

文章编号:1000-8055(2012)10-2364-07

流体控制矢量喷管启动过程的瞬态响应

王猛杰, 额日其太, 王 强

(北京航空航天大学 能源与动力学院, 北京 100191)

摘 要: 采用三维非定常数值模拟方法对流体矢量喷管启动的瞬态响应过程进行了研究, 给出了流场的演化特性及性能参数的响应时间. 根据不同时刻的流场和壁面压力分布, 分析后得到了注气附近射流扰动波系及漩涡的演化过程, 并与上壁面压力分布相互印证. 由性能参数(包括流量、推力系数、矢量角)的时间响应曲线发现: 流量和推力系数在响应初始阶段存在剧烈波动, 而矢量角是平稳变化, 三者的响应时间在毫秒量级.

关 键 词: 流体推力矢量; 喷管; 瞬态响应; 数值模拟; 激波

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Transient response of startup process for fluidic control vector nozzle

WANG Meng-jie, Eriqitai, WANG Qiang

(School of Jet Propulsion, Beijing University of Aeronautics and Astronautics,
Beijing 100191, China)

Abstract: Three-dimensional unsteady numerical investigations of startup process of fluidic control vector nozzle were performed. The objective of this study was to gain the fluid field evolvement characteristic and response time of performance parameter. By analyzing fluid field and pressure distribution on up-wall at different time, the evolution of jet interaction wave systems and vortex, which were located at near field of injection exit, was presented. The flow structures were in accordance with pressure distribution. Through time response curves, mass and thrust coefficient showed drastically fluctuations while vector angle one varied almost monotonically. The response time of them was of milliseconds magnitude.

Key words: fluidic thrust vector; nozzle; transient response; numerical simulations; shock wave

一般对于流体矢量喷管的研究主要关注其稳态特性, 包括各种射流及主流参数(如注气位置、角度、压力、主流落压比等)对于矢量及推力性能的影响, 而对于流体推力矢量的瞬态响应过程研究较少^[1-8]. 对于机械式矢量喷管, 其矢量响应基本由作动筒和控制面的运动关系确定, 而对于流体矢量方法, 系统响应时间却未知, 尤其是航空发动机喷管的流体推力矢量研究, 目前可查到的文献只有洛克希德·马丁(LMTAS)的 Patrick 的文

献中提及, 但其对于具体的计算细节透露不多, 他们是利用 LMTAS 的 Falcon 程序计算了流体推力矢量喷管的 1 阶瞬态响应, 计算得到的推力矢量角的响应大于 $1000^\circ/\text{s}$, 同时计算了 2 种情况的算例, 以研究对于初始状态的敏感性, 比较后未观察到滞后现象^[6]. 火箭发动机的燃烧室式燃气二次喷射系统是从燃烧室引气, 在阀门开启和关闭时会存在较大压力波动, 从而对于发动机造成较大影响, 造成燃烧室压力波动, 形成震源, 可能引

收稿日期: 2011-11-22

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20121015.1020.201210.2364_028.html

作者简介: 王猛杰(1986—), 男, 浙江萧山人, 博士生, 主要从事流体推力矢量喷管及横向射流与主流相互作用研究.

起危害。吴雄对于固体火箭发动机的启动和关闭的非定常特性做了研究,指出动态特性和稳态特性相差很大,瞬态侧向控制力,燃烧室压力,推力等都会发生显著变化,因此对于燃气二次喷射系统的非定常特性研究将成为飞行器控制系统设计的重点^[1]。

Saha 和 Chakraborty 利用 FLUENT 软件对激波管驱动的超声速喷管的启动过程进行了时间相关的数值模拟,和 Amann 的实验相比较,计算捕捉到了流场的主要特征,进而也证明了利用商用软件可以实现对于瞬态激波相互作用流场的计算。

本文主要利用 ANSYS13.0 中的 CFX 流体计算软件,对于处于地面过膨胀状态下的某喷管,开启扩张段注气产生推力矢量的瞬态响应过程进行三维非定常数值模拟,从而得到流场的演化过程及推力,矢量角等性能参数随时间的响应。参考美国“自适应多用途发动机技术(ADVENT)”计划及美国通用公司的变循环双外涵发动机 F120^[9],计算研究对象采用带有引射通道的二元喷管,其中引射气来自第二外涵,这种喷管可能成为未来新一代发动机喷管的一种备选方案。

1 物理模型及计算方法

1.1 数值方法

1.1.1 基本数值方法

本文计算采用 ANSYS-CFX13.0 软件实现,CFX 软件采用基于有限元的有限体积法,在保证有限体积的守恒性的前提下兼有有限元法的高精度,而且求解采用全隐式多网格耦合求解技术,大大缩短求解时间。采用虚拟时间推进的方法求解三维瞬态 N-S 方程组,考虑流动物理特性和计算资源,湍流模型采用当前两方程模型中相对先进的 Menter $k-\omega$ SST(shear stress transport)模型,对于空间离散采用达到 2 阶精度(high resolution)的格式,时间离散采用 2 阶 Euler 后插格式^[10]。求解工质为空气,采用理想气体模型,边界条件主流,引射及扩张段射流进口为压力进口,流向出口远场为压力出口,横向及展向边界为远场开口边界,模拟的工况为地面静止状态。计算的基本计算条件:喷管落压比(NPR)为 3.72,次流与环境压比(SPR)为 2,矢量开启后射流与主流压比 $\epsilon=2$,环境压力为 $p_b=101.325\text{ kPa}$,主流进口总温为 1000 K,次流进口总温 358.3 K,射流进口

总温 502 K。

1.1.2 瞬态计算方法

为模拟射流打开的瞬态响应过程,以无射流的稳态计算结果作为初场,然后打开射流进行瞬态计算,此时需要估算其流动的特征时间来选取合适的时间步。参考文献[11],考虑到主要关注射流和主流相互作用的瞬态过程,可以利用公式

$$t_c = D/U \quad (1)$$

其中 D 为射流喷管出口直径, U 为射流平均出口速度,估算射流打开流动的特征时间约为 0.01 ms 到 0.1 ms 量级。据此,计算初始的射流与主流相互作用阶段,即射流从喷入到与主流相互干扰形成喷管内主流流场,取物理时间步为最小特征时间的 1/10,即为 0.001 ms,当喷管内流场大致结构建立后,为节约计算资源,我们逐渐调大时间步为 0.002 ms,0.005 ms,最后取为 0.1 ms。根据 CFX 软件帮助中对于瞬态计算的说明,子迭代步数建议取 3~5,本文取 5,收敛标准为残差均方根(RMS)小于 10^{-5} 。计算中采用定常计算的结果作为初场,然后进行非定常计算至流场结构大致不变,主要性能参数基本没有波动,计算停止,总共计算时间为 70 ms。

1.2 数值验证

针对非定常计算验证算例的问题,经过大量的国内外文献的调研,对于文章中类似的主次流相互作用的非定常相互作用过程的实验研究几乎没有,大部分非定常研究集中于关于脉冲射流(次流进口边界条件周期性变化)与主流相互作用。根据 Saha 和 Chakraborty 利用 FLUENT 软件对激波管驱动的超声速喷管的启动过程进行了时间相关的数值模拟,和 Amann 的实验相比较,计算捕捉到了流场的主要特征(包括 primary shock, secondary shock, contact discontinuity 等)^[12-13],因此,决定以喷管的启动过程作为验证算例,此类流动也涉及压力扰动的传播且响应时间量级也为毫秒级。参考软件帮助,CFX 计算二维问题的通过 2-D 网格沿法向拉伸 1 个单元(尺寸和最小网格单元尺寸差不多),计算域几何及网格如图 1、图 2 所示,图中 Msh 表示激波马赫数(shock Ma)。

初边值条件参考文献[11],数值方法如 1.1 所述,时间步为 0.001 ms,子迭代步数取 5,计算 1000 步。得到主激波(primary shock, PS)的运动规律与 Amann 的实验的对比结果,如图 3 所示,可以看出两者给出的运动速度(斜率)比较相近,

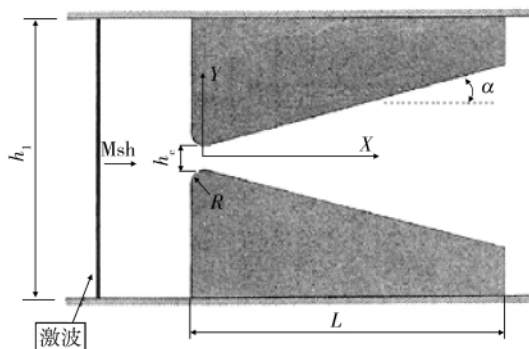
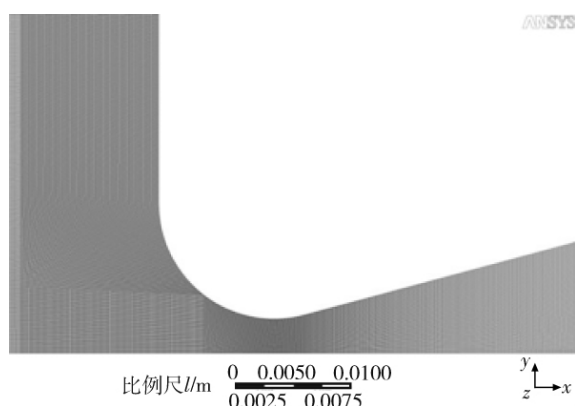
图 1 激波管及喷管示意图^[11]Fig. 1 Schematic of nozzle with shock tube^[11]

图 2 激波管及喷管网格

Fig. 2 Grid of the nozzle with shock tube

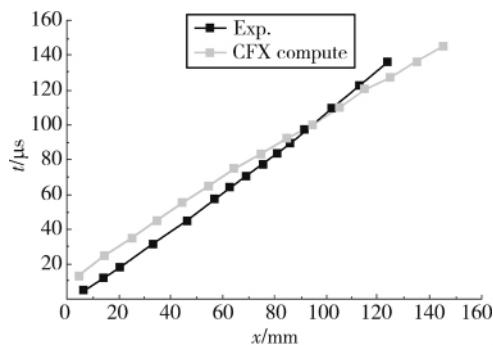


图 3 主激波 (PS) 的运动轨迹

Fig. 3 Trajectories of primary shock (PS)

可以验证 CFX 软件对于此类非定常运动的模拟能力。

1.3 几何及网格

喷管的出口宽高比为 2 : 1 的二元喷管, 扩张段上下带有引射通道, 两侧壁为直壁, 喉道和扩张段有对称布置的注气缝, 几何示意图如图 4 所示, 三维示意图如图 5 所示。出口与喉道高度之比为 $D_e/D_t = 2.5$, 主喷管扩张段长度为 $L_2/D_t = 1.5$, 而外套相对长度为 $L_4/D_t = 3$, 引射通道进口位置为 $L_1/D_t = 0.1$, 其高度为 $X_i/D_t = 0.4$, 喉道

曲率半径为 $R_t/D_t = 0.9$, 注气缝宽均为 $d_j/D_t = 0.03$, 扩张段注气缝位置为 $L_3/D_t = 2.4$ 。

计算域相应为全尺寸模型的一半, 流向尺寸为 20 倍出口横向尺寸, 横向和展向尺寸均为 10 倍横向尺寸以上, 保证了远场距流动大梯度距离足够远, 壁面边界层及射流剪切层均保证了足够数量的网格。网格单元总数为 203 万, 采用 ICEM (integrated computr engineering and manufacturing) 软件生成。网格如图 6、图 7 所示。

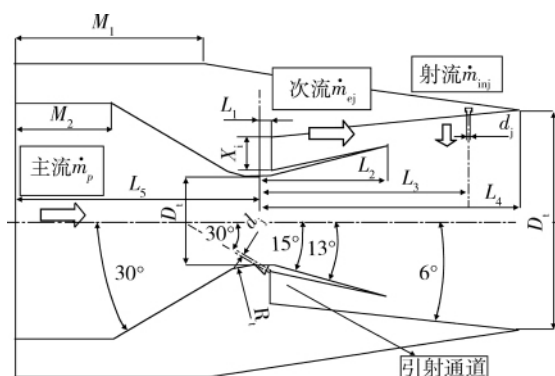


图 4 喷管对称面尺寸示意图

Fig. 4 Schematic of dimensions of nozzle's symmetric plane

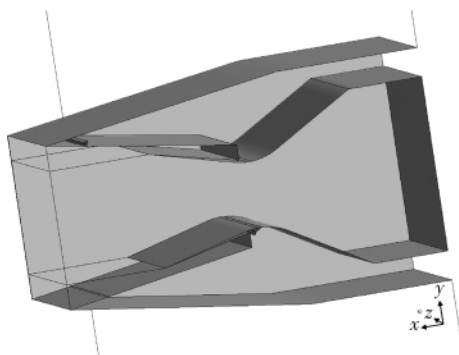


图 5 喷管三维示意图

Fig. 5 Three-dimensional schematic of nozzle

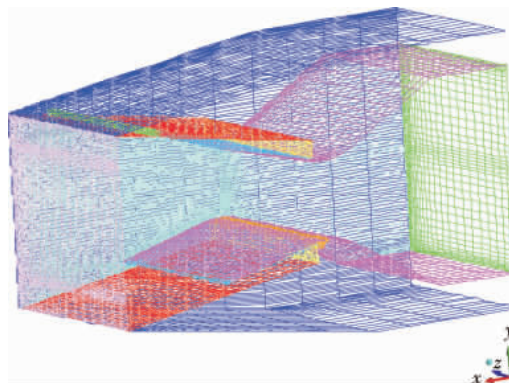


图 6 计算网格 (三维)

Fig. 6 Computational grids (three-dimensionanl)

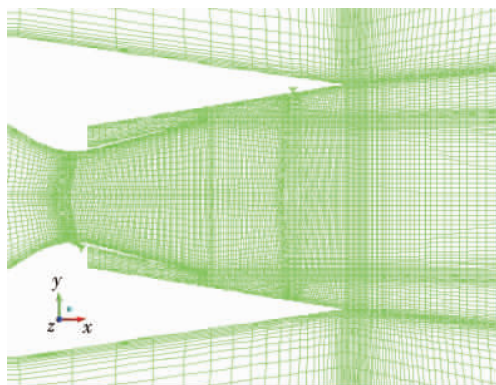


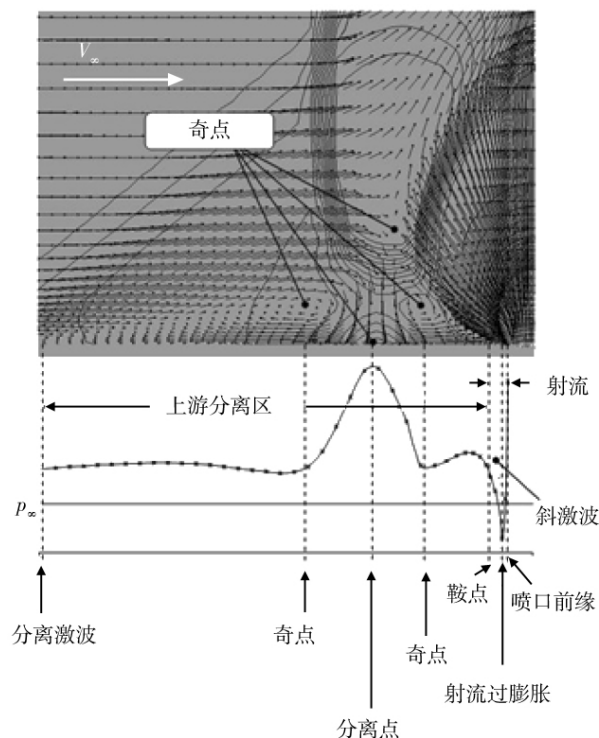
图 7 纵向截面网格

Fig. 7 Grid of longitudinal plane

2 结果讨论

2.1 响应过程流场分析

参考 Dickmann(2007)学位论文第 143 页的对于流动结构与壁面压力分布对应关系的分析方法,如图 8、图 9 所示^[14]. 主要的波系及流动结构包括弓形激波,分离激波,欠膨胀射流形成过程中的马赫盘,桶形激波等都可观察到,射流上游第 1 个壁面压力上升的平台是由于分离激波导致,接着由于分离激波后的漩涡 1 涡心的低压影响,壁面压力稍有下降,之后的壁面滞止点处压力达到峰值,接着由于漩涡 2 的存在而壁面压力稍降.

图 8 上游流动结构与表面压力对应^[14]Fig. 8 Upstream flow structure with surface pressure^[14]

从不同时刻上壁面中心线压力分布及对称面喷嘴口近场流动结构(图 10~图 17)可以看出射流与主流相互作用的过程,可以观察到以下特点(其中压力用环境压力无量纲化,长度用射流喷嘴出口直径无量纲化):

1) 由于高压射流引入,逆压梯度增强,迫使上壁面分离激波向上游移动,而且射流阻碍形成的弓形激波于分离激波合并形成 λ 形激波并继

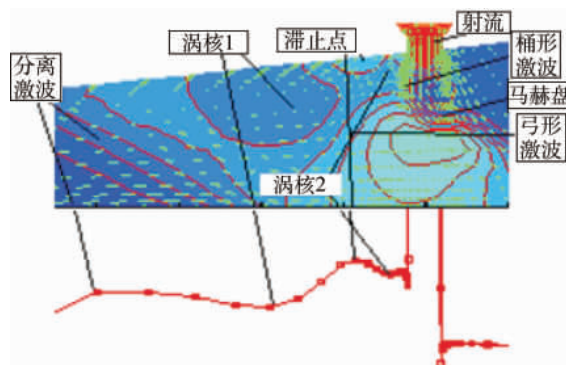


图 9 0.5 ms 射流附近流动结构与壁面压力分布对照

Fig. 9 Flow structure and wall pressure distribution near jet at 0.5 ms

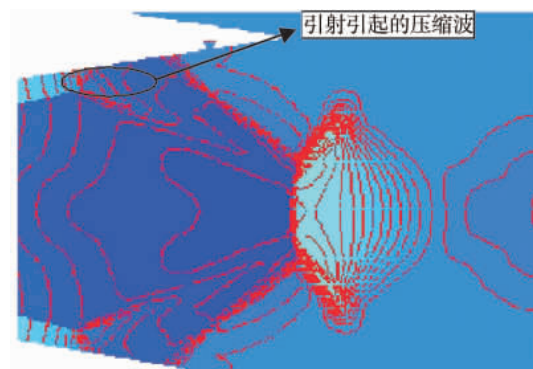


图 10 0 ms 对称面压力云图

Fig. 10 Pressure contour of symmetric plane at 0 ms

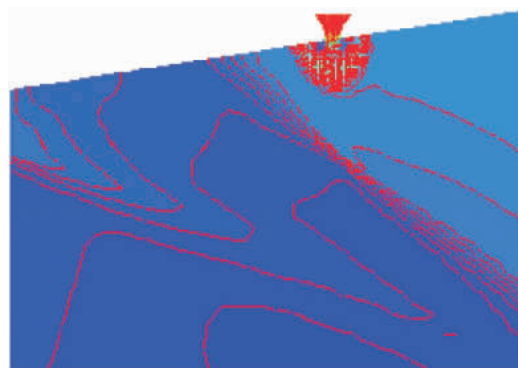


图 11 0.05 ms 对称面压力云图

Fig. 11 Pressure contour of symmetric plane at 0.05 ms

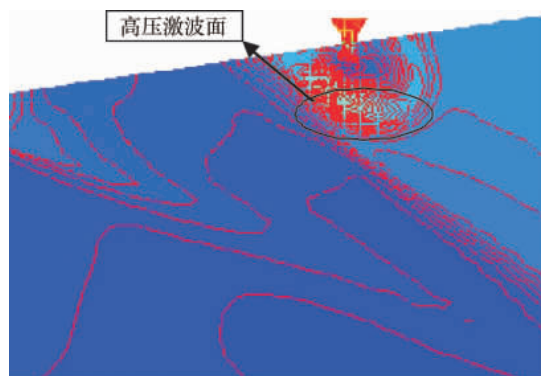


图 12 0.1 ms 对称面压力云图

Fig. 12 Pressure contour of symmetric plane at 0.1 ms

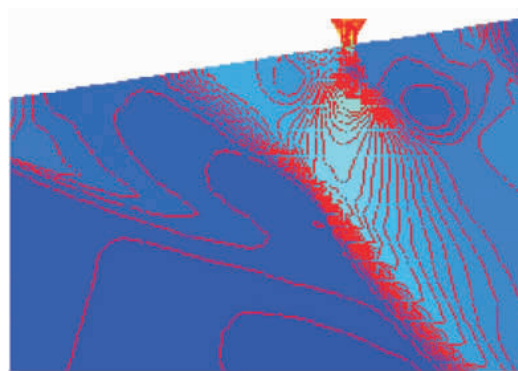


图 15 0.5 ms 对称面压力云图

Fig. 15 Pressure contour of symmetric plane at 0.5 ms

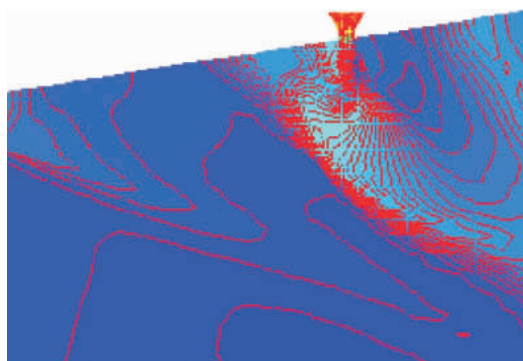


图 13 0.2 ms 对称面压力云图

Fig. 13 Pressure contour of symmetric plane at 0.2 ms

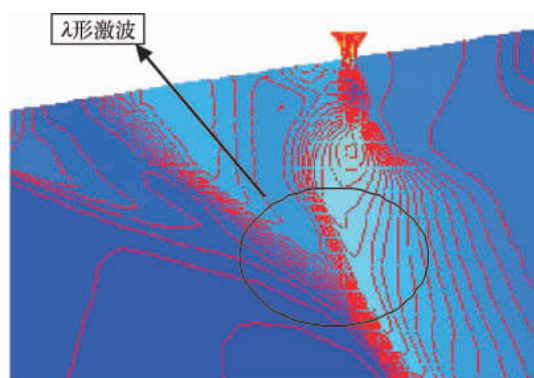


图 16 1 ms 对称面压力云图

Fig. 16 Pressure contour of symmetric plane at 1 ms

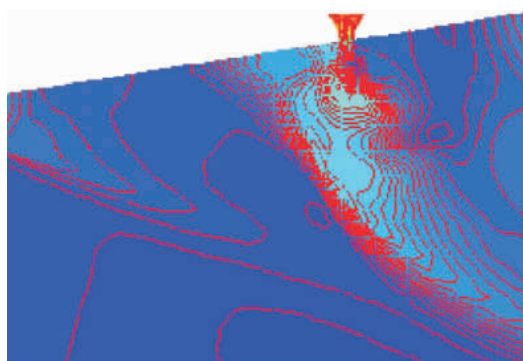


图 14 0.3 ms 对称面压力云图

Fig. 14 Pressure contour of symmetric plane at 0.3 ms

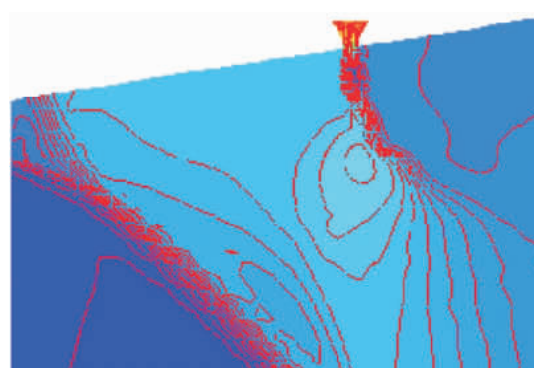


图 17 10 ms 对称面压力云图

Fig. 17 Pressure contour of symmetric plane at 10 ms

续向上游移动,最后与引射流引起的压缩波合并,在壁面压力分布上则体现为上游的压力突跃位置前移,到 10 ms 左右激波位置基本固定,压力平台区逐渐扩大,突跃增量下降。

2) 如图 18 中 2 所示,在 $t=0.1$ ms,在射流喷口边沿出现由上游 2 个涡中间的滞止点对应的第 2 个压力峰值,而且随着时间推移,峰值先变大后

变小(0.2 ms 是达到最大),到 10 ms 时几乎消失,而且随着压力扰动不断向上游传播。

3) 对应于图 19 中的 3 可以清楚看到,喷口下游随着激波面的扩散,自 0.05 ms 出现由于射流的强扰动形成的高压力波峰,并向下游传播,而且从云图和压力分布可以看到强度逐渐衰减,直至传出喷管,而激波后过膨胀区域造成的压力低

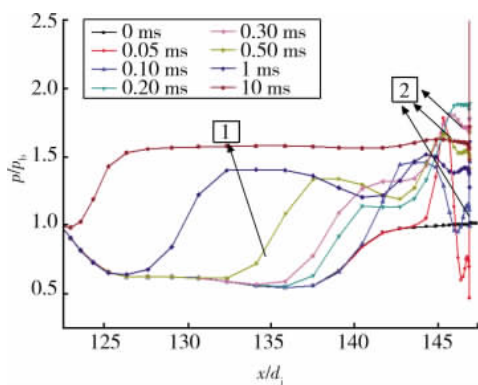


图 18 不同时刻上壁面中心线压力分布(射流上游)

Fig. 18 Up-wall centerline pressure distribution at different times(upstream of jet)

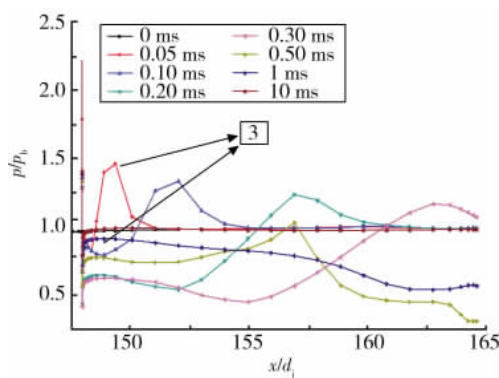


图 19 不同时刻上壁面中心线压力分布(射流下游)

Fig. 19 Up-wall centerline pressure distribution at different times (downstream of jet)

谷也随时间向下游传播,造成在上一时刻(0.05 ms)为压力波峰处,在下一时刻(0.1 ms)变为波谷。

4) 对称面喷管内部主要流动结构,包括弓形激波的形状,位置,射流的波系结构,上下游壁面附近漩涡结构等在 10 ms 左右已基本形成,说明喷管内流场的响应时间在此时间数量级。

2.2 性能参数时间响应过程

2.2.1 性能参数计算公式

理想速度

$$V_i = \sqrt{\frac{2\gamma R}{\gamma - 1} T_i [1 - (p/p_i)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}]} \quad (2)$$

式中 γ 表示比热比, R 表示气体常数,下标 i 表示总参数。

轴向推力

$$F_x = \int_A \rho u^2 + (p - p_a) dA \quad (3)$$

式中 p_a 表示环境压力, A 表示喷管出口截面积。

俯仰力 $F_y = \int_A \rho u v dA \quad (4)$

矢量角 $\alpha = \arctan\left(\frac{F_y}{F_x}\right) \quad (5)$

理想推力

$$F_i = F_{i,\text{main}} + F_{i,\text{ej}} + F_{i,\text{inj}} \quad (6)$$

其中

$$\begin{cases} F_{i,\text{main}} = \dot{m}_{\text{main}} \cdot V_{i,\text{main}} \\ F_{i,\text{ej}} = \dot{m}_{\text{ej}} \cdot V_{i,\text{ej}} \\ F_{i,\text{inj}} = \dot{m}_{\text{inj}} \cdot V_{i,\text{inj}} \end{cases}$$

式中下标 main, ej 和 inj 分别表示主流、引射流和矢量喷注流。

轴向推力系数 $C_f = F_x / F_i \quad (7)$

2.2.2 性能参数响应曲线

1) 喷管出口无量纲流量的时间响应

其中 $\bar{m} = \frac{\dot{m}_p + \dot{m}_{\text{ej}} + \dot{m}_{\text{inj}}}{\dot{m}_{p0}}$, $\dot{m}_{p0}$ 为无射流时主

喷管流量。

从图 20 可以看出由于射流的引入,喷管流量在初始 1 ms 内波动较为剧烈,最大幅值约 7% 基准流量,1 ms 后稳定上升,在 5 ms 时达到峰值之后略有下降,大约 10 ms 后可以认为基本稳定,所以流量相应时间约为 10 ms。

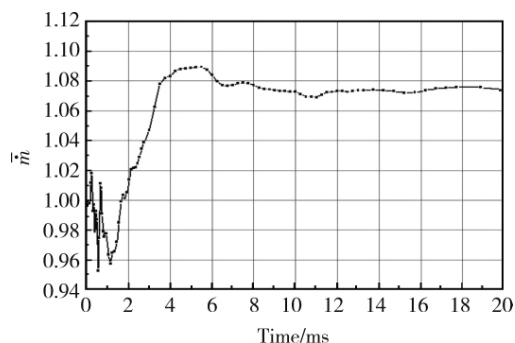


图 20 喷管出口截面无量纲流量的时间相应曲线

Fig. 20 Generalized mass flow time response curve at nozzle exit

2) 推力性能的时间响应

从图 21 可以看出推力系数在初始 1 ms 内波动十分剧烈,在 1 ms 后波动幅度明显减小,并逐渐趋于平稳,约在 8 ms 左右完成响应。

3) 矢量性能的时间响应

从图 22 可以看出矢量角响应过程相对较为平稳,基本单调上升,响应时间约为 12 ms。

从以上性能参数的时间响应可以看出:流体控制矢量喷管射流打开过程的时间响应十分迅速(如果不考虑控制指令和阀门响应时间),几乎是瞬时完成,比机械式矢量喷管快很多。由于性能参

数如轴向推力等均为流场参数的面积积分量,因此可以认为喷管内部的流动结构的响应决定性能参数的响应。

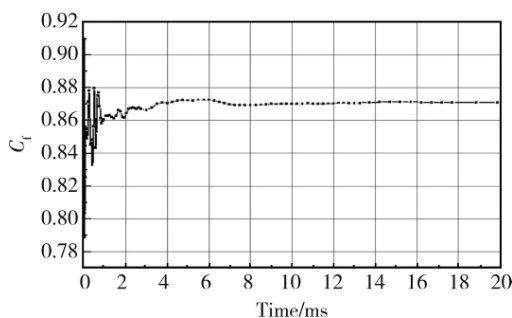


图 21 推力系数的时间相应曲线

Fig. 21 Thrust coefficient time response curve

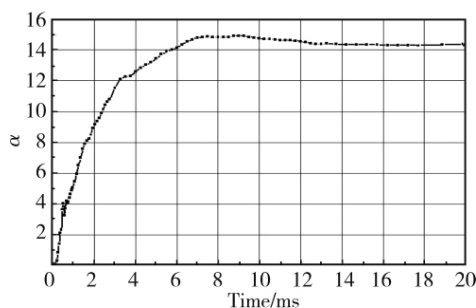


图 22 矢量角的时间相应曲线

Fig. 22 Vector angle time response curve

3 结 论

本文通过对流体控制矢量喷管扩张段注气瞬间打开的过程做了三维非定常数值模拟,得到了关于流动结构和性能参数的结论如下:

1) 得到射流突然打开后,对称面二维波系及漩涡的演化过程,上壁面喷口附近激波和漩涡演化过程可以与上壁面喷口附近压力分布的演化过程相互印证,提供了一种分析流动结构的方法。

2) 响应时间主要有喷管内部干扰流场建立的时间决定,干扰流场结构和性能参数的响应时间在毫秒量级,十分迅速。

本文给出了射流瞬时开启过程的时间响应,可以对进一步研究流体控制矢量喷管的控制特性及规律提供一定的借鉴思路。进一步的研究可以结合整个射流气源的供应,考虑阀门的开启过程,从而考量整个系统响应过程,并结合飞行器结构考虑是否存在结构耦合振动的问题^[15]。

参考文献:

[1] 吴雄. 固体发动机燃气二次喷射理论与试验研究[D].

长沙:国防科技大学,2007.

WU Xiong. Theoretical and experimental research on Hot gas secondary injection for solid rocket motor[D]. Changsha: National University of Defence Technology, 2007. (in Chinese)

- [2] Deere K A. Summary of fluidic thrust vectoring research conducted at NASA Langley Research Center[R]. AIAA-2003-3800, 2003.
- [3] Erdem E, Albayrak K, Tinaztepe H T, et al. Numerical investigation of flowfield inside a conical rocket nozzle in the presence of transverse injection[R]. AIAA-2008-359, 2008.
- [4] Miller D N, Catt J A. Conceptual development of fixed-geometry nozzles using fluidic injection for throat area control[R]. AIAA-1995-2603, 1995.
- [5] Deere K A. PAB3D simulations of a nozzle with fluidic injection for yaw thrust-vector control [R]. AIAA-1998-3254, 1998.
- [6] Patrick J Y, Daniel N M, Ginn K B, et al. Demonstration of fluidic throat skewing for thrust vectoring in structurally fixed nozzles[R]. GT-2000-0013, 2000.
- [7] Anderson C J, Giuliano V J, Wing D J. Investigation of hybrid fluidic mechanical thrust vectoring for fixed exit exhaust nozzles[R]. AIAA-97-36559, 1997.
- [8] Sadiq M U. Performance analysis and flowfield characterization of secondary injection thrust vector control (SITVC) for a 2DCD nozzle[D]. California: University of Southern California, 2007.
- [9] 李杰. 自适应多用途发动机与变循环发动机[J]. 航空制造技术, 2011(21): 38-41.
LI Jie. Adaptive versatile engine and variable cycle engine [J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2011(21): 38-41. (in Chinese)
- [10] ANSYS Incorporate. ANSYS CFX-solver theory guide release 13.0[M]. Pennsylvania: ANSYS Incorporate, 2010.
- [11] DelBello T, Georgiadis N, Yoder D, et al. Computational study of axisymmetric off-design nozzle flows[R]. NASA/TM-2003-212876, 2003.
- [12] Saha S, Chakraborty D. Numerical exploration of starting process in supersonic nozzle [J]. Aeronautical Journal, 2007, 111(1115): 51-58.
- [13] Amann H O. Experimental study of the starting process in reflection nozzle [J]. Physics of Fluids, 1969, 12(5): 150-153.
- [14] Dickmann D A. On the near field mean flow structure of transverse jets issuing into a supersonic freestream[D]. Arlington: The University of Texas, 2007.
- [15] Ostlund J, Damgaard T, Frey M, et al. Side-load phenomena in highly overexpanded rocket nozzles [R]. AIAA-2001-3684, 2001.