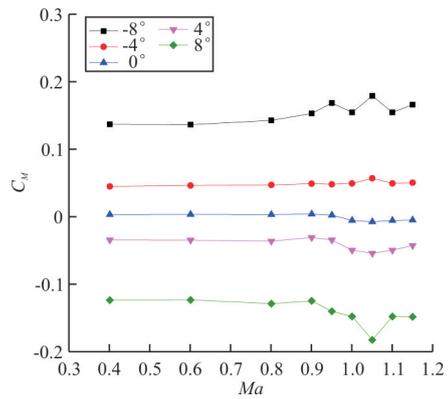


图 6 俯仰力矩系数
Fig. 6 Pitch moment coefficient

从图 6 可以看出:在亚音速时俯仰力矩系数基本不变,跨音速时俯仰力矩系数先增加后减小,过了 $Ma=1$ 后又增加。

2.3 纵向焦点的位置

根据稳定性的定义^[15],焦点位置的计算公式如下:

$$\bar{x}_F = \bar{x}_G - \frac{m_z^a}{c_y^a} \quad (1)$$

式中: c_y^a 为单位角度所引起的升力系数; m_z^a 为单位角度所引起的俯仰力矩系数; \bar{x}_G 为全弹质心的相对坐标,量纲为 1; \bar{x}_F 为全弹焦点的相对坐标,量纲为 1。

当导弹外形不变,导弹飞行速度变化时, \bar{x}_G 均保持不变,但 \bar{x}_F 、 c_y^a 、 m_z^a 均会随着飞行速度的改变而发生变化,因此焦点的位置与导弹飞行速度有关。

不同攻角下纵向焦点相对位置随导弹飞行速度变化的曲线如图 7 所示。

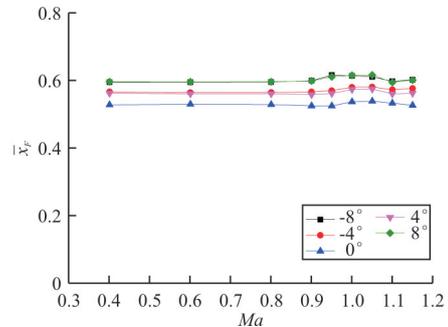


图 7 纵向焦点相对位置
Fig. 7 Longitudinal focus relative position

从图 7 可以看出:在亚音速时纵向焦点相对位置基本一致,跨音速时随着导弹飞行速度的增加纵向焦点的相对位置先后移再前移,过了 $Ma=1$ 后又前移。

2.4 舵效特性

本节根据力矩特性对导弹的舵效进行辨识计算,并总结舵效与飞行马赫数之间的关系。由于所研究的导弹具有轴对称特性,偏航舵效与俯仰舵效的绝对值基本一致,数值上只是相差一个负号,故本节只对俯仰舵效特性以及滚转舵效特性进行分析。

2.4.1 俯仰舵效

由于控制直接使用舵机作为操纵机构,因而俯仰舵效指的是舵机改变攻角的能力,根据导弹力矩平衡关系式^[15],俯仰舵效计算公式如下:

$$\frac{\alpha}{\delta_z} = -\frac{m_z^{\delta_z}}{m_z^{\alpha}} = -\frac{c_y^{\delta_z}(\bar{x}_R - \bar{x}_G)}{c_y^{\alpha}(\bar{x}_F - \bar{x}_G)} \quad (2)$$

式中: $c_y^{\delta_z}$ 为单位角度的舵偏所引起的升力系数; \bar{x}_R 为舵面压力中心至导弹头部顶点距离的相对坐标,量纲为 1。

当导弹外形不变,导弹飞行速度变化时, \bar{x}_R 、 \bar{x}_G 均保持不变,但 \bar{x}_F 、 c_y^{α} 、 $c_y^{\delta_z}$ 均会随着飞行速度的改变而发生变化,因此俯仰舵效特性与导弹飞行速度有关。

不同攻角下 $\delta_z=5^\circ$ 时俯仰舵效的绝对值随导弹飞行速度变化的曲线如图 8 所示。

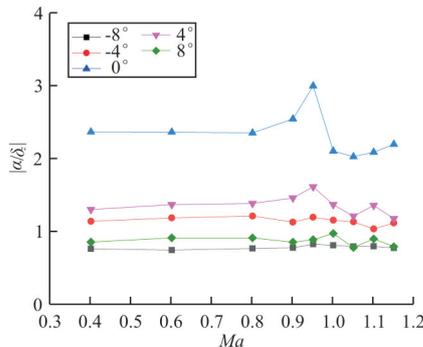


图 8 俯仰舵效

Fig. 8 Pitch rudder efficiency

从图 8 可以看出:在亚音速时俯仰舵效绝对值的基本一致,跨音速时俯仰舵效的绝对值存在一定的波动;随着马赫数的增加,俯仰舵效的绝对值先增加后减小。

综上可知,俯仰舵效与导弹的飞行马赫数存在一定关系,通过对导弹飞行马赫数的选取以及约束,可以提高俯仰舵效,增加空地导弹的机动性。

2.4.2 滚转舵效

滚转舵效一般用力矩系数导数 $m_x^{\delta_r}$ 表征,其含义为单位舵偏角所引起的操纵力矩,其值为负。不同攻角下 $\delta_r=5^\circ$ 滚转舵效随导弹飞行速度变化的曲线如图 9 所示。

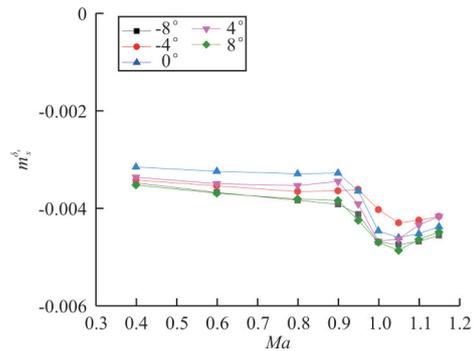


图 9 滚转舵效

Fig. 9 Roll rudder efficiency

从图 9 可以看出:在亚音速时滚转舵效基本一致,随着马赫数的增加,滚转舵效先减小后增大,但增加后的舵效仍低于亚音速段舵效值;随着攻角绝对值的增加,滚转舵效略有减小。

综上可知,滚转舵效与导弹的飞行马赫数存在一定关系,通过对导弹飞行马赫数的选取以及约束,可以提高滚转舵效,增加空地导弹对滚动通道的控制能力。

3 结 论

(1) 亚音速时导弹升力系数、阻力系数、力矩系数以及升阻比基本不变;跨音速时随导弹飞行速度的增加,升力系数、俯仰力矩系数存在一定的波动,阻力系数急剧增加,升阻比减小。

(2) 在亚音速时纵向焦点相对位置基本一致,跨音速时随着导弹飞行速度的增加纵向焦点的相对位置先后移再前移,过了 $Ma=1$ 后又前移。

(3) 亚音速时导弹的俯仰、滚转舵效基本不变;跨音速时导弹的俯仰、滚转舵效存在一定的波动,随着攻角绝对值的增加,俯仰舵效的绝对值减小,滚转舵效略有减小。为了保证导弹的俯仰、滚转舵效,可对导弹的飞行马赫数进行一定选取以及

约束。本文所做的研究具有一定工程参考价值。

参考文献

- [1] 王超伦, 薛林. 导弹气动性能对弹体响应特性影响分析[J]. 现代防御技术, 2016, 44(6): 174-180.
WANG Chaolun, XUE Lin. Analysis of response characteristic influence upon missile aerodynamic performance[J]. Modern Defence Technology, 2016, 44(6): 174-180. (in Chinese)
- [2] 祁载康. 战术导弹制导控制系统设计[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2018: 18-20.
QI Zaikang. Design of missile guidance and control system [M]. Beijing: China Astronautic Publishing House, 2018: 18-20. (in Chinese)
- [3] 钱杏芳, 林瑞雄, 赵亚男. 导弹飞行力学[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2013.
QIAN Xingfang, LIN Ruixiong, ZHAO Yanan. Missile flight mechanics[M]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 2013. (in Chinese)
- [4] 张蛟龙. 鸭式布局双旋弹飞行力学特性研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2015.
ZHANG Jiaolong. Investigation on flight dynamic characteristics of dual-spin stabilized projectiles equipped with canards[D]. Nanjing: Nanjing University of Science & Technology, 2015. (in Chinese)
- [5] 王振兴. 变后掠角折叠翼导弹气动特性的仿真分析[D]. 太原: 中北大学, 2016.
WANG Zhenxing. Simulation analysis of the aerodynamics of variable sweep wing missile[D]. Taiyuan: North University of China, 2016. (in Chinese)
- [6] 史爱明, 杨永年, 叶正寅. 结合 CFD 技术的跨音速导数计算方法研究[J]. 西北工业大学学报, 2008, 26(1): 11-14.
SHI Aiming, YANG Yongnian, YE Zhengyin. A more accurate method for calculating transonic dynamic derivatives (TDDs) using present state-of-the-art CFD[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2008, 26(1): 11-14. (in Chinese)
- [7] 孟令涛. 鸭式气动布局导弹流场数值模拟[J]. 系统仿真学报, 2008, 20(14): 3656-3658.
MENG Lingtao. Numerical simulation of flow field for canard-controlled missile[J]. Journal of System Simulation, 2008, 20(14): 3656-3658. (in Chinese)
- [8] 郭庆阳, 姜毅, 于天朋, 等. 跨音速炮射导弹绕流场数值计算[C]// 2010 年第三届计算智能信息技术应用会议. 香港, 中国: 智能信息技术应用学会, 2011: 1-6.
GUO Qingyang, JIANG Yi, YU Tianpeng, et al. Numerical investigation for external flow field of transonic gun-launched missile[C]// Proceedings of 2010 The 3rd International Conference on Computational Intelligence and Industrial Application. Hong Kong, China: International Conference on Computational Intelligence & Industrial Application, 2011: 1-6. (in Chinese)
- [9] 吴甲生, 雷娟棉. 制导兵器气动布局与气动特性[M]. 北京: 国防工业出版社, 2008.
WU Jiasheng, LEI Juanmian. Aerodynamics configuration and characteristic of guided weapons[M]. Beijing: National Defense Press, 2008. (in Chinese)
- [10] 雷娟棉, 吴甲生. 制导兵器气动特性工程计算方法[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2015: 3.
LEI Juanmian, WU Jiasheng. Engineering prediction method of aerodynamic characteristics for guided weapons [M]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 2015: 3. (in Chinese)
- [11] 恽起麟. 风洞实验[M]. 北京: 国防工业出版社, 2000.
YUN Qilin. Wind tunnel test [M]. Beijing: National Defense Press, 2000. (in Chinese)
- [12] 陈霞. 鸭式布局弹箭滚转气动特性的研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2007.
CHEN Xia. Study on rolling characteristics of canard-controlled missiles[D]. Nanjing: Nanjing University of Science & Technology, 2017. (in Chinese)
- [13] 向玉伟, 朱中根, 朱红星. 不同滚转角下的三片弧尾翼鸭式导弹风洞实验研究[J]. 弹箭与制导学报, 2013, 33(6): 117-120.
XIANG Yuwei, ZHU Zhonggen, ZHU Hongxing. Wind tunnel experimental investigation on canard missile with three wrap around fins under different roll angle[J]. Journal of Projectiles, Rocket, Missiles and Guidance, 2013, 33(6): 117-120. (in Chinese)
- [14] 杜学伟. 弹箭双鸭舵滚转控制气动特性研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2014.
DU Xuewei. The aerodynamics analysis on rolling controlling flight of close-couple double-canard configuration missile[D]. Nanjing: Nanjing University of Science & Technology, 2014. (in Chinese)
- [15] 李新国, 方群. 有翼导弹飞行动力学[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2005.
LI Xinguo, FANG Qun. Flight dynamics of winged missile [M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2005. (in Chinese)

作者简介:

彭博(1992—),男,硕士,助理工程师。主要研究方向:飞行器总体设计、飞行器导航、制导与控制系统设计。

岑梦希(1982—),男,硕士,工程师。主要研究方向:空气动力学、飞行器总体设计、气动设计及导航、制导与控制系统设计。

(编辑:丛艳娟)