

双喷管发动机喷流对飞行器气动特性的影响^{*}

刘 君, 刘 伟

(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, 采用高效 ENO 差分格式, 对位于弹体中部两侧的双喷管发动机喷流与马赫数 $Ma_\infty = 0.7 \sim 0.9$ 、攻角 $\alpha = 0^\circ \sim 10^\circ$ 飞行条件下弹体绕流形成的干扰流场进行了数值模拟。研究发现与无喷流情况相比较, 引入喷流使升力和俯仰力矩增加, 压心后移; 在飞行攻角一定时, 马赫数对飞行器气动力特性影响较小; 有侧风干扰时, 喷流增强了航向稳定性。对零攻角情况喷管安装和喷管出口不对称带来侧向力和偏航力矩也进行了研究。计算结果与飞行实验观测现象定性一致。

关键词: 导弹推进; 气动特性; 双喷管发动机; 射流; 数值仿真

中图分类号: V430. 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2002) 01-0049-03

Effect of double-nozzle engine jet flow on vehicle aerodynamic characteristics

LIU Jun, LIU Wei

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

Abstract: Interaction between vehicle and double-nozzle engine on condition of Mach number $Ma_\infty = 0.7 \sim 0.9$ and attack angle $\alpha = 0^\circ \sim 10^\circ$ was studied numerically using new type ENO scheme. The models with double-nozzle engine jets were compared with that has no jet, it was found that the lift and pitching moment of vehicle increased with jets and the influence of Mach number on aerodynamics characteristics was little than attack angle. The influence of the asymmetry used by jets on the aerodynamics of vehicle was studied. The lateral stability induced by wind was improved with double-nozzle engine jets.

Key words: Missile propulsion; Aerodynamic characteristic; Double-nozzle engine; Jet flow; Numerical simulation

1 引 言

位于弹体中部、两侧排气的双喷管发动机在飞行器设计中很少使用,看到的实际型号主要是前苏联 AS 系列空地导弹^[1]。为了在尾部安装遥控接收装置,采用双喷管发动机布局,设计时需要研究喷流与弹体相互干扰导致气动特性变化和高温喷流对尾翼的影响等问题。底部喷流研究在实验和计算方面都较为充分^[2],但是对侧向喷流的研究文献很少;而在地面风洞内模拟技术上很困难,周期长,耗资大。利用文献[2, 3]发展的计算空气动力学软件对这一问题进行较为细致的研究,得出的结论指导总体设计,与

飞行实验观测到的现象完全符合。

2 控制方程与数值方法

2.1 控制方程

本文计算中不考虑喷流的异质效应,认为内外流动均为完全气体。由于流场中含有激波等间断,根据双曲型方程弱解理论,采用如下守恒形式 N-S 方程:

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

其中 $U = (\rho, \rho u, \rho v, \rho w, e)^T$; E, F 和 G 是对流项通量分别; E_v, F_v 和 G_v 是扩散项通量。 ρ, p 为密度、压

^{*} 收稿日期: 2001-02-16; 修订日期: 2001-07-17。

作者简介: 刘 君 (1965—), 男, 博士, 副研究员, 研究领域为计算流体力学的应用。

力; 内能 $e = 0.5\rho(u^2 + v^2 + w^2) + p(\gamma - 1)$; 空气比热比取 $\gamma = 1.4$ 。封闭方程补充状态方程: $p = \rho RT$, R 为气体常数。采用 Sutherland 公式计算层流粘性系数 μ 。热传导系数根据普朗特数 $Pr = 0.72$ 确定。

方程(1)是直角坐标系的形式, 还需要变换到贴体坐标系(ξ, η, ζ)中, 为提高计算效率进行薄层近似处理。另外, 采用时间相关法把三维问题分解为三个一维问题求解。采用文献[3]构造的 ENO 格式离散对流项, 二阶中心格式离散粘性项。具体推导和处理过程见文献[2, 3]。

2.2 物理模型与网格

计算物理模型的弹体为常规球-柱-锥布局, 弹体全长 L , 弹径 D , 锥段长 $0.21L$, 底部直径 $0.7D$ 。发动机喷管中心线与柱段交点位于 $0.62L$, 与弹体中心线夹角为 20° 。对斜切喷管, 外流可能影响内流, 因此计算区域包括部分喷管。亚声速流动下游扰动会传播到上游, 本文不模拟底部流动, 将网格向后延伸大约 L , 减小边界处理引入的误差对弹体附近流场计算的影响。流向、径向和周向网格数为 $86 \times 41 \times 41$ 。

2.3 边界条件及其处理

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

对称边界: 计算有攻角时不考虑侧滑, 流动关于纵剖面对称, 根据差分格式要求上下对称面沿周向延伸 2 排, 流动参数由对称条件得到。计算侧风和发动机不对称性时取攻角为零, 只需改变周向角度则可, 处理方法相同。轴线边界: 用相邻排网格点参数平均值。喷流边界: 入口位置取发动机喉道, 参数固定(无喷流算例中按照物面边界处理)。出口边界: 取得区域较远, 参数用黎曼无反射条件确定。

3 模型参数与计算过程简介

计算模拟海平面飞行高度, 查表得自由来流参数为: 密度 $\rho_\infty = 1.225 \text{ kg/m}^3$, 压力 $p_\infty = 101 \text{ kPa}$, 声速 $a_\infty = 340 \text{ m/s}$, 雷诺数 $Re = \rho_\infty L u_\infty / \mu = 10^7$ 。实际喷流使用固体燃料火箭发动机, 本文单质气体模型无法模拟所有喷流参数, 因此计算中仅仅考虑了内外流压力比、喷流出口马赫数和温度比。计算喷流入口区域为斜切喷管最短处与喷管轴垂直平面(与弹体中心线夹角为 20°), 根据固体燃料火箭发动机一维理论预测出口处马赫数 $Ma_1 = 2.9$, 压力比 $p_1 / p_\infty = 1.8$, 温度比换算成为完全气体得密度比 $\rho_1 / \rho_\infty = 0.5$ 。

初场参数取自由来流。气动力系数根据数值积分得到, 参考面积为柱段截面积, 参考长度为 L , 力矩参考点为弹头顶点。 C_A 为轴向力系数, C_N 为法向力系数, C_Z 为侧向力系数, C_m 为俯仰力矩系数, C_β 为偏航力矩系数, $X_{cp} = C_m / (C_N \cdot L)$ 是压心相对位置。

4 计算结果

计算流体力学软件在应用前必须进行有效性和可行性检验。利用上述格式编写的软件首先计算模拟了 $Ma_\infty = 0.9$ 、攻角 $\alpha = 5^\circ$ 情况下球-柱绕流, 沿迎风面、背风面和侧面三条弹体母线上压力分布的计算结果, 和文献[4]中引用的国外实验数据比较如图 1, 可以看出符合较好。

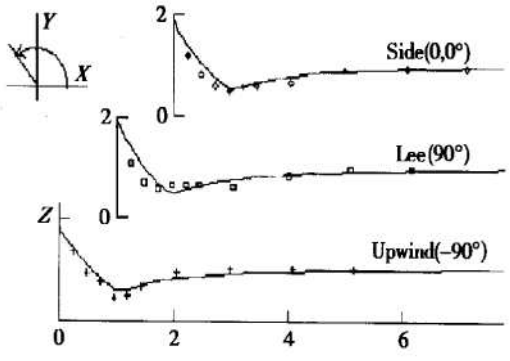


Fig. 1 Comparison of pressure distribution with ref. [4]

4.1 有/无喷流时攻角对气动特性影响

固定 $Ma_\infty = 0.7$, 计算得到的气动力特性如表 1。目前, 对阻力预测较为困难, 但是相对增量比较准确^[5]。表中轴向力系数是取攻角 $\alpha = 0^\circ$ 为参考的相

Table 1 Aerodynamic coefficients with α

α	Jet	C_A	C_N	C_m	X_{cp}
0°	N	0.0	0.0	0.0	No
	Y	0.018 27	0.0	0.0	No
2.5°	N	-0.000 2	0.186 8	0.039 4	0.211 1
	Y	0.024 78	0.278 0	0.093 6	0.336 8
5.0°	N	-0.006 1	0.397 3	0.095 0	0.239 1
	Y	0.007 16	0.576 8	0.203 2	0.352 4
7.5°	N	-0.018 8	0.655 8	0.184 0	0.280 5
	Y	0.001 61	0.927 5	0.343 4	0.370 3
10°	N	-0.033 7	0.967 0	0.307 1	0.317 5
	Y	-0.028 2	1.337 8	0.518 6	0.387 6

对值, 与外形类似的某反坦克导弹风洞实验数据比较如图 2, 变化规律和数量较为接近, 因此本文的计算结果是较为可信的, 可以用作总体方案论证阶段。

4.2 来流马赫数对气动特性影响

对喷流模型, 固定攻角 $\alpha=10^\circ$, 自由来流马赫数从 0.7 增加到 0.9, 根据计算得到的气动力系数分析, 有/无喷流模型的布局规律性一致, 可以在亚声速范围内认为马赫数与喷流效应相互干扰较小。

4.3 侧风对气动特性影响

取零攻角, 固定侧向风速 $w=15\text{ m/s}$, 计算了马赫数为 0.7 和 0.9 两种状态。比较发现, 喷流模型俯仰力矩系数数量级很小, 这是由于喷流在弹体下游形成高速燃气流罩, 侧风在弹体后部产生的压力差较小, 增强抗干扰能力。

4.4 发动机安装不对称对气动特性影响

发动机安装可能有一定的配合误差, 通过取不同的喷射角度 θ_{j1} 和 θ_{j2} , 计算了零攻角情况下两种状态, 如表 2。与以上 4.1 节和 4.3 节的结果比较, 安装不对称引起一定的偏航力矩, 但是气动侧向力并不大。弹体后部产生的力矩使压心后移, 明显增强飞行

稳定性。根据弹道计算分析, 如果合理配置弹体重心克服推力不对称产生的力矩, 喷管安装不对称在弹体产生的气动力完全可以控制。

Table 2 Aerodynamic coefficients with θ_{j1} and θ_{j2}					
Ma_∞	$\theta_{j1}/(^{\circ})$	$\theta_{j2}/(^{\circ})$	C_Z	C_β	X_{cp}
0.7	20	21	0.016 3	0.008 3	0.510 3
	19	21	0.023 2	0.014 9	0.643 8
0.9	20	21	0.011 5	0.006 2	0.536 7
	19	21	0.020 7	0.014 1	0.680 3

图 3 是算例 1 在对称平面内温度等值线, 图中虚线是水平尾翼位置, 可以看出部分翼位于喷流内。在实际飞行试验中确实发生了尾翼被高温喷流直接冲刷破坏的情况, 烧毁部分与数值模拟结果基本一样。

图 4 是图 3 对应不同轴向位置的温度等值线, 喷流在向下游发展过程中尺度变化不大, 没有完全包裹整个弹体, 其核心高温区域逐步离开弹体, 为了避开喷流直接冲刷, 建议尾翼采用 X 型布局。

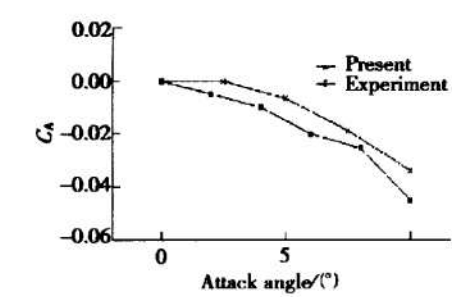


Fig. 2 Comparison of drag by experiment

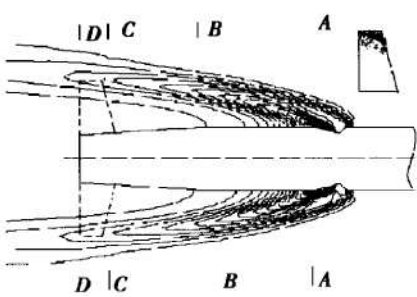


Fig. 3 Temperature contours in X-Z plane

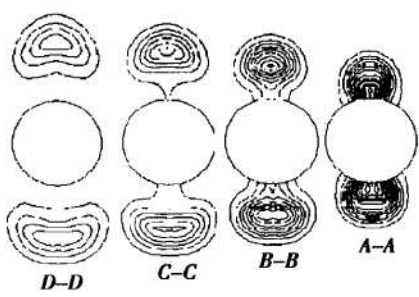


Fig. 4 Temperature contours in X-Y plane

4.5 发动机出口流动不对称性对气动特性影响

发动机的两个喷管不可能完全一样, 取简化模型进行初步预测。假设燃烧室内参数相同, 在零攻角情况下取不同的出口压力 p_{j1}/p_{j2} 相差 5% 和 10% 进行计算, 结论与 4.4 基本相同。

5 结 论

- (1) 在有攻角时, 自由来流使喷流发生偏转, 在弹体背风区的引射作用比迎风面更强, 导致喷流模型的升力和俯仰力矩增加, 起到增强稳定性的效果。从气动力变化曲线斜率看, 有喷流干扰时增强了线性度, 攻角引起的压心变化较小。
- (2) 在有侧风攻角, 高速喷流提高了气流动能, 增加抗干扰能力。
- (3) 对发动机安装和出口流动不对称性引起的干

扰, 从计算结果来说并不严重。

参考文献:

- [1] 刘桐林. 世界导弹大全[M]. 北京: 军事科学出版社, 1998: 780~ 892.
- [2] 刘 君, 张泰峰, 陈 宏. 导弹尾喷流形成的碰撞流场数值模拟[J]. 推进技术, 2000, 21(1).
- [3] 刘 君, 郭 正, 瞿章华. 闭口管内气体非线性振荡研究[J]. 推进技术, 2000, 21(4).
- [4] 张玉伦, 陈作斌. 亚跨超声速扰流场数值模拟[C]. 安徽: 第五届全国计算流体力学会议论文集, 1989.
- [5] 刘 君, 吴桂馥, 王正国. 类客车体绕流场的数值模拟[J]. 长沙交通学院学报, 2000(2).

(编辑: 盛汉泉)