

冲压发动机助推段压强振荡现象数值分析*

李 强, 刘佩进, 李 江, 何国强

(西北工业大学 航天学院, 陕西 西安 710072)

摘 要: 为了揭示串连式冲压发动机飞行助推段进气道和补燃室内压强振荡产生的机理, 针对冲压发动机的助推段开展了进气道和补燃室内流动的大涡模拟, 获得了进气道和补燃室内压强振荡的频率和振幅, 并和飞行实验数据进行了对比。结果表明, 在助推段串连式冲压发动机进气道和补燃室内发生的压强振荡现象属于典型的整体模式不稳定现象; 助推飞行马赫数、飞行高度的变化对整体模式不稳定现象压强振荡的频率和振幅影响不大。

关键词: 冲压发动机; 压强振荡; 整体模式不稳定; 大涡模拟

中图分类号: V235.21 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2008) 06-0673-04

Numerical simulation of boosting stage pressure oscillation in ram jet

LI Qiang LU Pei-jin LI Jiang HE Guo-qiang

(Coll. of Astronautics, Northwestern Polytechnical Univ., Xi'an 710072, China)

Abstract Aiming at discovering the mechanism of pressure oscillation in serial layout ram jet inlet and chamber, large eddy simulation was carried out and pressure oscillation frequency and amplitude were obtained. Comparison were made between the experimental and numerical results. It was shown that in boosting stage, the pressure oscillation in the inlet and chamber of serial layout ram jet is the typical bulk mode instability. The flight velocity and altitude have little effect on the oscillation frequency.

Key words Ram jet engine; Pressure oscillation; Bulk mode instability; Large eddy simulation

1 引 言

冲压发动机的优势在于构造简单、重量轻、体积小、推重比大、成本低, 因此常用于导弹等低成本或一次性的飞行器。但冲压发动机不能在地面静止情况下启动, 通常的解决方法是增加一个助推器, 使飞行器获得一定的飞行速度, 然后再启动冲压发动机工作^[1]。在串联式助推方案中, 冲压喷管出口被助推连接机构全部或部分地堵住, 此时进气道入口如何处理就成为一个重要的问题, 一种方法是在助推段将进气道入口采用堵盖封住, 在转级时再将堵盖打开, 但这样需要额外的活动机构和控制系统; 另外一种处理方法是使进气道入口一直处于打开状态, 这样在助推段进气道和补燃室将串联形成一个空腔, 虽然这种方式结构简单, 但可能造成补燃室内压强过高并可能出现压强振荡现象, 诱发整弹的机械共振, 使弹载计算

机和导航设备工作失效。

目前, 对冲压发动机内不稳定现象的研究主要集中在补燃室内的燃烧不稳定现象, 而对助推段可能出现的不稳定现象研究很少, Yang^[2]详细研究了液体火箭冲压发动机内的燃烧不稳定现象, 建立了稳定性的一维分析模型, 并开展了三维数值分析, 研究结果认为诱发补燃室内压强振荡现象的主要原因是突扩型燃烧室内涡旋的周期性形成与脱落, 并可以通过调整燃料喷射直径和喷射位置进行抑制; Menon^[3]研究了轴对称冲压发动机内低频压力振荡和大尺度涡之间的相互作用, 结果表明, 在台阶状壁面附近, 下游的扰动可能会和台阶发生作用, 并影响台阶下游剪切层的分离; 周红梅、于胜春^[4, 5]等采用大涡模拟方法分析了冲压发动机燃烧室内湍流涡的产生、发展、脱落与破碎过程, 总结了导致压强振荡的有关因素, 并分析了影响振荡频率和幅值的主要因素。

* 收稿日期: 2007-09-26 修订日期: 2007-11-26

基金项目: 国家自然科学基金 (10602047)。

作者简介: 李 强 (1976—), 男, 博士, 副教授, 研究领域为航空宇航推进理论与科学。

本文对采用串联式助推方案的冲压发动机在飞行实验助推段中出现的进气道和补燃室内的压强振荡现象开展了数值模拟,并根据计算结果详细分析了进气道和补燃室内压强振荡现象发生的机理和振荡模式,为发动机设计提供理论指导。

2 数学模型和数值方法

数值计算采用目前进行流动和燃烧不稳定过程数值模拟使用最为广泛大涡模拟方法^[6],考虑气体的可压缩效应,采用闸式滤波函数对可压 N-S 方程进行滤波后,其表达式为

$$\begin{aligned} \frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial (\rho \mathbf{u}_i)}{\partial x_i} &= 0 \\ \frac{\partial (\rho \mathbf{u}_i)}{\partial t} + \frac{\partial (\rho \mathbf{u}_i \mathbf{u}_j)}{\partial x_j} + \frac{\partial p}{\partial x_i} &= \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} - \frac{\partial}{\partial x_i} [\rho (u_i u_j - \mathbf{u}_i \mathbf{u}_j)] \\ \frac{\partial \rho E}{\partial t} + \frac{\partial (\rho \mathbf{u}_i (E + p))}{\partial x_i} &= \\ \frac{\partial (\rho \mathbf{u}_i \tau_{ij})}{\partial x_j} - \frac{\partial q_i}{\partial x_i} - \frac{\partial}{\partial x_i} [\rho (u_i E - \mathbf{u}_i E)] & \end{aligned} \quad (1)$$

式中 ρ, p, E 分别为流体的密度、压强和比内能, u_i 为 i 方向 ($i = 1, 2, 3$) 速度分量, q_i 为 i 方向热通量, τ_{ij} 为应力张量, $\bar{f}$ 表示变量 f 的 Favre 平均, $\tilde{f}$ 表示对变量 f 滤波的结果

$$\tilde{f}(x, t) = \int_{-\infty}^{+\infty} F_{LES}(r) f(x - r, t) dr \quad (2)$$

F_{LES} 为滤波函数,在本文采用闸式滤波函数。计算中采用 Smagorinsky^[7] 模型对以上方程进行封闭。

对以上控制方程的数值求解,在时间方向采用了四阶 Runge-Kutta 方法,在空间采用 Lax-Wendroff 格式进行离散。

3 计算结果及分析

针对采用串联式助推方案的冲压发动机在助推段中出现的不稳定现象开展了数值分析,其中冲压喷管出口被助推连接机构完全堵塞。计算条件如下:助推飞行马赫数 $1.6 Ma$, 来流空气静温 268.4 K , 静压 87.5 kPa 飞行攻角 0° 。利用发动机结构的对称性,只针对整个结构的 $1/4$ 开展了计算,网格剖分采用非结构化四面体网格,网格总数为 55.2 万。

由于只关心在准稳态条件下进气道和补燃室内压强随时间的变化情况,所以计算中先在给定的来流条件下进行稳态流场计算,待稳态计算收敛后再采用稳态计算结果作为非稳态计算的初值开展大涡模拟。

计算中对发动机进气道和补燃室内的多个位置上的压强进行了采集,在计算结束后根据流场的特点,取其中 9 个点上的压强采集数据进行分析,这 9 个点的分布情况如下:在进气道入口处正激波前取压强采样点 p_0 在进气道内沿流向等间距分布压强采样点 $p_1 \sim p_4$ 其中 p_1 和 p_3 两点位于进气道横截面中心点处, p_2 和 p_4 两点位于进气道侧壁面附近 1 mm 处;在补燃室内沿流向等间距分布压强采样点 $p_5 \sim p_8$ 其中 p_5 和 p_7 两点位于补燃室横截面中心点处, p_6 和 p_8 两点位于补燃室侧壁面附近 1 mm 处。计算中在大涡模拟开始 0.05 s 后每隔 $1.0 \times 10^{-5} \text{ s}$ 进行一次数据记录,并以该时间点作为计算结果的零时刻,这样可以在一定程度上排除了流场初值对计算结果的影响。计算结果如下:

图 1 给出了采用稳态计算结果中当地压强值进行无量纲化后 p_0 点处压强随时间的变化曲线,其中横向坐标为时间 (单位: s),纵向坐标为无量纲化的压强。可以看出, p_0 点压强随时间没有明显的变化,其主要原因是该点处于进气道入口位置形成的激波前的超声速气流中,进气道和补燃室内的流动不会对该点上流场参数的变化造成任何影响。

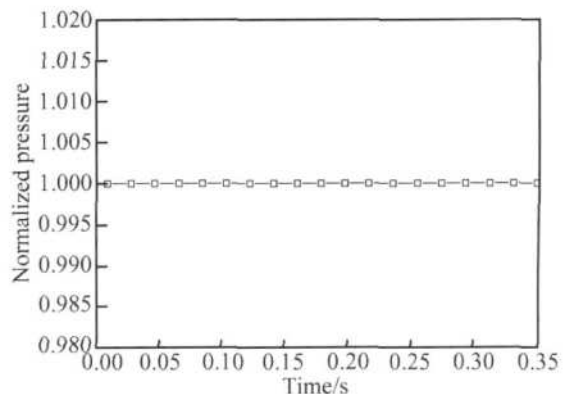


Fig. 1 Evolution of the pressure on point p_0

图 2 和图 3 分别给出了以稳态计算结果中进气道和补燃室的平均压强为无量纲因子进行无量纲化后不同点上压强随时间的变化曲线及其傅立叶频谱分析结果,其中横向坐标分别为时间 (单位: s) 和压强振荡的频率 (单位: Hz),纵向坐标分别为无量纲化的压强及其振幅。可以看出,在进气道和补燃室内的不同点上,无量纲化压强随时间的变化过程和正弦曲线的形状很接近;在相同时刻,进气道内无量纲压强的分析结果表明压强存在频率为 15.2 Hz 振幅为 20.9% 的振荡现象,补燃室内无量纲压强的分析结果

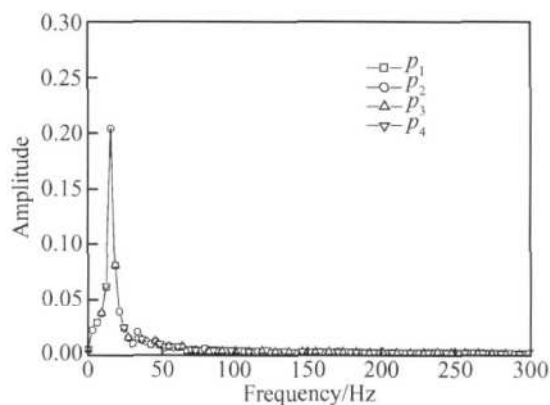
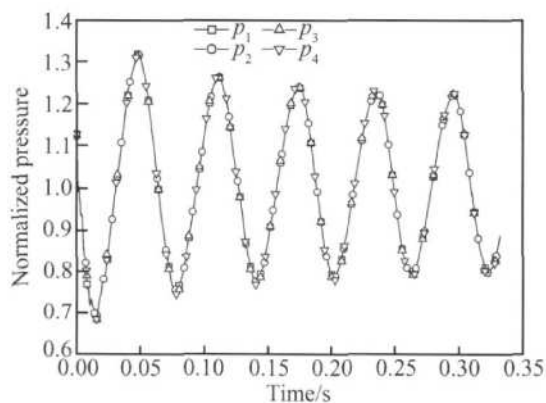


Fig. 2 Evolution of the pressure on different points in inlet and its FFT

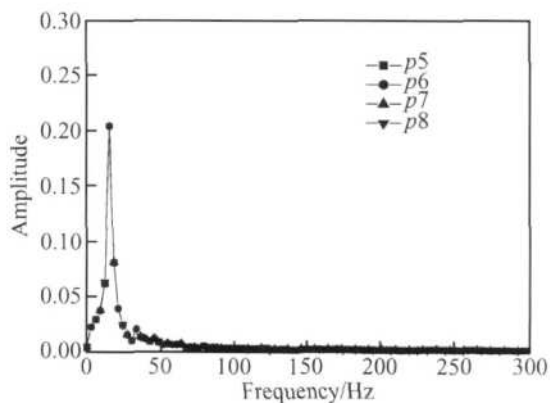
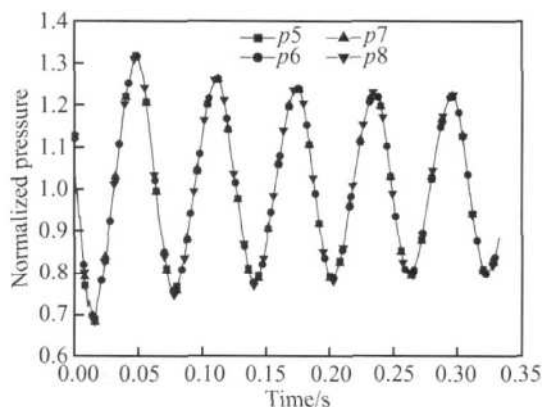


Fig. 3 Evolution of the pressure on different points in chamber and its FFT

表明压强存在频率为 15.2 Hz 振幅为 21.1% 的振荡现象,而发动机的飞行实验数据分析结果表明压强振荡的频率为 16.8 Hz 振幅约为 20% ,计算结果和实验结果吻合较好。

从不同点上无量纲压强随时间的变化曲线可以看出,在进气道和补燃室内不同采样点上压强随时间的变化具有完全相同的振型和振幅,压强变化曲线十分规则,和正弦波曲线十分接近,不同点上压强的变化过程没有相位差。

图 4 和图 5 分别给出了 $t = 0.05\text{ s}$ 和 $t = 0.25\text{ s}$ 两个时刻进气道和补燃室内沿流向中心线及其无量纲长度 0.5 处沿径向无量纲压强分布曲线,其中采用的无量纲化因子是对应时刻进气道和补燃室的平均压强。可以看出,不同时刻,在进气道和补燃室内不同方向上,无量纲压强分布的差别很小,最大值和最小值的差小于对应时刻进气道和燃烧室平均压的 1% ,这说明在进气道和补燃室内压强分布没有空间梯度。

通过以上的计算结果可以看出,在发动机的助推段飞行过程中,发动机进气道和补燃室内存在一定频率的压强振荡,该压强振荡的频率较低,振幅较大;不同采样点上压强随时间的变化具有完全相同的振型,

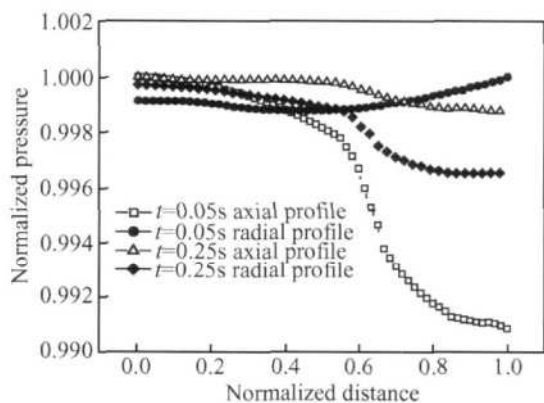


Fig. 4 Pressure distributions in different directions in inlet

波动比较规则,压强随时间的变化曲线和正弦波曲线十分接近;进气道和补燃室内同一时刻不同点上压强的变化过程相位相同,压强振荡的振幅处处相等;整个计算区域内没有空间压强梯度,这些都是整体模式振荡^[8] (bulk mode instability) 的特点,由此判定在进气道和补燃室内存在的是整体模式的不稳定现象,又称亥姆赫兹不稳定现象。

针对其它三个不同助推马赫数的计算结果如下:助推马赫数为 1.8 时,压强振荡的频率为 15.2 Hz 振

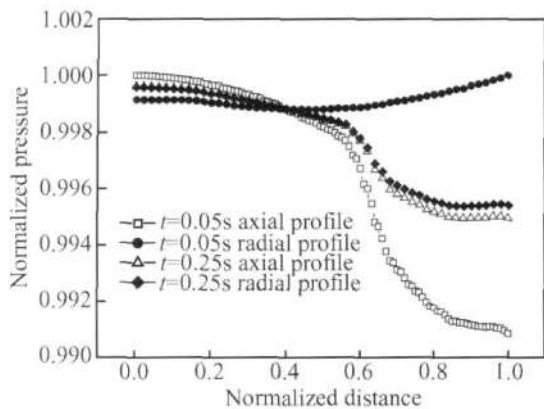


Fig. 5 Pressure distributions in different directions in chamber

幅为 21%; 助推马赫数为 2.2 时, 压强振荡的频率为 16.9 Hz, 振幅为 27%; 助推马赫数为 2.4 时, 压强振荡的频率为 19.2 Hz, 振幅为 20%, 结果分析表明这三种助推飞行马赫数下进气道和补燃室内压强振荡的特征和马赫数为 1.6 条件下的特征完全相同, 发生的压强振荡现象也都属于整体模式的不稳定现象。

影响整体模式的不稳定现象压强振荡频率的决定性因素是空腔的几何结构和空腔内小扰动的传播速度, 这两个因素共同决定了扰动波的传播周期, 而在低马赫飞行过程中, 一方面进气道和补燃室内气体温度变化不大, 另一方面扰动波的传播速度和气体温度的平方根成正比, 所以如果发动机在助推段发生了整体模式的不稳定现象, 助推马赫数的变化对压强振荡频率的影响不大。

在以上的计算中, 没有考虑压强振荡现象和发动机壳体之间的耦合作用, 但对所计算的问题, 发动机壳体在压强振荡作用下的几何变形对空腔结构的影响可以忽略不计, 所以不会对压强振荡的频率产生明显的影响, 直接可能影响到的是计算结果中压强振荡的幅度, 由于发动机壳体, 特别是软质的绝热材料会对压强振荡的能量可能有一定的吸收作用, 这可能导致实验结果中的压强振荡频率比计算结果偏小。

4 结 论

本文对采用串联式助推方案的冲压发动机在实

验助推段中出现的进气道和补燃室内的压强振荡现象开展了数值模拟, 主要结论如下:

(1) 采用 Smagorinsky 模型进行亚格子湍流模型封闭的大涡模拟方法可以较准确地预估冲压发动机内的整体模式不稳定现象;

(2) 助推段在发动机进气道和补燃室内发生的压强振荡现象属于典型的整体模式的不稳定现象;

(3) 助推马赫数的变化对整体模式不稳定现象压强振荡频率的影响不大;

(4) 发动机壳体, 特别是软质的绝热材料不会影响到压强振荡的频率, 但对压强振荡的能量可能有一定的吸收作用, 影响压强振荡的振幅。

参考文献:

- [1] 谷良贤. 整体式冲压发动机导弹总体一体化设计 [D]. 西安: 西北工业大学, 2002
- [2] Vigor Yang. Pressure oscillation in liquid fueled ram jet engines [D]. University of Caltech, 1984
- [3] Menon S. Numerical simulation of oscillatory cold flows in an axis-symmetric ram jet combustor [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1990, 6(5): 525~534
- [4] 周红梅, 于胜春. 冲压发动机燃烧室内的压强振荡研究 [J]. *飞航导弹*, 2006 (4).
- [5] 于胜春, 周红梅. 突扩燃烧室低频压力振荡的大涡模拟 [J]. *海军航空工程学院学报*, 2006 (5).
- [6] Poinot T, Veynante D. Theoretical and numerical combustion [M]. Edwards R T Publishing House, 2001.
- [7] Smagorinsky J, Manabe S, Holloway S. General circulation experiments with the primitive equations [II]. *Mon. Weather Rev.*, 1963, 91(3): 99~164
- [8] 谢蔚民. 固体火箭发动机不稳定燃烧 [M]. 西安: 西北工业大学出版社, 1984

(编辑: 梅 瑛)