

冲压发动机燃烧室压力脉动 对进气道的影响分析

王玉峰, 郭 斌, 吴宝元
(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 冲压发动机燃烧室燃烧时产生的振荡会以声波的形式对进气道结尾激波产生干扰。本研究采用数值方法模拟了不同燃烧室压力脉动频率和振幅对进气道工作状态的影响情况。计算模型为轴对称混压式进气道, 控制方程采用雷诺平均 N-S 方程, 湍流模型为标准 $k-\varepsilon$ 模型。求解时时间推进采用二阶隐式格式, 空间离散采用 AUSM 格式。计算结果表明, 燃烧室压力振荡频率越大进气道结尾激波运动幅度越小, 而振荡幅值越大进气道结尾激波的运动幅度越大。

关键词: 进气道; 燃烧室; 压力振荡

中图分类号: V434

文献标识码: A

文章编号: (2010) 03-0028-05

Effect of ramjet engine chamber pressure oscillation on the inlet work performance

Wang Yufeng, Guo Bin, Wu Baoyuan
(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: Pressure oscillations induced in ramjet combustion chamber may influence the inlet terminal shockwave. This paper describes numerical simulations of interactions between shockwave and acoustic wave at different oscillation amplitudes and frequencies. The AUSM scheme is used in finite volume method to solve unsteady Navier-Stokes equations. The results show that the response of the terminal shockwave increases with amplitude increasing of the imposed disturbance, but decreases with the frequency increasing.

Key words: inlet; combustion chamber; pressure oscillations

收稿日期: 2010-01-05; 修回日期: 2010-03-05。

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

0 引言

冲压发动机进气道与燃烧室的协调工作特性是发动机设计时需要考虑的一个重要因素。冲压发动机进气道的功能是为燃烧室提供一定流量的、总压较高、品质较好的空气。进气道的性能或出口流场品质都会在一定程度上影响发动机性能和燃烧室工作,而燃烧室由于燃烧产生的纵向振荡也会以声波的形式在进气道通道内传播。当声波与激波相遇时,会使得进气道结尾激波前后移动,如果移动距离较大则可能导致进气道结尾激波推出唇口,引发喘振。为尽可能降低这种振荡带来的危害,在发动机设计时一般会留有一定的裕度,但 this 方法是建立在牺牲一定发动机性能的基础上的,余量是否能够满足要求也需要进行大量的地面试验。为了较为满意地预测余量的大小,需要全面了解燃烧室纵向压力振荡产生的声波与进气道结尾激波的相互干扰特性。

早在上世纪50年代,国外学者就进行了一系列带有激波的进气道非定常流动试验和数值研究。M Sajben, T J Bogar 和 J C Kroutil 对超声速扩压器的简化模型进行了受迫振动的试验研究。该试验采用拉瓦尔喷管来代替扩压器,在喷管出口用一个随时间转动的阻塞装置来模拟燃烧室压力振荡产生的扰动。通过该试验研究了结尾激波和声波的相互干扰以及在不同激波强度下的振动频率。T Hsieh, T J Bogar 和 T J Coakley 对上述简化模型进行试验和基于 N-S 方程的数值研究,但与上述试验不同的是本次试验出口没有给定压力脉动,而是给定出口压力。试验和计算发现,即使没有出口的压力扰动,整个流场也处于振荡状态,即自激振荡。通过比较计算和试验的结果,给出了振荡频率,并发现振荡与分离涡的产生、发展和脱落有关。

Culick 和 Rogers 采用小扰动方法对进气道内激波与声波的相互干扰进行了理论分析。给出了激波与声波相互作用的计算模型,这种模型可以预测受迫振动下激波的位移。T J Bogar, M Sajben 和 J C Kroutil 将进气道作为一个声腔,认

为进气道中的纵向声波振动与进气道长度有关,并给出了预测振荡频率的简单关系式,但这种关系式仅能用于弱激波情况。

前人对自激振荡的研究都是采用简化的拉瓦尔喷管模型,这种模型只能模拟超声速情况下的振动情况;并且这种模型不能考虑正激波前气流参数对振荡情况的影响,这与实际使用的进气道有较大的差别。本研究采用非定常计算方法模拟了不同振幅和频率下燃烧室压力脉动进气道内结尾激波串的影响,以及激波的振荡对进气道出口流场的影响。

1 控制方程与数值方法

计算采用的控制方程在直角坐标系下的积分形式为:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} Q dV + \int_{\partial\Omega} \vec{F}(Q) \cdot \vec{n} dS = \int_{\partial\Omega} \vec{G}(Q) \cdot \vec{n} dS \quad (1)$$

$$Q = (\rho, \rho u, \rho v, \rho w, \rho e)^T \quad (2)$$

式中, $\partial\Omega$ 为任意控制体 Ω 的外廓, \vec{n} 为其表面外法线单位矢量。 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, $\vec{F}(Q)$ 为无粘通量项, $\vec{G}(Q)$ 为粘性通量项。

方程的空间离散格式采用 AUSM 格式,时间推进采用二阶精度的隐式格式。计算时选用的湍流模型为标准 $k-\varepsilon$ 模型,内迭代取 200 步。

2 计算模型与边界条件

本研究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。

图 1 给出了计算模型的计算网格划分、计算时刻划分的区域。在进气道入口外流边界采用压力远场条件,进气道出口采用压力出口,对称轴采用轴对称条件,进气道壁面采用无滑移壁面条件。



图1 进气道计算模型网格划分
Fig.1 Inlet computation domain

3 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，计算域共划分的空间计算网格为 90856 个。计算状态为：来流马赫数 3.2，静压 35599Pa，静温 236K。

首先计算的是进气道出口压力给定时的定常流场，然后在定常流场的基础上将出口压力按给定规律进行变化，计算了由于出口压力变化引起的进气道内流场随时间的变化过程。进气道出口压力的变化规律为给定幅值和频率的正弦波。

以下分别给出了进气道定常流场和非定常流场的计算结果，并对结果进行了初步的讨论。

3.1 定常流场

本节计算了上述条件下超声速进气道的定常流场。计算时给定进气道出口压比为 20。图 2 中给出了进气道头部的压力等值线分布图，图 3 给出了进气道头部唇口以后上壁面压力分布。

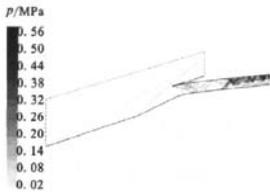


图2 定常状态下进气道头部压力等值线分布
Fig.2 Pressure contours for the inlet steady flow

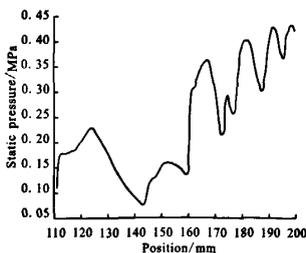


图3 进气道头部上壁面压力分布

Fig.3 Pressure contours for steady flow on top wall of the inlet

由图 2、3 能够看出，当出口压比为 20 时，进气道工作在超临界状态，结尾激波串较长，第一道结尾激波位于 160mm 处。超声速来流经两级锥面压缩后进入唇口，在唇口处形成一道斜激波。该斜激波经过几次反射后与喉道下游结尾激波串相交。

3.2 振荡频率对进气道工作状态的影响

在上述定常流场的基础上，分别计算了振幅为 5%，频率 160Hz 及振幅 10%，频率 2000Hz 两种情况下进气道结尾激波的响应情况。

图 4 给出了按振幅 5%，频率 160Hz 振荡时，进气道出口压力随时间的变化。

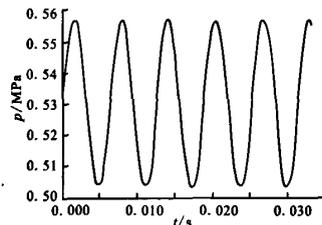


图4 振幅 5%、频率 160Hz 时进气道出口截面压力随时间的变化

Fig.4 Inlet exit plane pressure variation with time

为清楚描述进气道内激波运动情况，在定常状态计算的激波位置处设置了截面 A，约 166mm 处。图 5 给出了 A 截面平均压力随时间变化曲线。

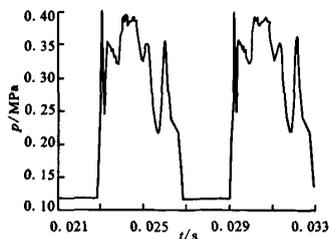


图5 A 截面平均压力随时间的变化

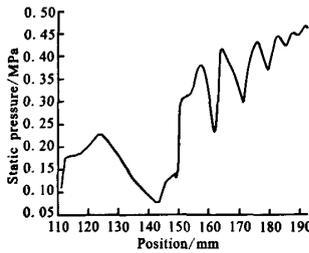
Fig.5 Pressure variation of A section with time

由图 5 的压力曲线可以看出，进气道结尾激波受进气道出口扰动波的影响而前后移动，其振荡频率与出口给定条件相同。由于结尾激波串较长，截面 A 位于激波串中间，因此当激波运动的同时，激波串又与声波相互干扰就产生了图 5 中的波峰形式。

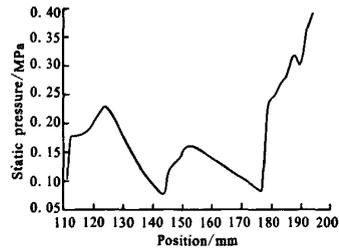
图 6 给出了一个振荡周期内进气道头部上壁面压力随时间的变化。由图 6 看出, 结尾正激波在 150mm~180mm 之间变化。相对于定常状态的激波位置, 当激波振荡时前移距离为 10mm, 而后移距离为 20mm。激波前移距离短而后移距离长可能与激波所在位置的型面有关。稳态时激波所处的位置正好处于喉道的下游, 激波后为直段, 激波前为扩张段, 因此对于同样的压力变化在直段中的移动距离大而在扩张段中的移动距离

小。因此, 相对于稳态位置激波串前移的距离短而后移的距离长。图 7 给出了进气道出口压力按频率 2000Hz, 振幅 10% 振荡时, 进气道结尾激波随时间的变化。

比较图 6 和图 7 可以看出, 当进气道出口压力振荡频率增大后进气道结尾激波串振荡幅度减小, 其最大移动距离只有 2mm。也就是说, 燃烧室产生的高频振荡对进气道工作状态影响较小, 而低频振荡对进气道的工作状态影响较大。



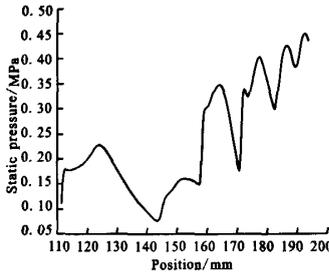
(a) $t=0.02472s$ 时的上壁面压力分布(最小位移)



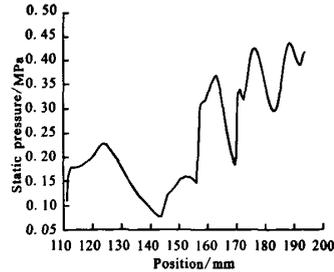
(b) $t=0.0275s$ 时的上壁面压力分布(最大位移)

图 6 在一个振荡周期内进气道上壁面压力分布

Fig.6 Top wall pressure distribution within one cycle of oscillation



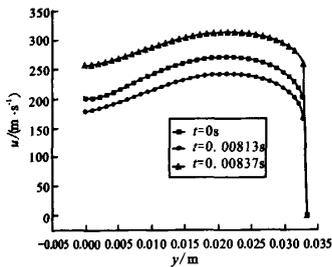
(a) $t=0.00813s$ 时的上壁面压力分布(最大位移)



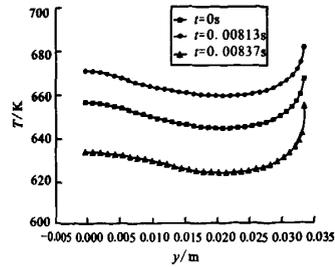
(b) $t=0.00837s$ 时的上壁面压力分布(最小位移)

图 7 振幅 10%、频率 2000Hz 时不同时刻的进气道上壁面压力分布

Fig.7 Top wall pressure distribution for amplitude at 10% and frequency at 2000Hz



(a) 不同时刻出口截面速度沿径向分布曲线



(b) 不同时刻出口截面温度沿径向分布曲线

图 8 不同时刻出口截面速度和温度沿径向分布曲线

Fig.8 Exit plane temperature and velocity distribution at different time

进气道出口参数的品质对燃烧室有很大的影响,图8给出了当进气道出口压力按频率2000Hz,振幅10%振荡时不同时刻点进气道出口速度和温度场的比较。

当进气道出口压力脉动幅度较大时出口速度场和温度场相对于稳定状态也有较大变化。在激波运动最大和最小位移处,相对于稳态情况,出口截面的速度脉动幅度约为2%,温度的脉动幅度约为3%。但比较不同时刻出口截面速度和温度曲线可以看出,压力脉动虽然影响了温度和速度的大小,但对截面上的温度分布没有影响。

3.3 振幅对进气道工作状态的影响

本节在3.1节定常流场的基础上,使进气道出口压力以160Hz,10%的振幅进行正弦振荡。图9给出了进气道头部的激波位置。

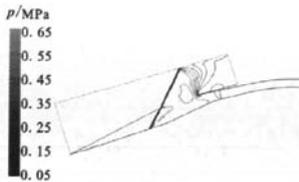


图9 振幅10%、频率160Hz时进气道头部压力等值线分布图

Fig.9 Inlet pressure contours for amplitude at 10% and frequency at 160Hz

比较图9与图2可以看出,当振荡幅值加大后,进气道的结尾激波移动幅度加大,激波被推出唇口。

4 结论

通过上述计算分析,可以得出以下结论:

(1) 燃烧室的低频压力脉动对进气道的影响更大;

(2) 燃烧室的压力脉动频率很高时,对进气道的结尾激波几乎没有影响,但会影响进气道出口的温度和速度场;

(3) 燃烧室的压力脉动引起的进气道结尾激波前后移动距离与进气道型面有关;

(4) 振幅越大,进气道结尾激波的移动幅度也越大。

参考文献:

- [1] Hankey W L, Shang J S. Analysis of Self-excited Oscillations in Fluid Flows[R]. AIAA 80-1346.
- [2] Sajben M, Bogar T J, Kroutil J C. Forced Oscillation Experiments in Supercritical Diffuser Flows[J]. AIAA Journal 1984, 22(4): 465-474.
- [3] Hsieh T, Bogar T J, Coakley T J. Numerical Simulation and Comparison with Experiment for Self-Excited Oscillations in a Diffuser Flow[R]. AIAA 85-1475.
- [4] Jong Y Oh, Fuhua Ma, Shih-Yang Hsieh, Yang Vigor. Interactions Between Shock and Acoustic Waves in a Supersonic Inlet Diffuser [J]. Journal of Propulsion and Power. 2005, 21(3): 486-495.
- [5] Robert D Blevins. Flow-induced Vibration [M]. Van Nostrand Reinhold Company, 1977.
- [6] Newsome R W. Numerical Simulation of Near-Critical and Unsteady, Subcritical Inlet Flow [J]. AIAA Journal, 1984, 22(10): 1375-1379.
- [7] Bogar T J, Sajben M, Kroutil J C. Characteristic Frequencies of Transonic Diffuser Flow Oscillations[J]. AIAA Journal, 1983, 21(9): 1232-1240.
- [8] 王玉峰, 杨宝娥. 超声速进气道喘振的机理研究[J]. 火箭推进, 2008, 34(1): 21-26.
- [9] 张蒙正. 液体火箭发动机燃烧不稳定性试验研究简述[J]. 火箭推进, 2005, 31(6): 16-22.

(编辑: 陈红霞)