

文章编号: 0258-1825(2005)01-0025-04

带有横喷控制的导弹非定常流场数值模拟

刘 君¹, 杨彦广²

(1. 国防科技大学航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073; 2. 中国空气动力研究与发展中心, 四川 绵阳 621000)

摘 要:从包含多种组分的 N-S 方程出发, 采用 NND2M 差分格式, 对带有脉冲发动机作为横向喷流控制系统、X 型尾翼布局、飞行马赫数 $M_\infty = 6.0$ 、攻角 $\alpha \in [-10^\circ, 10^\circ]$ 的导弹外流场进行数值模拟, 研究了发动机非定常工作过程对导弹气动力动态特性的影响; 计算表明喷口位于背风区时喷流影响较小, 喷口位于迎风面时气动力变化较大, 压强明显前移。

关键词:横向喷流控制系统; 脉冲发动机; 数值模拟; 非定常气动力

中图分类号: V211.3 **文献标识码:** A

0 引 言

横向喷流控制技术(RCS)与传统的气动舵及燃气舵控制方式相比, 具有响应快、效率高等优点, 是发展高性能反导拦截弹的关键技术。例如, 美国“PAC-3”导弹在弹体部署 180 个火箭发动机喷管, 接近目标时根据控制系统要求启动不同数目和位置的发动机, 直接产生侧向力和控制力矩, 实现精确拦截。

但是横向喷流和周围气流相互作用, 产生十分复杂喷流干扰现象, 给这项技术的应用带来困难。在工程应用中, 横向喷流是由固体或液体火箭发动机产生, 发动机启动过程大约是毫秒时间量级; 实际飞行中, 有时反导拦截弹和目标之间的相对运动速度高达每秒几千米, 实现直接动能碰撞需要精确了解横向喷流干扰流场建立的非定常过程。

按照运动学特征时间相似原则, 模型愈小响应时间愈短, 地面设备中模拟横向喷流非定常效应比较困难, 在横向喷流干扰的早期研究中, 人们关注较多的是稳态喷流干扰的作用机理, 其非定常现象并未被引起广泛的重视。1998 年, 日本研究人员采用燃烧时间大约 1 毫秒脉冲式固体火箭发动机、进行横喷控制的拦截导弹自由飞试验, 数据表明横向喷流干扰非定常效应对弹体气动力动态特性有很大的影响^[1,2]。目前在采用喷流直接力控制的高机动飞行器设计中, 非定常效应已经受到越来越广泛的关注。

完全依靠风洞试验开展研究有难度, 自由飞试验

可以得到真实的飞行数据, 但成本太高, 且试验结果的信息量不大, 无法深入研究非定常效应的作用机理和流动细节的变化过程, 数值模拟具有高效、低成本、虚拟现实等特点, 成为这个问题较好的研究手段。本文采用数值模拟方法开展横向喷流非定常效应这一复杂现象的研究。

1 计算过程简介

1.1 控制方程及其求解

无论采用固体火箭发动机还是液体火箭发动机产生横向喷流, 喷流气体往往是包含多种组分的高温气体, 采用完全气体假设得到的结论与实际情况相差较大。考虑流体介质特性的多组分 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 $U = (\rho, \rho u, \rho v, \rho w, e, \rho_1)^T$, E, F, G 是对流项通量, E_v, F_v, G_v 是扩散项通量; 求解变量中 ρ, e 为气体微团的密度和内能, (u, v, w) 是速度, ρ_1 为模拟火箭发动机热喷流效应时燃气密度; 层流粘性系数采用 Sutherland 公式, 补充多组分气体状态方程、内能和内焓表达式使方程组封闭。

方程(1)是直角坐标系的形式, 采用结构网格求解还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;

• 收稿日期: 2004-01-13; 修订日期: 2004-03-08.

作者简介: 刘 君(1965-), 男, 研究员, 博士生导师, 流体力学专业.

根据软件工程思想,为提高软件通用模块的比例,采用时间分裂法把三维问题分解为三个一维问题求解。

差分格式数值求解过程中非常重要的一环,对复杂外形的三维非定常流动模拟,不但要求格式空间高分辨率,还要求时间高精度,计算高效率。文献[3]在张涵信院士所构造的 NND 差分格式的基础上提出了时空均为二阶 NND2M 格式,由于不涉及矩阵运算,在目前看到的时空二阶精度的 TVD 类格式中,且具有较高的计算效率,从一维 EULER 方程出发计算激波管问题,采用相同计算条件,推进一步需要的 CPU 时间约为国内外同类格式的二分之一,多次应用于包括喷流干扰在内的复杂流动模拟取得较好效果。

控制方程建立、离散过程、非定常流动模拟验证算例参见文献[3~5]。

1.2 边界条件

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

对称边界:沿周向增加两排网格,根据对称条件赋值,使边界点作为内点处理。

轴线边界:由于坐标变换时出现数学奇性,用第2排值平均得到。

入口边界:固定为自由来流参数。

出口边界:由于喷口离弹体底部较远,出口主要是超声速流动,外推得到。

喷流边界:喷流参数为已知值。

2 算例与计算结果

数值模拟只是对真实物理现象的近似,计算结果包含各种误差,计算流体力学软件在应用前必须进行检验。首先利用编写的计算软件,对中国空气动力研究与发展中心的风洞试验模型的定常流动进行数值模拟,计算结果与试验数据符合较好,验证软件的可靠性^[6]。

2.1 物理模型

文献[7]的作者长期从事喷流干扰效应研究,文献中的外形接近“PAC-3”导弹,本文采用类似的模型。以无量纲特征长度为底部直径,模型头部长度 $L_1 = 3.0$,母线为卡门曲线,模型身部为柱段,尾翼×型布局,模型总长度 $L_2 = 15.0$;喷口中心到顶点 $L_3 = 5.0$,喷管采用扩张角为 $\theta_1 = 15^\circ$ 的锥形喷管,出口直径 D_{jet}

$= 0.05$ 。

飞行参数和脉冲式固体火箭发动机参数根据文献[1、2、4]给出。来流参数:马赫数 $Ma = 6.0$,假定飞行高度 $H = 20\text{km}$,空气比热比 $\gamma_\infty = 1.4$;本文首先假设喷流也是完全气体进行冷喷流数值模拟,固定喷管出口马赫数 $M_j = 3.2$,喷流总温 $T_{j0} = 216\text{K}$,假定发动机喷流启动后从环境气压在 0.3ms 内线性增加到最大压力比: $P_{j\infty} / P_\infty = 300.0$,随后在 0.7ms 内线性减少为环境气压,总的工作时间 1.0ms 。为研究热喷流效应,取燃气比热比 $\gamma_j = 1.25$,固定喷管出口马赫数 $M_j = 3.2$ 和燃烧室内总温: $T_{j0} = 2300\text{K}$,喷口压力比和发动机工作过程同上。图1为计算区域和网格设计。

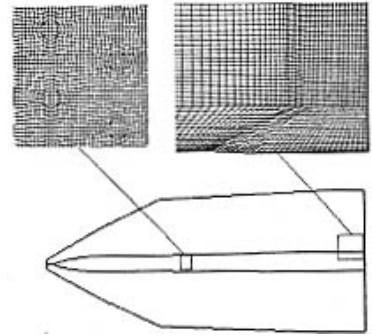


图1 计算区域和网格设计

Fig.1 Computational region and some local grids

非定常计算的初始值是无喷流的定常流场,对于所有算例在脉冲发动机工作结束后的计算结果还可以收敛到定常稳定流场。在已经完成的定常流场模拟后发现,在正攻角飞行时,即喷口位于背风区状态,喷流对气动力的影响较小,这一结论与文献[7]一致。

2.2 完全气体算例

图2是攻角 $\alpha = 10^\circ$ (喷口位于背风区)时喷口压力比、轴向力系数、法向力系数和压心位置随时间变化特性(根据国内外横喷干扰研究、尤其是试验方面的文献中习惯用法,图中气动力不包括发动机本身的贡献,下同),为便于比较,图中采用统一的时间坐标和不同的纵向坐标。从图中可以发现:尽管脉冲发动机的工作过程出口压力变化规律简单,但是飞行器所呈现出的气动动态特性非常复杂,呈现出非线性特征;虽然发动机工作时间较短,但是引起的动态响应持续较长时间,从波动曲线分析,大约在发动机关车后大约 2.5ms 才开始恢复稳定的。图3是攻角 $\alpha =$

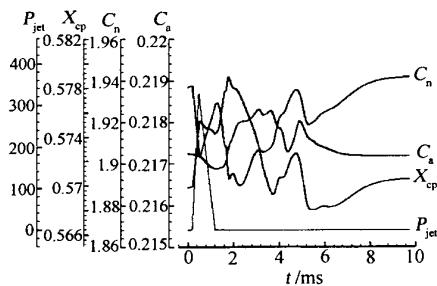


图 2 攻角 10°状态气动力随时间变化

Fig. 2 Aerodynamic coefficients and pressure of jet's exit for $\alpha = +10^\circ$

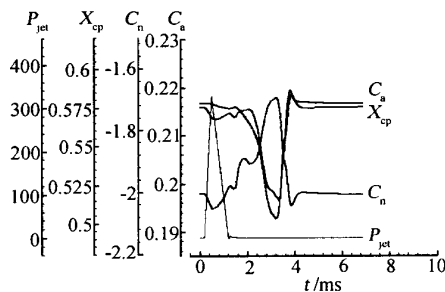


图 3 攻角 -10°状态气动力随时间变化

Fig. 3 Aerodynamic coefficients and pressure of jet's exit for $\alpha = -10^\circ$

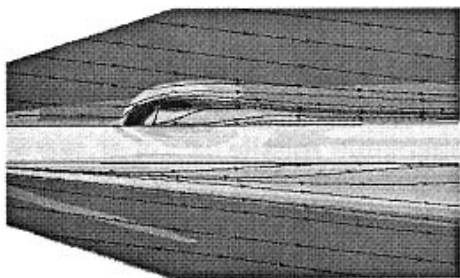


图 4 攻角 -10°温度等值线和流线

Fig. 4 Temperature contour and streamlines for $\alpha = -10^\circ$ at time 0.86ms

-10°时喷口压力比、轴向力系数、法向力系数和压心位置随时间变化特性；由于迎风面流动速度较快，因此脉冲发动机喷流干扰引起扰动消失，流动重新达到稳定时间明显少，大约 1.5ms；可能是迎风面不易于生成复杂的分离涡系，因此动态响应曲线变化基本是单调增加后单调减少。对攻角 $\alpha = 10^\circ$ 算例，压心变化幅度大约 0.01；对攻角 $\alpha = -10^\circ$ 算例，压心变化幅度接近 0.08，这种有喷流时攻角的影响趋势与定常流动模拟计算得到的结论也是相一致的。而且，对于有喷流定常流场，攻角 $\alpha = -10^\circ$ 算例压心变化还要大。

图 4 是攻角 $\alpha = -10^\circ$ 状态某时刻的纵向对称平面内喷口附近的温度云图和流线。

2.3 热喷流效应算例

与冷喷流模拟相比，热喷流模拟模型复杂、参数较多，计算机时间增加一倍多，本文仅仅计算到趋于稳定时刻。根据完全气体以上计算结果和工程应用普遍性，主要针对攻角 $\alpha = -10^\circ$ 的状态进行研究。图 5 是轴向力系数、法向力系数和压心随时间变化特性与完全气体算例的比较。由于热喷流出口温度增加 4 倍，燃气速度高，使导弹动态响应快，同时引起气动力的变化更为剧烈；但是变化规律和冷喷流较为接近。本文还进行考虑 $k-\epsilon$ 湍流模型的计算，发现差别非常小，图 5 中仅给法向力系数比较，表明在本文研究状态下流动的非定常效应比粘性影响更占主导地位。

3 结 论

通过横向喷流与超声速自由来流形成的非定常流场数值模拟研究，对脉冲发动机工作过程引起导弹

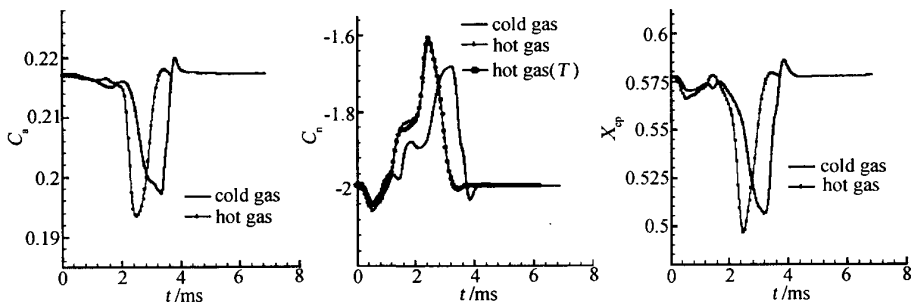


图 5 攻角 -10°冷喷流/热喷流两种状态气动力随时间变化的比较

Fig. 5 Comparison of aerodynamic coefficients with cold gas and hot gas

动态气动特性变化有了初步认识,根据计算结果得到以下结论:

(1) 出口压力线性变化的脉冲发动机引起的导弹动态气动特性是非线性的,横向喷流干扰本身是一种复杂流场,其非定常过程使得流场变化规律更加复杂。

(2) 攻角干扰流场所产生的影响是不同的,喷流位于背风区时气动力变化振幅较小,但是在发动机关闭后较长时间才能恢复到稳态;喷流位于迎风面时,气动力变化剧烈,尤其压心位置变化幅度非常大,认为在飞行器设计中必须要考虑这一非定常效应的影响。

(3) 热喷流效应对导弹动态气动特性有影响,在地面试验和工程应用时需要考虑脉冲发动机的真实气体介质的特性。尽管已完成的研究表明湍流模型对流场结构,尤其是分离区有非常明显的影响^[6],但是在本文算例中对湍流模型总的气动力影响较小。

由于国内对喷流非定常效应的研究刚刚起步,国外公开发表文献中关于脉冲发动机的相关资料较少,本文非定常喷流建立过程可能与实际脉冲发动机工作参数有差异;其次,目前国内外在理论上对冷/热喷流之间的模拟准则还存在一定的差别,本文冷/热喷

流结果主要在于定性比较;因此本文研究结论对于试验设计和工程应用有一定的指导意义,同时也有待于风洞试验和飞行试验的进一步验证。

参 考 文 献:

- [1] SHINICHIRO TAKANASHI, etc. Sidejet aerodynamics interaction effect of the missile, part1-estimation of missile sidejet interaction force by modeling in pressure field [R]. AIAA 98-4273.
- [2] KOUSUKE KIKUMOTO, etc. Sidejet aerodynamics interaction effect of the missile, part3-flight test results [R]. AIAA 98-4347.
- [3] 刘君. 超音速完全气体和 H_2/O_2 燃烧非平衡气体的复杂喷流流场数值模拟 [D]. [博士学位论文], 中国空气动力研究与发展中心, 1993.
- [4] 刘君, 刘瑞超. 爆炸波与物体干扰流场的数值模拟[J]. 空气动力学学报, 2000, 18(1):55-60.
- [5] 刘君, 郭正. 闭口管内气体非线性振荡研究[J]. 推进技术, 2000, 21(4):32-35.
- [6] 杨彦广. 横向喷流与高超声速主流干扰研究 [D]. [博士学位论文], 中国空气动力研究与发展中心, 2003.
- [7] SRIVASTAVA B. CFD analysis and validation of lateral jet control of a missile [R]. AIAA-96-288.

Numerical simulation of lateral jet control induced by impulse rocket motor for a supersonic missile

LIU Jun¹, YANG Yan-guang²

(1. College of Aerospace and Material Engineering, NUDT, Changsha 410073, China;

2. China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang, Sichuan 621000, China)

Abstract: A detailed numerical simulation of a lateral jet interacting with a hypersonic cross flow was performed using 3-D TLA N-S equations computational technique with multiple gases model. The missile was flying at Mach number 6.0 and attack angle between -10° and 10° . The jet was produced by impulse rocket motor working time 1.0 ms. The result shows that the influence of jet was bigger when the jet was on leeward than on windward and the unsteady aerodynamics was important for reacting controlling system (RCS).

Key words: reacting controlling system; numerical simulation; impulse rocket motor; unsteady aerodynamics of missile