

超声速进气道喘振的机理研究

王玉峰, 杨宝娥

(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 应用数值模拟方法对中心锥中心进气混压式进气道的喘振现象进行了研究。在数值计算的基础上, 根据进气道出口截面每个网格点的压力、密度、速度等参数计算了进气道喘振过程中流量系数和总压恢复系数随时间的变化情况。同时给出了在喘振过程中激波振荡的振幅、频率、对应的波系图案。并根据进气道头部分离涡的发展情况以及进气道内通道中状态参数的变化情况对喘振产生的机理进行了分析, 认为进气道头部分离涡对喘振的产生起关键的作用。

关键词: 进气道; 喘振; 分离涡

中图分类号: V211.3

文献标识码: A

文章编号: (2008) 01-0017-06

Study of the buzz mechanism of supersonic inlets

Wang Yufeng, Yang Bao'e

(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: In this paper buzz of a supersonic mixed-compression inlet with conic multi-compression is studied with numerical method. The periodical change of the pressure recovery and mass flow ratio is calculated on the base of the flow field result. The frequency, amplitude and shock wave train of the terminal shock wave oscillation during buzz process were analyzed. The development of the separated eddy on the compression surface works as a critical factor in inlet buzz based on the analysis of inlet flow field and state parameters.

Key words: inlet; buzz ; separate eddy

1 引言

喘振是超声速进气道的一种不稳定工作状

态。这种现象发生在进气道的亚临界工作状态, 表现为进气道通道中的流量和压力发生周期性变化, 结尾正激波作往复运动, 并发出间断性的巨大轰鸣^[1]。由于进气道在喘振过程中, 激波作

收稿日期: 2007-06-26; 修回日期: 2007-11-10。

作者简介: 王玉峰 (1980—), 男, 硕士, 研究领域为发动机系统设计。

低频振荡,造成燃烧室压力和流量的大幅度周期性变化,这种不稳定流动使燃烧室无法正常工作,甚至会造成结构的损坏,因此对进气道喘振的研究是很有必要的。

Oswatitch 早在上世纪 40 年代,就发现超声速进气道的喘振现象,当时没有给出合理解释。之后很多学者对其进行了研究,并提出了几种理论,力图解释这种现象。Goldsmith 给出了单锥进气道模型在喘振过程中激波振荡的振幅、频率、对应的波系图案和进气道的节流特性^[2]。Ferri.A 最早对喘振做出了理论解释,提出了涡流面理论,之后 Trimpi 对其作了补充。为了证实这种解释, Ferri 和 Nucci 对许多进气道进行了试验验证^[3]。Pearce 提出节流特性曲线的斜率准则。认为假如特性曲线上某点斜率大于零并达到相当大时,在该点即使出现微弱扰动也会出现不稳定流动,否则,即使受到同样大的扰动,流动仍维持稳定。Sterbentz 提出一种动力流动分析^[4]。认为给定进气道中产生振荡的频率和波形特性取决于冲压发动机内通道的几何形状,可以把喘振比作共振器。在一个喘振周期内,激波被吸入和推出时,空气被交替压缩和膨胀,这一部分气流可以认为以某种相似于风琴管共振的方式,对发动机系统进行一系列简化后,运用质量守恒关系式,导出一个自由共振微分方程。直接求解方程,将得到的共振频率与试验值比较,两者差别在 15% 以内。

Pong-Jeu Lu 等利用数值方法对 Dailey 类型的喘振开展了研究,并研究了进气道喘振与通道声学特性的关系。计算得到的频率特性与试验结果很接近^[5]。

前人对进气道喘振的研究多采用试验的方法或理论推导的方法。随着 CFD 数值仿真技术的发展,采用数值模拟手段可以既快速又节省地来研究进气道的喘振现象。本文在前人研究的基础上,应用数值方法模拟了中心锥中心进气超声速进气道的喘振现象,研究了喘振时进气道流量系数和总压恢复系数的变化规律,根据进气道入口涡流面的变化情况分析了喘振产生的机理。

2 模拟方法

由于喘振是进气道在稳定亚临界工作状态时,进一步节流造成的。因此,本文对进气道喘振的模拟方法就是对进气道进行过度节流,使进气道由超临界状态跨过亚临界稳定状态直接进入不稳定工作的喘振状态。为实现这一工作状态的转化,通过在超声速进气道的出口设置一个可以前后运动的调节锥。当调节锥静止时,进气道工作在超临界状态,进气道内的流场也处于定常状态。此时,将调节锥向锥尖方向移动对进气道进行节流,当进气道出口通道面积被调节锥堵塞一定程度时,进气道开始进入喘振状态,进气道内部流场也由定常状态变为非定常状态。

3 控制方程与数值方法

采用商业计算软件 CFDRC 进行了模型的生成和数值模拟。计算采用的控制方程在直角坐标系下的积分形式为:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} Q dV + \int_{\partial\Omega} F(Q) \cdot n dS = \int_{\partial\Omega} G(Q) \cdot n dS$$

其中

$$Q = (\rho, \rho u, \rho v, \rho w, \rho e)^T$$

式中, $\partial\Omega$ 为任意控制体 Ω 的外廓; n 为其表面外法线单位矢量; ρ, ρ, u, v, w, e 分别表示流场的压力、密度、沿空间坐标轴方向的速度和单位体积流体的总内能; Q 为解向量; $F(Q)$ 为无粘通量项; $G(Q)$ 为粘性通量项。

方程的空间离散格式采用基于 Roe 近似黎曼求解方法的通量差分格式,时间推进采用隐格式雅克比迭代方法。计算时选用的湍流模型为标准模型。雅克比迭代取 200 步。

4 计算模型与计算网格

采用的计算模型为二维轴对称中心锥中心进气道。进气道超声速段采用两级锥压缩,两级锥

半角分别为 19° 、 25° , 进气道的唇口直径为 380mm。为模拟超声速进气道喘振引发的过程, 在进气道的出口处设置了一个可以前后运动的调节锥。通过改变调节锥的位置来改变进气道出口的阻塞比, 从而达到对进气道进行节流的目的。计算模型见图 1。

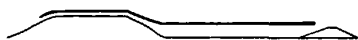


图 1 进气道计算模型

Fig.1 Inlet model

由于研究的计算模型包含进气道和出口调节锥, 并且调节锥与进气道之间存在着相互运动, 此时就要采用动态嵌套网格方法。这种动网格具有网格生成简单, 通过网格的运动即可描述物体的运动等优点。

嵌套网格划分为: 进气道和外流场采用静止的背景网格; 调节锥采用运动的嵌套网格, 该网格固连在调节锥上, 并随其运动。在计算过程中, 重叠的网格之间在每个时刻点都要交换流场信息。由于网格的重叠区在不断地发生变化, 因此在每个时刻点还要进行人工洞边界和内外边界插值单元的搜索。

图 2 中给出了计算模型调节锥处嵌套网格的划分。

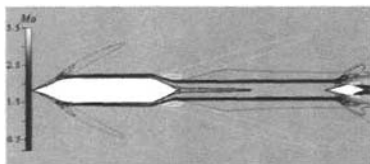


图 2 进气道计算模型调节锥处的嵌套网格

Fig.2 Chimera meshes at inlet regulating cone

5 算例与结果分析

由于模型是轴对称的, 故只计算半模就足够了, 计算域划分的空间计算网格为 89476 个。计算状态为: 来流马赫数 3.0, 静压 35599Pa, 静温 236K。

首先计算的是调节锥在初始位置时的定常流

场情况, 然后在定常流场的基础上计算了调节锥向进气道唇口方向运动的非定常流场。当锥移动到设定位置时停止运动, 由于调节锥的节流作用使结尾激波推出唇口引发喘振, 此时整个流场处于一个自振荡的非定常状态。

以下分别给出了定常状态和非定常状态时流场的计算结果, 并对结果进行了初步的讨论。

5.1 定常流场

计算了上述条件下超声速进气道的定常流场。此时的嵌套网格和背景网格之间没有相对运动, 它们之间的流场信息直接通过插值计算即可。以下给出了调节锥作动前超声速进气道定常状态时的流场情况。

由图 3、4 看出, 由于进气道出口调节锥的节流作用, 使得进气道的结尾正激波稳定在喉道下游附近, 处于超临界状态, 由于结尾正激波与附面层的干扰使该处的气流分离。

在该定常状态下, 计算得到的进气道流量系数和总压恢复系数分别为 0.87 和 0.53。图 5 给出了进气道出口处的马赫数等值线云图。由图可以看出, 调节锥在当前位置时进气道出口与调节锥之间形成了一个喉道, 经过喉道后气流继续膨胀加速。

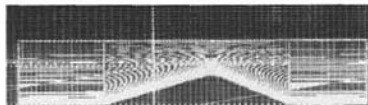


图 3 调节锥动作前定常流场的马赫数等值线图

Fig.3 IsoMach contours for inlet steady flow

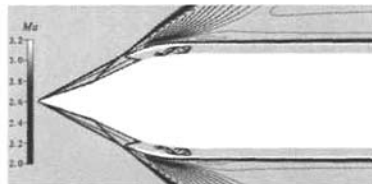


图 4 定常流场进气道马赫数等值线头部放大图

Fig.4 IsoMach contours for inlet steady flow at the head of inlet

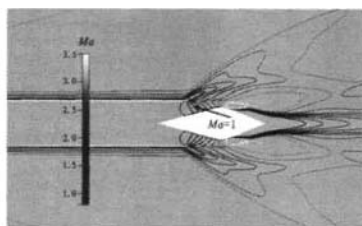


图 5 定常状态进气道出口处的马赫数等值线图

Fig.5 IsoMach contours for inlet steady flow
at the exit of inlet

5.2 非定常流场模拟

在上述定常流场的基础上, 将可调锥前移, 使进气道继续节流。由于出口节流加大, 使得结尾正激波推出唇口引发喘振。图 6 和图 7 分别给出了调节锥作动后进气道出口马赫数等值线云图, 以及进气道喘振时一个振荡周期内结尾正激波的典型位置。

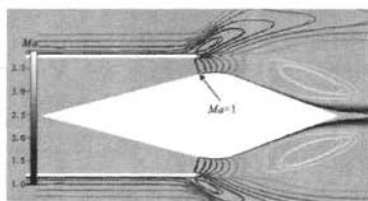
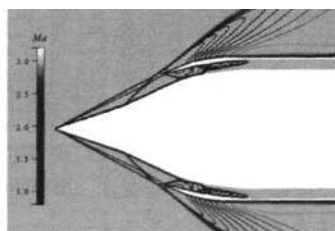


图 6 作动后调节锥处马赫数等值线云图

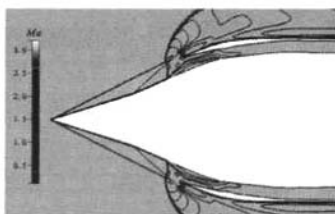
Fig.6 IsoMach contours at the inlet exit
after the cone regulation

比较图 5 与图 6 可以看出: 调节锥作动后, 进气道的出口流通面积减少, 即出口的节流增大。由图 7 可以看出, 由于进气道出口的节流使得激波推出唇口, 并在第二级锥面某处和喉道下游某位置之间规律振荡, 进气道内部的压力和出口流量也随之变化。这种激波的振荡就是喘振。

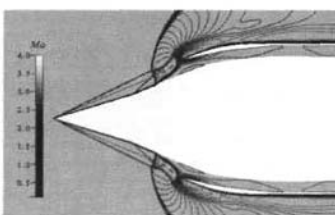
图 8 中给出了 5 个周期内进气道总压恢复系数随时间的变化关系, 图中的 σ 表示总压恢复系数, t 表示时间。



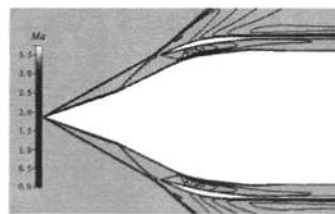
(a) 0T 时刻激波的位置



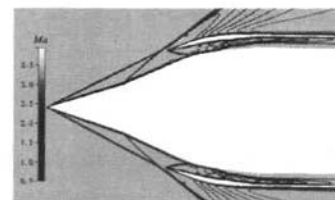
(b) 1/4T 时刻激波位置



(c) 1/2T 时刻激波位置



(d) 3/4T 时刻激波位置



(e) T 时刻激波位置

图 7 在一个喘振周期内激波的不同位置

Fig.7 Different positions of the terminal shock in
an inlet buzz cycle

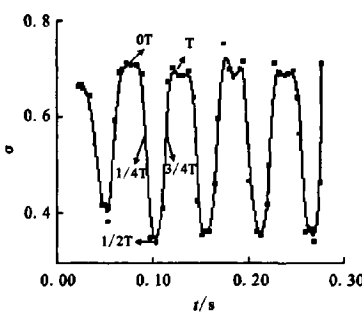


图 8 总压恢复系数随时间的变化关系
Fig.8 Periodical change of the inlet total pressure recovery

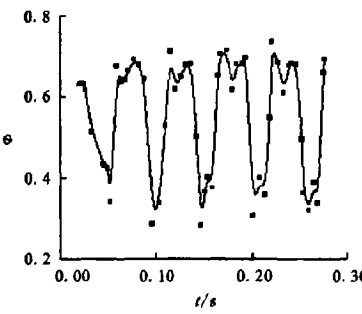


图 9 流量系数随时间的变化关系
Fig.9 Periodical change of the inlet mass flow ratio

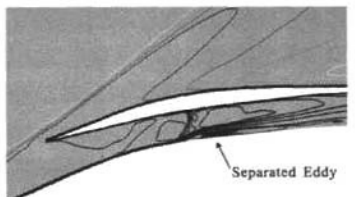
图 9 给出了流量系数随时间的变化关系, 图中的 ϕ 表示流量系数, t 表示时间。

由图 8、9 的计算结果可以看出, 随着激波的运动进气道的总压恢复系数和流量系数随时间大幅度变化, 总压恢复系数和流量系数的变化幅度约为 2 倍, 且呈近似正弦的关系变化。激波振荡的频率约为 20Hz, 为低频振荡。总压恢复系数和流量系数的最大值对应于激波位于进气道喉道下游某处, 最小值对应于激波位于锥面上某处。并且, 在激波运动的第三周期非定常流场趋于稳定。

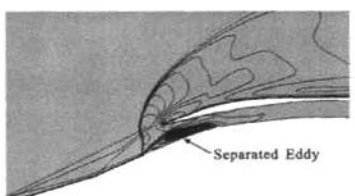
图 10 中比较了上述几个时刻点进气道头部分离涡的变化情况。

由图 10 的计算结果能够看出, 当激波推出时, 分离涡也随之变大。当激波位于最大相位处时分离涡达到最大, 此时涡流面几乎占据了整个

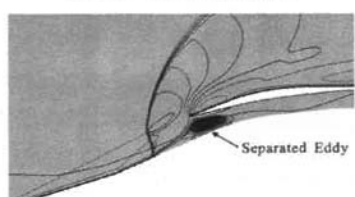
入口。对照图 9 可知, 此时的流量系数为最小。由此可以看出, 进气道的喘振与涡流面的发展是息息相关的。



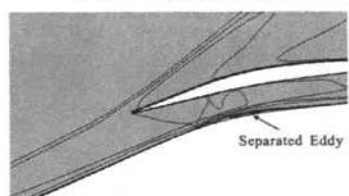
(a) 0T 时刻分离涡的位置



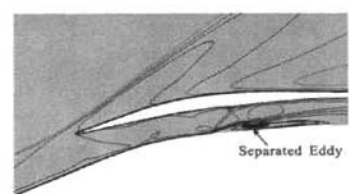
(b) 1/4T 时刻分离涡的位置



(c) 1/2T 时刻分离涡的位置



(d) 3/4T 时刻分离涡的位置



(e) T 时刻分离涡的位置

图 10 一个喘振周期内不同时刻进气道头部分离涡的变化情况

Fig.10 The variation of eddy flow at inlet head in an inlet buzz cycle

当进气锥前移进气道的出口节流增加,使得进气道出口产生瞬间的流量积存,气流受压缩产生一道压缩波。该压缩波沿通道前传,使得通道内的压力升高。由于结尾正激波背压的提高使得激波前移,激波的强度也随之增强。由于激波增强使激波与附面层的相互作用增强。附面层分离区增大,见 10(a)、图 10(c)。由于涡流面的增大,进气道的唇口被涡流面堵塞,进气道的进气量减少,同时分离区下游产生的膨胀波在通道中传播,使进气道内部压力降低,激波又被吞入,涡流面减小,进气道流量增加。但由于节流作用使进气道出口的压缩波前传,如此反复而激起周期性的激波振荡。

6 结 论

(1) 对二维轴对称中心进气道的喘振进行了基于 N-S 方程的数值模拟。计算结果给出了超声速进气道喘振时结尾正激波运动情况,以及进气道流量系数和总压恢复系数随时间的变化趋势。

(2) 由数值模拟结果可以看出,超声速进气道的喘振与进气道头部涡流面的发展和气体的压缩性相关。

(3) 通过数值方法可以模拟超声速进气道喘振的过程,为研究喘振产生的机理提供了一个新的途径。

参考文献:

- [1] 刘兴洲. 飞航导弹动力装置(上)[M]. 北京: 宇航出版社, 1992.
- [2] Goldsmith E L. Shock Oscillation Ahead of Centrebody Intakes at Supersonic Speed[R]. AIAA1952-2477.
- [3] Sterbentz W H. Criteria for Prediction and Control of Ramjet Flow Pulsation[R]. NASA TN 1955-3506.
- [4] Pong Jeu Lu, Ling Tzong Jain. Numerical Investigation of Inlet Buzz Flow[J]. Journal of Propulsion and Power, 1998, 14(1): 90-100.

(编辑: 马 杰)

(上接第 16 页)

(2) 凹腔中的燃料主要是通过主流区进入的, 剪切层再附底面位置比较靠后, 所以决定了凹腔内的燃料分布状况, 燃料主要集中在凹腔后部, 同时通过回流的作用向前壁处输运, 但是凹腔前部处于贫油状态, 火焰主要集中在凹腔中后区, 并且火焰能够由后向前传播。

(3) 凹腔在前壁、底面、后壁辅加燃料喷注, 能够增加凹腔中的燃料含量, 增强燃烧放热效果, 其中前壁、底面辅加燃料喷注效果不明显, 后壁辅加燃料喷注能够很好的起到增强燃烧室燃烧的效果。

(4) 在凹腔上游喷注燃料的同时, 应该寻求最佳的辅助燃料喷注方式, 提高凹腔的稳焰效果, 如本文提出的后壁喷注方式, 对于更复杂的喷注方式应进一步研究。

参考文献:

- [1] Habeeb K M, Kurian J. Cavity Aided Mixing Enhancement of Supersonic Streams[R]. ISAB 2001-1189.
- [2] Adela Ben Yakar, Ronald K Hanson. Cavity Flame Holders for Ignition and Flame Stabilization in Scramjet: Review and Experimental Study[R]. AIAA 98-3122.
- [3] Owens M G, Tehrani S, Segal C. Flame Holding Configurations for Combustion in Mach 1.8 Air-Flow [J]. Journal of Propulsion and Power, 1998, 14 (4): 301-313.
- [4] 杜炜强, 吴宝元. 带不同长度凹腔超声速燃烧数值模拟[J]. 火箭推进, 2005, 31(4): 26-29.
- [5] 李丽, 叶中元, 刘兴洲. 壁龛稳焰超声速燃烧室流场的数值模拟[J]. 推进技术, 2003, 24(6): 521-523.
- [6] 胡欲立. 超声速燃烧的实验研究与数值模拟 [D]. 西安: 西北工业大学, 1995.
- [7] 黄生洪, 徐胜利, 刘小勇. 煤油超燃冲压发动机两相流场数值模拟[J]. 推进技术, 2005, 26(1): 10-15.

(编辑: 马 杰)