

某型导弹尾喷流形状的数值模拟

徐春光, 刘 君

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘 要: 从三维薄层近似 N-S 方程出发, 采用 ENO 差分格式, 对某型导弹尾流场进行了数值模拟。计算模拟了飞行马赫数 $Ma = 0.8 \sim 1.6$, 海拔高度 $H = 2\text{km} \sim 15\text{km}$, 燃烧室总压为 20MPa 和 40MPa 条件下导弹的尾流场。计算结果表明与飞行速度相比, 海拔高度和燃烧室总压对尾流宽度有显著影响。通过对流场结构的分析与测量, 建立了尾流宽度与上述参数的拟合公式, 为工程估算这一类型导弹尾流影响边界提供参考。

关键词: 空空导弹; 尾流; 数值仿真; 纳维尔-斯托克斯方程

中图分类号: V430

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2003) 02-0141-03

Numerical simulation on the plume flow structures for a missile

XU Chun-guang, LIU Jun

(Inst. of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defence Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: A detailed numerical investigation of a kind of missile's plume fields was simulated using an existing three dimensional TLA N-S computational technique based on ENO difference scheme for Mach number $Ma = 0.8 \sim 1.6$, altitude $H = 2\text{km} \sim 15\text{km}$, combustor total pressure $p_c = 20\text{MPa}$ and 40MPa . The result shows altitude and combustor total pressure markedly influence plume fields width. A formula was obtained by analyzing flows structures and measurement. The result can be used as the foundation to evaluate the edge of plume flows.

Key words: Air to air missile; Wake; Numerical simulation; Navier-Stokes equation

1 引言

为提高空空导弹快速反应和抗干扰能力, 部分导弹采用热发射方式, 在解锁的同时导弹点火; 这时导弹尾流产生的高温高压气体会对飞机蒙皮及导弹挂架造成损害; 如果飞机吸入导弹尾气, 有可能导致战斗机发动机停车, 危及战斗机安全。因此研究不同高度、速度等工作条件下空空导弹尾流边界, 对于确定合适的发射方法, 保障战斗机的安全有重要意义。

由于空空导弹实际的工作环境不但有外流还有内流; 目前国内带喷流的风洞研究周期长、成本高且在测试时会对导弹尾流产生干扰; 国内外已经做了很多研究^[1-3], 但主要是关注底部阻力估算, 对尾流边界研究较少。本文采用数值模拟方法对这一物理模型进行了计算, 给出了温度场尾流边界与燃烧室总压及海拔高度的拟合公式, 为今后估算这类导弹尾流边

界提供帮助。

2 计算模型与数值方法

2.1 计算模型

求解流场的控制方程采用完全气体 N-S 方程:

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial(E - E_v)}{\partial x} + \frac{\partial(F - F_v)}{\partial y} + \frac{\partial(G - G_v)}{\partial z} = 0 \quad (1)$$

式中 $U = (\rho, \rho u, \rho v, \rho w, e)^T$, E, F, G 是对流项通量, E_v, F_v, G_v 是扩散项通量。在激波主导的流场中粘性影响很小, 未考虑喷流的湍流效应。层流粘性系数采用 Sutherland 公式, 补充完全气体方程 $p = \rho RT$ 。

式(1)是直角坐标系的形式, 需要变换到贴体坐标系 (ξ, η, ζ) 中, 为提高计算效率, 对贴体坐标系下方程形式进行薄层近似处理, 采用时间分裂法把三维

• 收稿日期: 2002-05-08; 修订日期: 2002-09-20。

作者简介: 徐春光 (1977—), 男, 硕士, 研究领域为应用计算流体力学。

问题分解为 3 个一维问题求解。

物理模型如图 1。导弹外形参数以导弹半径 $R_m = 0.1\text{m}$ 为特征长度进行无量纲化,头部为一段圆弧与圆柱段相切半径 $R/R_m = 5.0$, $L_1/R_m = 3.0$,弹体圆柱段长度 $L_2/R_m = 5.25$;喷口半径 $R_2/R_m = 0.4$,喷管喉部半径 $R_1/R_m = 0.2$ 。由于喷管扩张角一般为 15° ,因此未考虑不同喷管扩张角对尾流宽度的影响。

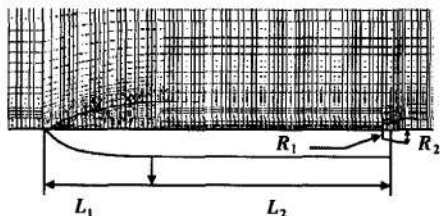


Fig.1 Grid design for CFD

由于导弹外形不规则,统一的贴体网格难以完成。本文采用“网格堵塞法”^[4]模拟物体模型,即在物体内部也设计网格,如图 1 中上半部分,但是计算过程中对导弹内部的网格跳过不进行计算。这种方法在低速流动如 SIMPLE 算法中常用,好处是克服了“分块网格”方法出现的块与块之间流场参数插值降低求解精度的问题,同时处理比较简单。导弹喷管内计算从喉部开始,喷管也采用“网格堵塞法”处理。以上推导和差分格式离散等具体处理过程见文献[5]。

2.2 边界条件

物面边界:采用无滑移绝热壁条件, $u = 0, v = 0, w = 0, \partial T / \partial n = 0$ 。物面附近网格较密,认为附面层假设成立 $\partial p / \partial n = 0$ 。

轴线边界:采用无流量通过条件,法向速度为零,其他参数用相邻排值平均得到。

入口边界:固定为自由来流参数,来流静压和温度根据海拔高度计算得到。

出口边界:由于是超声速流动,全部参数外推得到。

喷流边界:固定喷流参数 $p_e = 20\text{MPa}$ 和 40MPa , $T_e = 2000\text{K}$,喉部只有轴向速度分量,且为声速, $Ma_{jet} = 1.0$ 。

轴对称边界:采用三维方程编制的程序计算轴对称流动时,为满足差分精度要求,周向采用 5 排网格,计算中间排,其余根据对称条件修改速度方向得到。

3 算例与计算结果

3.1 软件验证

算例 1 取自文献[6],高压喷流自由喷射入静止

的大气中,喷流滞止压力与环境压力之比: $p_0/p_\infty = 20$,滞止温度等于环境温度: $T_0 = T_\infty = 300\text{K}$,喷口马赫数 $Ma_{jet} = 1.0$ 。采用等熵膨胀假设,可得到喷流计算边界条件。图 2 看出:本文计算与文献结果十分符合,表明计算软件能够准确模拟此类流动问题。

算例 2 取自文献[7],自由来流马赫数为 1.98,雷诺数 $Re = 1.76 \times 10^7$,特征长度为 1m ,攻角为 0° 。图 3 看出:计算出的弹体表面压力系数分布与文献[7]符合得很好。

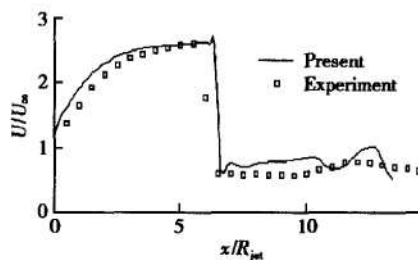


Fig.2 Comparison of present and experiment velocity at axis

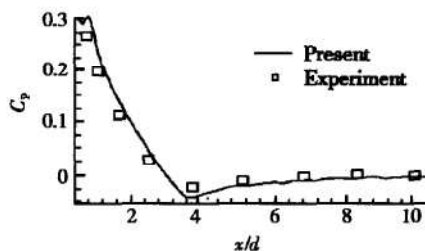


Fig.3 Comparison of theoretical and experimental longitudinal pressure distribution

以上算例证明了本软件可以模拟计算有/无喷流弹体的超声速流场问题。

3.2 算例及分析

根据空空导弹使用情况,计算参数范围:来流速度 $Ma = 0.8 \sim 1.6$,海拔 $H = 2\text{km} \sim 15\text{km}$;发动机燃烧室总压 p_c 为 20MPa 和 40MPa ,燃烧室总温 T_c 为 2000K ; Re 根据不同海拔计算得到,导弹攻角 $\alpha = 0^\circ$ 。

图 4 为海拔 8km , $p_c = 20\text{MPa}$ 时全弹等压线图,可以看出对激波的捕捉较好。在弹体头部附近由于超声速来流的作用形成了较强的附体激波,在弹后由于超声速外流与喷流相互碰撞,随着压力和流动方向的调整在喷管出口处形成一道弓形激波,在内侧产生一道斜激波,这道激波经过对称轴产生一道反射激波,没有出现滑移线等波系结构。且没有出现马赫盘,与无外流时波系结构明显不同,这是由于喷流出

口压强较高引起的,与文献[8]结论符合,说明本文方法是合理的。

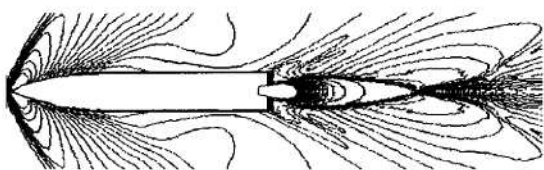


Fig.4 Contour lines of pressure

工程上主要关心导弹尾流温度场边界宽度 W_{jet} , 定义见图5,取自尾流第一节最大值处。图5为海拔2km和15km, $p_c = 20\text{MPa}$ 时等温线对照图。通过比较可以发现尾流宽度随高度变化明显。此外,针对不同 Ma 和燃烧室总压对尾流流场进行了数值模拟,计算结果为 $Ma = 0.8, 1.2, 1.6$ 时, $W_{jet} = 2.4, 2.42, 2.37$ ($H = 8\text{km}, p_c = 20\text{MPa}$),显示来流马赫数对 W_{jet} 影响很小,可以忽略。当 $Ma = 1.2, p_c = 40\text{MPa}$ 时, $W_{jet} = 3.01$,可见燃烧室总压对 W_{jet} 影响很大。

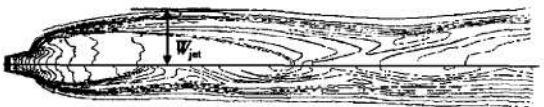


Fig.5 Comparison of contour of temperature
($H = 2\text{km}$ for below; $H = 15\text{km}$ for above)

可见,影响 W_{jet} 的因素主要是 p_c 和 H ,即 W_{jet} 与 p_c, H 之间存在函数关系。根据不同海拔高度计算外界大气压 p_H ,这样就变为 W_{jet} 与 p_c 和 p_H 之间存在函数关系。由不同高度下计算的 W_{jet} 数据(见表1),得到如下经验拟合估算公式:

$$W_{jet} = K \frac{p_c}{10p_H} + b \quad (2)$$

$$K = 0.111, b = 1.702$$

$$p_H = p_0 \cdot \exp\left(5.25588 \cdot \ln \frac{288.15 - 6.5H}{288.15}\right)$$

$$(H \leq 11\text{km})$$

$$p_H = \exp\left(\frac{11.0 - H}{6.34162}\right) \cdot p_{11}$$

$$(11\text{km} < H \leq 20\text{km})$$

$$p_{11} = 2.26318 \times 10^4$$

由于式(2)是根据 $p_c = 20\text{MPa}$ 时的计算数据拟合的,本文对 $p_c = 40\text{MPa}$ 时用 CFD 方法计算得到的数

据与采用式(2)计算得到的数据进行了对比,如图6所示,比较发现两者符合很好,说明此公式适用于不同燃烧室总压的情况,为工程估算此类导弹尾流边界提供了基础。

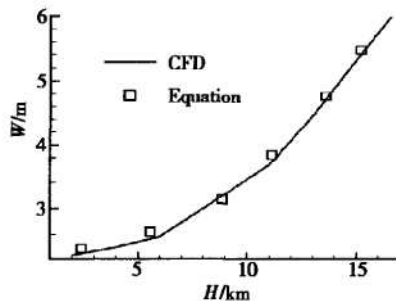


Fig.6 Comparison of plume width
obtained by CFD and equation ($p_c = 40\text{MPa}$)

4 结 论

自由来流速度对导弹尾流宽度影响很小,可以不予考虑;燃烧室总压与外界大气压力对导弹尾流宽度产生明显影响,且其比值与尾流宽度成正比,拟合得到的关系式适用于不同燃烧室总压情况下尾流宽度的计算,可以作为工程估算的基础。

参考文献:

- [1] Boyd I D, Penko P F, Meissner D L. Numerical and experimental investigations of rarefied nozzle and plume flows of nitrogen[R]. AIAA-91-1363.
- [2] Penko P F, Boyd I D, Meissner D L. Measurement and analysis of a small nozzle plume in vacuum[R]. AIAA-91-3108.
- [3] 王福恒,董雁冰. 拦截器尾焰射流的计算——尾流对拦截器的干扰和影响[A]. 863-409-5,推进技术概念研究文集[C]. 1990.
- [4] 陶文铨. 数值传热学[M]. 西安:西安交通大学出版社.
- [5] 刘 君,张泰峰,陈 宏. 导弹尾喷流对地面的碰撞流场数值模拟[J]. 推进技术,2000,21(1):30~32.
- [6] Sommerfield M, Nishida M. Dusty gas flows with shock waves[J]. Preprints of the Int. Symp. Computational Fluid Dynamic, 1985,2:660~670.
- [7] Edward W Perkins, Leland H Jorgensen. Comparison of experimental and theoretical normal-force distribution on an ogive-cylinder body at Mach number 1.98[R]. NASA TN3716, 1956.
- [8] 鞠玉涛,郑 亚. 火箭燃气喷流与弹体超声速绕流干扰流场数值分析[J]. 推进技术,1999,20(3).

(编辑:梅 璞)