

单边膨胀喷管移动板的流固耦合研究

郭 帅, 徐惊雷, 顾 瑞

(南京航空航天大学 能源与动力学院 江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016)

摘 要: 验证了基于 CFD/CSD(计算流体动力学/计算结构动力学)的串行双向耦合算法的准确性,并针对单边膨胀喷管上膨胀面末端的移动板可调方案,研究了不同移动板长度(150,180 mm)与厚度(5,7 mm)下的流固耦合响应.计算结果表明:流固耦合引起的振动会造成喷管气动参数的波动,移动板长度为 180 mm 时,达到稳定后,与常规不计流固耦合的情况相比,喷管升力下降 1.38%,冷热态俯仰力矩差增加 16.9%;移动板厚度相同时(5 mm),较短移动板的气动性能较差,但动态性能较好:升力减小 9.9%,而响应时间缩短 44.7%;当移动板长度相同时(180 mm),较厚的移动板同时拥有好的气动与动态特性:稳态时升力提高 0.98%,冷热态俯仰力矩差减小 10.5%,且响应时间减小 40.4%.

关 键 词: 流固耦合; 计算流体动力学/计算结构动力学串行双向耦合; 单边膨胀喷管; 几何调节; 动态响应

中图分类号: V231.3 文献标志码: A

Fluid-structure interaction study of single expansion
ramp nozzle with slide tail plate

GUO Shuai, XU Jing-lei, GU Rui

(Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,
College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The present research focused on fluid-structure interaction effects on an adjustable single expansion ramp nozzle (SERN) of scramjet engine. Firstly, the accuracy of the serially coupled procedure of computational fluid dynamics/computational structure dynamics (CFD/CSD) was validated. Then, the numerical procedure was adopted to investigate the interaction between the slide tail plate (mounted at the end of SERN upper ramp) and the surrounding flow-field. The plate's vibrations and aerodynamic performances with different slide tail plate lengths (150 mm, 180 mm) and thicknesses (5 mm, 7 mm) were obtained. The numerical results indicate that, for the slide tail plate length of 180 mm, the lift is reduced by 1.38%, and the pitch moment difference between the states of engine start and unstart is increased by 16.9% when steady state is reached. Under the same slide tail plate thickness (5 mm), shorter slide tail plate possesses lower aerodynamic performance (with a decrease of 9.9% in lift) and better dynamic characteristic (with a decrease of 44.7% in response time). Under the same slide tail plate length (180 mm), better aerodynamic and dynamic performances can be achieved when the slide tail plate thickness is increased, namely, the lift is increased by 0.98%, the pitch moment difference is decreased by 10.5%, and the response time is reduced by 40.4%.

Key words: fluid-structure interaction; computational fluid dynamics/computational structure dynamics(CFD/CSD) serially coupled procedure; single expansion ramp nozzle (SERN); geometry adjustment; dynamic responses

对于高超声速飞行器而言,由飞行器机体/推进系统一体化设计而形成的单边膨胀喷管(SERN)^[1]是超燃冲压发动机推力的主要产生部件,同时由于几何结构的不对称,还产生了飞行器的部分升力及俯仰力矩^[2]. 超燃冲压发动机工作范围十分宽广,在燃烧室点火前后,即对应喷管处于冷热态时,由于喷管进口气流的参数变化剧烈、气流的膨胀程度不同,会产生较大的冷热态俯仰力矩差,这对飞行器的姿态控制带来了较大的困难. 为了实现有效减小飞行器的冷、热态俯仰力矩差的目的,冷态时在 SERN 上膨胀面末端增加一个移动平移动板^[3],利用出口气流在上膨胀面与移动板交界处产生的斜激波,增大作用在移动板下表面的压力,同时由于移动板距飞行器俯仰力矩中心较远,因此将显著增加冷态时的俯仰力矩,从而达到减小冷热态俯仰力矩差的目的.

但移动板处于恶劣的工作条件下,由于斜激波的作用,导致作用在移动板上的压力差较大,不可避免地会造成移动板的振动及变形,此时再将其视为刚体有可能会造成较大的误差. 而且移动板的振动一方面会造成气动参数的周期性波动,对整体俯仰力矩配平和飞行器控制造成不良影响;另一方面,振动也会使得结构承受周期性变化的应力,相应地产生交变应变,长期运行势必造成结构的疲劳. 因此,从流固耦合的角度入手,分析移动板与喷管内、外流之间的相互作用是十分必要的.

从目前研究流固耦合问题的数值方法来看,串行双向的松耦合数值算法因具有能整合成熟的 CFD/CSD 算法、求解较为简单、计算资源消耗少等优点,备受研究人员的青睐^[4-7]. 本文采用基于 MPCCI(mesh-based parallel code coupling interface)的串行双向松耦合算法,并利用其作为 CFD 软件 FLUENT 与 CSD 软件 ABAQUS 的数据交换平台,首先完成了超声速条件下算法精度的校核,然后以超燃冲压发动机尾喷管上膨胀面移动板为研究对象,通过细致的二维非定常模拟,研究了不同几何调节位置下移动板的流固耦合动态响应过程,分析了喷管推力、升力、俯仰力矩的波动情况,并研究了移动板厚度对流固耦合系统的

影响.

1 流固耦合算法校核

1.1 耦合方法

在流固耦合算法上,采用经典的串行双向算法^[8],算法简图如图 1 所示(图中 U 为节点位移, P 为节点作用力, W 为流场求解参数,下标 n 代表时刻). 在两场交界面上相互传递的物理量为作用力与节点位移.

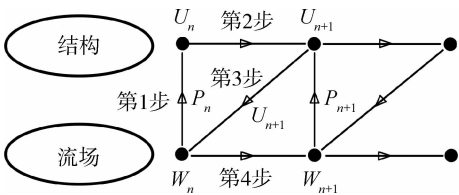


图 1 串行双向耦合算法简图
Fig. 1 Serially coupled procedure

在两场计算与数据交换方面,分别采用 FLUENT 与 ABAQUS 作为流场与结构场的求解器,将 MPCCI 作为流场与结构场计算的数据交换平台. 在耦合求解之前,为提高计算效率,先获得流场在给定边界条件下的稳态解. 开始耦合计算后,FLUENT 将初始时刻的壁面作用力传递给 ABAQUS,ABAQUS 计算相应的节点位移,并传回给 FLUENT,作为 FLUENT 移动边界的依据,这时 FLUENT 将时间步推进到下一时刻,完成下一个时刻的流动模拟. 而后的耦合计算则按照图 1 所示的算法步骤进行. 在两场的交界处,采用桶式预接触搜索算法匹配网格,同时按目标单元形函数完成从源节点到目标节点之间的数据映射^[9]. 对于守恒量如作用力,插值保持耦合界面交换的数据量总和相等^[9].

1.2 流固耦合算法校核

本文选取二维超声速壁板颤振^[10]问题作为校核算例,对上文所述的耦合算法的计算精度进行验证. 图 2 给出了壁板颤振的示意,壁板两端固支,其余部分能自由振动. 均匀无黏来流水平流过壁板,壁板上部承受流体作用的压力 p ,下部为静止空气,压力为 p_∞ . 壁板沿流向长度为 L ;厚度为

$h; \rho_s, \mu, E$ 分别表示壁板材料的密度、泊松比与弹性模量. 流场方面, $p_\infty, \rho_\infty, Ma_\infty$ 分别表示自由来流的压力、密度与马赫数, 取气体的比热比 γ 为 1.4, 流场与壁板参数分别总结于表 1 与表 2 中.

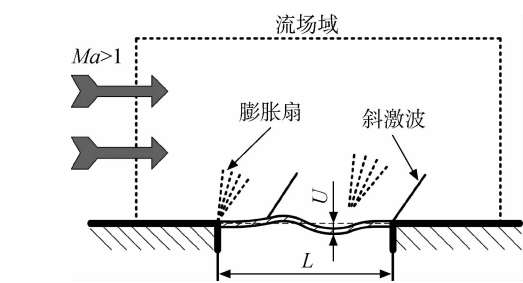


图 2 算例描述
Fig. 2 Description of test model

表 1 流场参数

Table 1 Fluid properties

p_∞ / Pa	ρ_∞ / (kg/m ³)	γ
861	0.3	1.4

表 2 结构参数

Table 2 Solid properties

L / m	h / mm	ρ_s / (kg/m ³)	E / MPa	μ
2	10	2710	388.81	0.4

在自由来流的作用下, 壁板的波动会引起其表面激波膨胀波的交替转换, 变化的气动载荷反过来又会影响壁板的振动形态, 这是一个典型的自激振动现象^[11]. 控制自由来流的压力与密度不变, 当来流马赫数不断增大时, 壁板的自激振动将由振幅衰减模式变为发散模式. 而当壁板恰好维持等幅振动时, 其所对应的马赫数即为壁板颤振的临界马赫数. 该临界马赫数的求解可以分别从频域与时域上进行^[12], 通过对比两者的计算结果, 可以达到验证算法准确性的目的. 由文献[13]给出的频域计算方法, 并结合上文所述的流场与壁板参数, 可求得此时的临界马赫数为 2.292.

在时域上求解时, 流场计算网格与壁板计算模型分别如图 3、图 4 所示. 设置壁板的初始扰动为 $u_0 = -\sin(2x/L \cdot \pi)$, 坐标原点取在壁板中心处. 壁板上壁面为流固耦合界面, 其上均匀分布有 9 个表征壁板振动的特征点, 从特征点的振动情况中可以推断整个壁板的动态响应状态.

图 5(a)~图 5(d) 给出了不同来流马赫数下壁板各特征点的位移时间曲线.

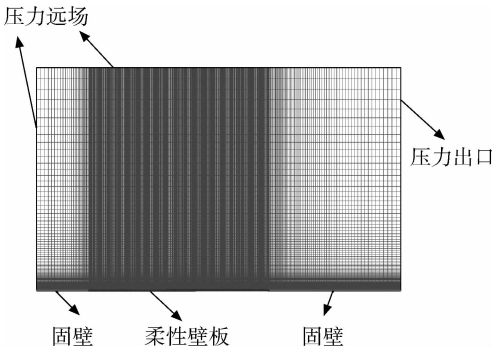


图 3 流场计算网格
Fig. 3 Computational grid for the fluid

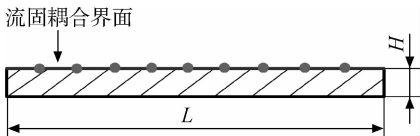
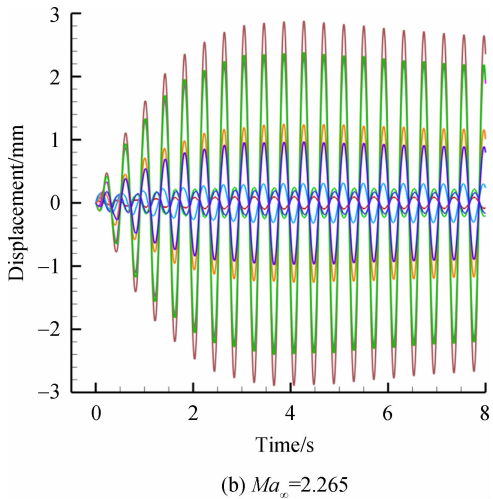
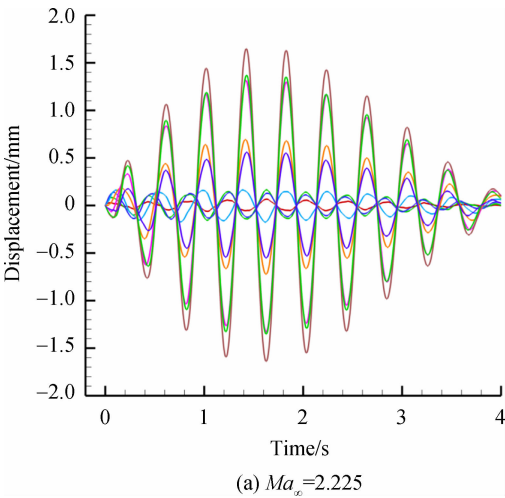


图 4 壁板模型
Fig. 4 Panel model



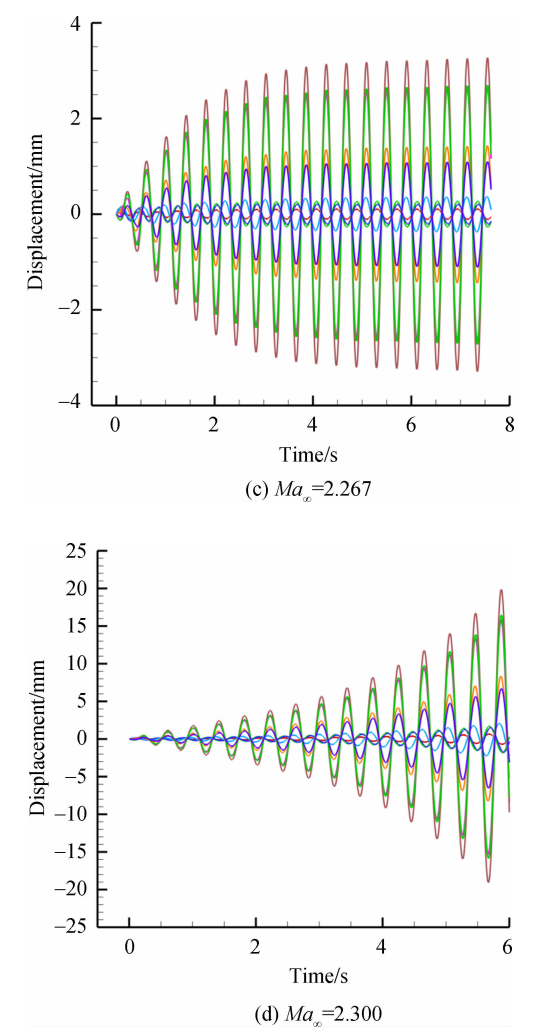


图 5 不同来流马赫数下壁板特征点的位移时间曲线

Fig. 5 Panel deflection in distributed points in various Mach numbers

从图 5 中可以看出,当 $Ma_{\infty}=2.267$ 时,壁板维持等幅振动,达到临界状态.因此,采用该耦合算法计算不同来流条件下壁板的动态响应,得到的临界马赫数 $Ma_{cr}=2.267$,与频域计算结果 $Ma_{cr}=2.292$ 吻合较好.表 3 总结了部分文献中采用相同方式校核耦合算法精度的结果.

表 3 临界马赫数结果对比

Table 3 Comparison of Ma_{cr} results

计算结果	Ma_{cr}	
	频域解	时域解
文献[14]	2.270	2.23
文献[13]	2.265	2.275
文献[15]	1.980	2.095
本文	2.292	2.267

2 移动板的流固耦合模型

2.1 流场与结构计算模型

图 6 为单边膨胀喷管移动板的流固耦合计算模型.移动板内流为喷管排气主流,外流为自由来流,在内外流的压差作用下,移动板将出现振动现象,本文针对该流固耦合系统的动态响应过程展开研究.所选取的喷管模型为无侧向膨胀的简单单边膨胀喷管,进口处的宽高比为 $5:1$;考虑到实际应用中简单、快速可调的要求,移动板采用平移板结构,因而具有一定的工程应用背景,且简单的结构也有利于突出流固耦合的主要问题.

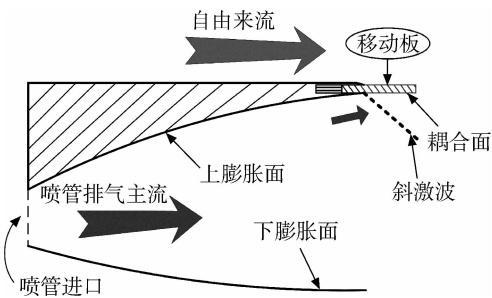


图 6 流固耦合计算模型

Fig. 6 Illustration of fluid-structure interaction computational model

考虑到流动的三维效应不显著,且移动板为简单平移动板结构,移动板沿展向受力均匀,因此二维的流固耦合分析可以在一定程度上反映三维的实际情况.

图 7 为喷管尺寸简图.喷管进口高 H ,出口高度及喷管总长均以进口高度无量纲化处理.计算时取飞行器的飞行马赫数为 6.5 ,发动机尚未点火,喷管处于冷态工况下,此时喷管的工作落压比(nozzle pressure ratio, NPR)为 219.35 ,处于欠膨胀状态.

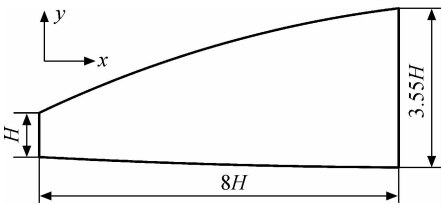


图 7 喷管结构简图

Fig. 7 Structure schematic of nozzle

图 8 给出了流场计算的边界条件及网格划分情况.计算时取壁面为无滑移的绝热边界,采用理

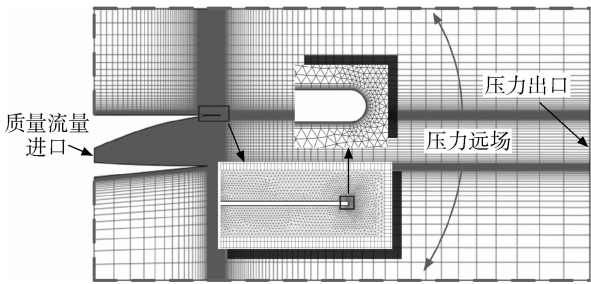


图 8 流场计算网格

Fig. 8 Computational grid for the fluid

想气体状态方程描述热物理参数,选用变比热模型,动力黏度 μ 由 Sutherland 公式确定,取气体的 $Pr=0.71$,并由此确定气体的导热系数.

考虑到流固耦合模拟需要处理动态边界问题,因此在移动板附近划分的是非结构网格,以适应耦合边界的变形;同时为了准确捕捉边界层流动,在紧贴移动板壁面处划分了边界层网格.流场计算时,通过动网格技术使贴壁的边界层网格始终随壁面共同运动,而网格的光顺与重构则发生在非结构网格区域.

流场求解的是基于 ALE (Arbitrary Lagrange-Euler)坐标系的雷诺平均 N-S 方程^[16],空间离散采用二阶迎风格式,其中无黏通量采用 Roe’s FDS 格式离散.湍流模型选为 SST $k-\omega$ 两方程模型,网格划分时保证壁面的 y^+ 在 1 的量级.所计算的喷管工作在冷态情况,在给定的落压比与面积膨胀比下,喷管处于欠膨胀状态.计算采用非定常模型,时间步长取为 3×10^{-5} s.

移动板结构计算模型如图 9 所示(图中 L_s 为移动板长度).本文计算的是移动板长度分别为 180 mm 与 150 mm 时的流固耦合响应过程.延伸移动板厚度取为 5 mm,沿 z 向的宽度为 1 m,前端圆角半径为厚度的一半.图 9 中的 tip 点为定义的特征点,用来表征移动板的振动情况.有限元分析选用平面应变单元,移动板左端根部固支,结构动态响应采用 Newmark 方法对控制方程进行时间推进^[17].

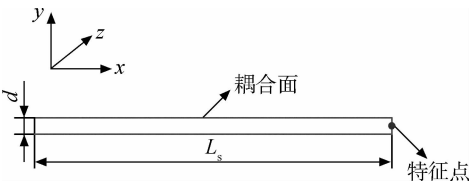


图 9 移动板结构计算模型

移动板选用 AISI321 材料,具体物性参数总结于表 4 中.同时假设了移动板的 Rayleigh 阻尼形式^[18],并取阻尼比为 0.01.

表 4 材料属性
Table 4 Plate properties

E/MPa	μ	$\rho/(\text{kg}/\text{m}^3)$
206 000	0.3	8 030

2.2 数值计算的准确性分析

为完成网格无关性分析,选取移动板长度为 180 mm 时的情况进行稳态流场的计算.考虑到移动板耦合面上所受的升力对流固耦合模拟准确性的影响较大,且在耦合区附近划分的是非结构网格,因此需要重点关注移动板壁面受力计算结果的准确性.在基准网格的基础上另设置一套更密的网格,两套网格参数总结于表 5 中.其中: C 表示壁面第 1 层网格高度; $C_{\max}$ 表示移动板上切向最大网格尺寸; S_q 为结构网格总数; S_t 为非结构网格总数; F_y 为移动板所受的升力.

表 5 网格参数及移动板升力
Table 5 Mesh resolution and corresponding lift

网格疏密	C/mm	$C_{\max}/\text{mm}$	S_q	S_t	F_y/N
基准	0.08	3.5	44 290	2 728	3 505
密	0.04	2	70 430	4 384	3 508

从表 5 中可以看出,两套网格计算得到的移动板升力误差在 0.1% 以内.图 10 给出了两套不同的网格得到的喷管上下壁面压力分布情况,横坐标(L^*)为无量纲长度(参考长度取为喷管总长),纵坐标(p/p_b)为无量纲压力,参考压力为环境背压.由图可以看出,两套网格的计算结果几乎

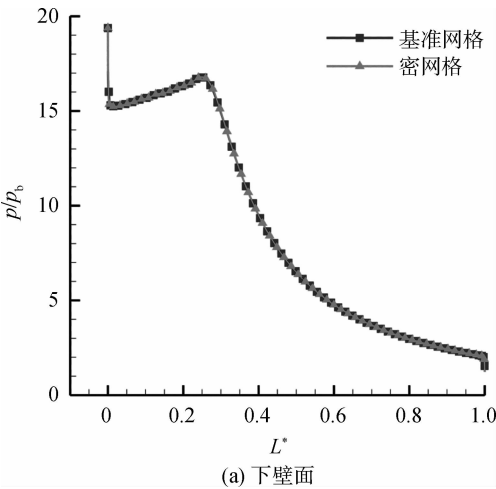


Fig. 9 Slide tail plate structure calculation model

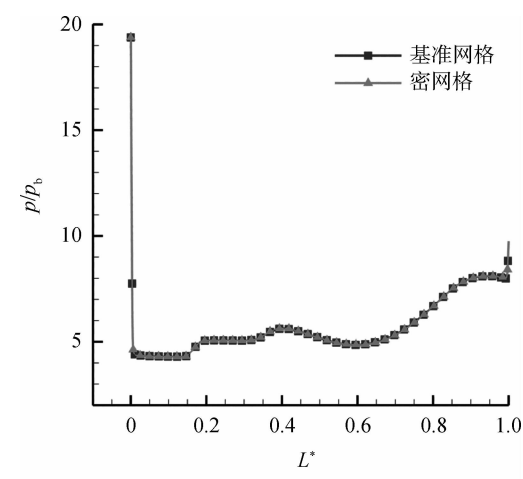


图 10 不同网格计算得到的壁面压力分布
Fig. 10 Pressure distribution of nozzle wall in different mesh

重合,因此基准网格已能满足计算要求。

选择合适的计算时间步长对流固耦合模拟的准确性有较大的影响^[19]. 本文以移动板长度为 180 mm 时的情况为例,在基准时间步长外另设一组更小的时间步长,模拟了移动板在排气尾流与外流作用下的流固耦合响应. 图 11 给出了不同时间步下移动板 tip 点的振动情况,可以看出,两种情况下,Tip 点的振动时程曲线重合,从而说明基准时间步长已能够捕捉流固耦合过程中的细节.

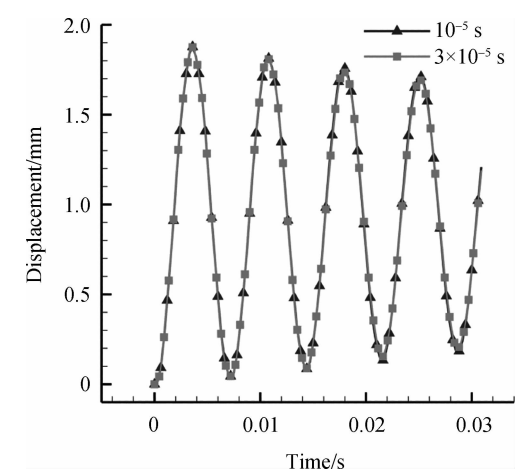


图 11 不同时间步下移动板的动态响应
Fig. 11 Dynamic responses of slide tail plate in different time step size

3 计算结果与分析

3.1 移动板长度为 180 mm 时的动态响应

首先分析移动板长度为 180 mm 的情况. 图

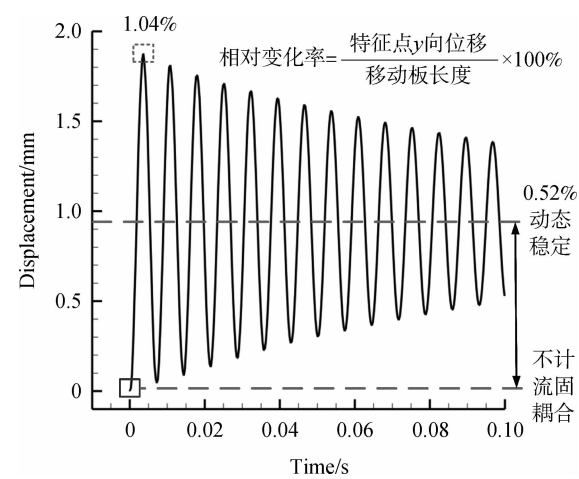


图 12 移动板的位移-时间曲线
Fig. 12 Displacements of tip-point on slide tail plate

12 给出了 tip 点的位移时程曲线. 在内外流的耦合作用下,移动板出现了小幅振动现象,最大振幅为 1.88 mm,占移动板总长的 1.04%. 由于阻尼所引入的耗能机制,使得移动板的振幅呈现出明显的衰减趋势. 内流压力相比外流总是更占优势,因此振动的平衡位置偏向上,约为 0.94 mm. 根据振幅的衰减规律,在 0.47 s 后振幅小于平衡位置 y 向位移的 5%,系统达到动态稳定的状态.

图 13(a)~图 13(c)为移动板在某一振动周期内,分别处于最小位置、中间位置、最大位置时的压力等值线图.

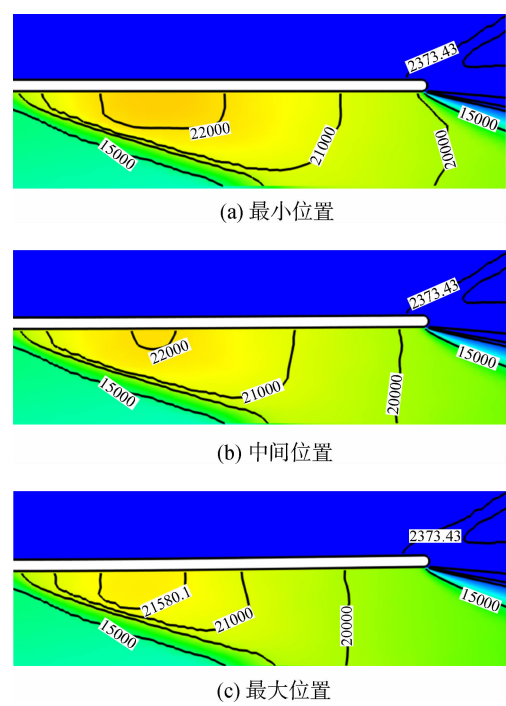
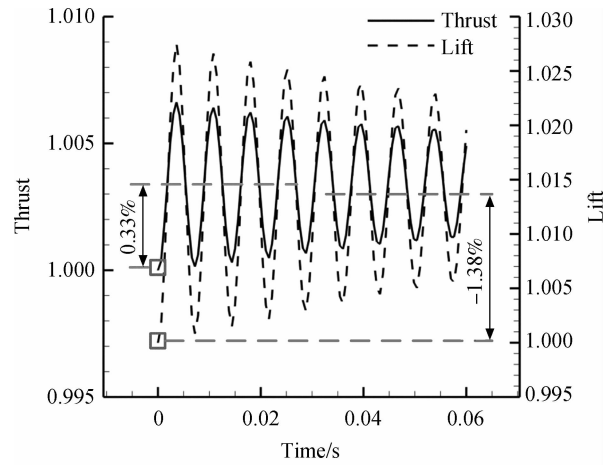


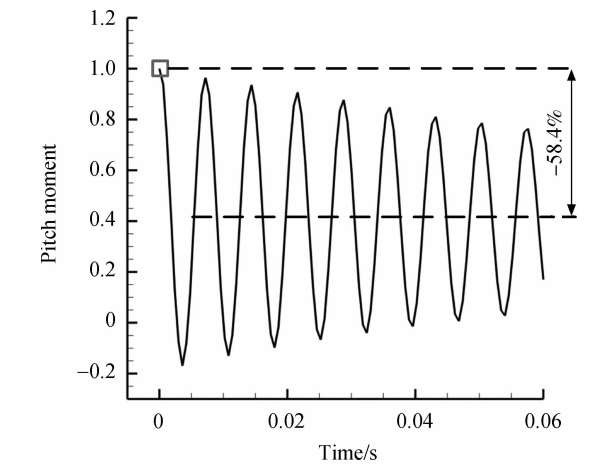
图 13 移动板处压力分布云图
Fig. 13 Pressure distribution around slide tail plate

移动板上下表面的内外流压差引起其振动。从上图可以看出,当移动板向上运动时,沿下壁面流动的高速气流膨胀程度增大,壁面压力降低;而对于上壁面,气流压缩程度增大,壁面压力升高。到达最大位置后,移动板上下表面的压差最小,且其自身的弹性恢复力达到最大,因此移动板会开始向下运动。如此往复,就形成了移动板流固耦合的作用机理。

图 14(a)和图 14(b)分别反映了喷管推力、升力与俯仰力矩随时间的变化情况,其中推力与升力采用沿喷管、移动板壁面力积分的方法求得,俯仰力矩中心坐标取为飞行器的质心,不同调节位置下,俯仰力矩中心坐标不变。图中各力与俯仰力矩均按不计流固耦合效应时的值进行无量纲化处理,其中推力为 5219.5 N,升力为-5198.77 N,俯仰力矩为 371.88 N·m。需要注意的是,由于升力为



(a) 推力、升力-时间曲线



(b) 俯仰力矩-时间

图 14 气动参数波动曲线

Fig. 14 Fuctuation of aerodynamic parameters

负值,因此无量纲化后沿坐标增长的方向,升力实际上是减小的。

从图 14 中可以看出,随着移动板振幅的衰减,推力、升力与俯仰力矩的变化幅度也越来越小,并逐渐趋于稳定值。推力的变化规律与移动板振动情况相同,而升力、俯仰力矩则刚好相反。这是因为当移动板向上翘起时,产生了作用在移动板上沿水平方向的分力,因此推力会有所增加;从升力与俯仰力矩上来看,沿移动板上表面的压力由于受到压缩而升高,下表面的压力由于膨胀而减小,同时合力与垂直方向产生夹角,综合作用造成了升力与俯仰力矩的降低。此外,对比参数的变化幅度,可以看出推力的变化明显小于升力与俯仰力矩的变化。

由于动态稳定后移动板向上翘起,因此由移动板所带来的升力与俯仰力矩增益均受到削弱。此时升力减小了 1.38%,而根据喷管冷、热态俯仰力矩差的定义^[3],前期工作计算了热态不加移动板时的俯仰力矩值。对于移动板长度为 180 mm 的情况,达到稳态后俯仰力矩差与不考虑流固耦合的情况相比增加了 16.9%。另外,俯仰力矩的变化远大于升力,这是由于移动板距飞行器的俯仰力矩中心较远,较小的压力变化会造成较大的俯仰力矩变化。

3.2 不同调节位置时的动态响应对比

移动板长度为 150 mm 与 180 mm 有相似的振动情况(如图 15 所示)。由于下表面的压力较低,150 mm 移动板最大振幅较小,稳态后的位置也较低,并且其固有频率更高,因此在相同的时间间隔内,移动板在气动力的作用下振动的频率更快。

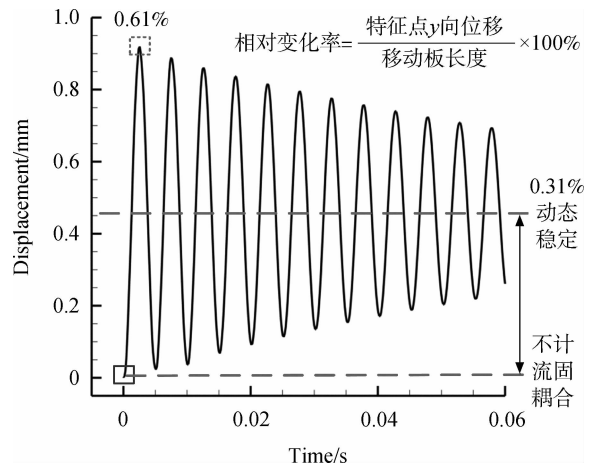


图 15 移动板的位移-时间曲线

Fig. 15 Displacements of tip-point on slide tail plate

不同调节位置时达到稳态后的各项气动参数总结于表 6 中, 相对变化率以 180 mm 移动板的对应参数为基准。

表 6 不同移动板长度稳态时的气动参数
Table 6 Aerodynamic parameters in stable condition of different slide tail plate length

参数	长度/mm		相对变化率/%
	150	180	
推力/N	5 234. 4	5 236. 6	-0. 04
升力/N	-5 792. 7	-5 270. 3	9. 9
冷热态俯仰力矩差/(N·m)	3 151. 7	1 495. 8	110. 7

从表 6 中可以看出, 150 mm 移动板较之 180 mm 移动板不能更好地利用下表面较大的压力, 因此升力明显减小, 而冷热态俯仰力矩差则增加了一倍多; 但从动态响应的过程上看, 150 mm 移动板的响应时间为 0. 26 s, 缩短了 44. 7%, 因此动态性能较好. 这些均为工程设计移动板长度提供了参考。

3.3 移动板厚度对流固耦合响应的影响

以移动板处于 180 mm 调节位置时为例, 取移动板厚度为 7 mm, 研究移动板厚的变化对流固耦合系统响应的影响。

图 16 为移动板厚 7 mm 时移动板 tip 点的振动情况. 可以明显看出, 与移动板厚为 5 mm 时的情况相对比, 振动抑制得比较剧烈, 这主要表现在最大振幅减小, 且平衡位置降低. 移动板厚的变化对初始时刻作用在其上的压力分布几乎没有影响, 因此作用力与厚度为 5 mm 时的情况基本相

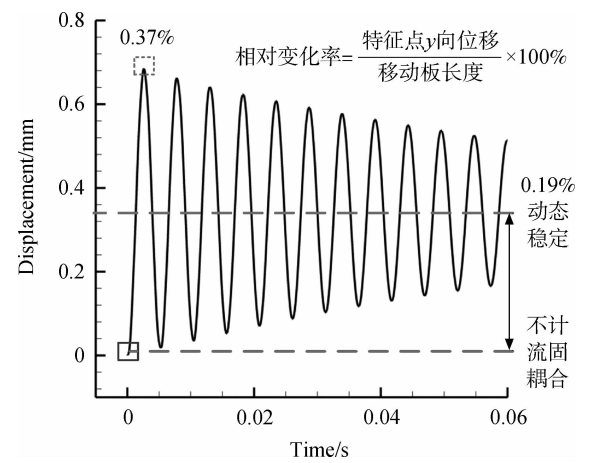


图 16 移动板的位移-时间曲线

Fig. 16 Displacements of tip-point on slide tail plate

同, 但此时结构的质量增加了 40%, 相同的作用力难以推动惯性大的结构振动, 因此振幅减小. 小的振幅意味着气动参数的波动范围较小, 而较低的平衡位置则意味着更好的气动稳定性. 另外, 从动态特性上看, 厚度增加后系统达到稳态的时间缩短了 40. 4%, 因此其动态性能也较好。

表 7 总结了达到稳态后的各项气动参数, 相对变化率以 5 mm 厚的移动板的参数为基准。

表 7 不同移动板厚度稳态时的气动参数
Table 7 Aerodynamic parameters in stable condition of different slide tail plate thickness

参数	厚度/mm		相对变化率/%
	7	5	
推力/N	5 230. 5	5 236. 6	-0. 12
升力/N	-5 218. 7	-5 270. 3	0. 98
冷热态俯仰力矩差/(N·m)	1 338. 9	1 495. 8	-10. 5

综合移动板长度与移动板厚度这两个影响因素可以看出, 较长的移动板气动性能优越, 但动态性能较差. 而对较长的移动板增加其厚度, 则可以兼顾气动性能与动态性能. 但另一方面, 厚度增大所带来的飞行器质量增加, 则是飞行器设计时所不希望的, 这是一个需要反复权衡的问题. 这也说明了在进行实际设计时, 将流固耦合效应考虑进去的重要意义。

4 结 论

本文首先以超声速条件下的壁板颤振问题为算例, 校核了基于 MPCCI 的串行双向松耦合算法的计算精度. 然后将该方法应用于单边膨胀喷管上膨胀面的移动板结构, 详细研究了其在发动机内外流耦合作用下的流固耦合动态响应, 并获得了如下结论:

1) 当移动板长度为 180 mm 时, 在内外流作用下, 移动板出现小幅振动, 且振幅呈衰减趋势. 结构的振动同时引起了推力、升力、俯仰力矩的波动, 但推力的变化明显小于升力与俯仰力矩. 对于该动态系统, 在经过 0. 47 s 后, 各参数的波动幅值均小于其动态稳定值的 5%, 可以认为其已达到稳定状态。

2) 对于移动板长度为 180 mm 的情况, 达到稳态后, 由于移动板向上翘起时, 产生了作用在移动板上沿水平方向的分量, 因此推力增加了

0.33%;而此时沿移动板上表面的压力受激波压缩而升高,下表面的压力由于膨胀而减小,同时合力与垂直方向产生夹角,综合作用使得升力减小1.38%、冷热态俯仰力矩差增大了16.9%,均不及理想情况下的好。

3) 150 mm 移动板与 180 mm 移动板有相似的动态响应情况。相比而言,较短的移动板气动性能较差,但动态性能较好;150 mm 移动板稳态后的升力减小9.9%,但达到稳态的响应时间缩短了44.7%。

4) 将 180 mm 移动板的厚度从 5 mm 增加至 7 mm 时,无论是气动性能还是动态性能均有提高;气动参数的波动幅值大幅减小,稳态后升力提高了0.98%,冷热态俯仰力矩差减小了10.5%,且达到稳态的时间缩短了40.4%,但此时机构质量增加了40%,这需要在工程设计时反复权衡。

参考文献:

- [1] Deere K A, Asbury S C. An experimental and computational investigation of a translating throat single expansion ramp nozzle[R]. AIAA 96-2540, 1996.
- [2] 张艳慧,徐惊雷,张堃元. 超燃冲压发动机非对称喷管设计点性能[J]. 推进技术, 2007, 28(13): 282-286.
ZHANG Yanhui, XU Jinglei, ZHANG Kunyuan. Numerical simulation of single expansion ramp nozzle for scramjet on the designing point[J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(13): 282-286. (in Chinese)
- [3] 葛建辉,徐惊雷,庞丽娜. Scramjet 尾喷管几何调节方案的计算与实验研究[J]. 推进技术, 2013, 34(9): 1158-1164.
GE Jianhui, XU Jinglei, PANG Lina. CFD and experiment investigation for an adjustable scramjet nozzle[J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(9): 1158-1164. (in Chinese)
- [4] 胡海峰,鲍福廷,蔡强,等. 大膨胀比火箭发动机喷管流动分离与气动弹性分析[J]. 固体火箭技术, 2011, 34(6): 711-716.
HU Haifeng, BAO Futing, CAI Qiang, et al. Flow separation and aeroelastic coupling analysis in overexpanded rocket nozzles[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2011, 34(6): 711-716. (in Chinese)
- [5] 于胜春,赵汝岩,许涛,等. 固体火箭发动机快速升压过程的流固耦合分析[J]. 固体火箭技术, 2008, 31(3): 232-235.
YU Shengchun, ZHAO Ruyan, XU Tao, et al. Analysis on fluid-structural coupling of solid rocketmotor during rapid pressurization[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2008, 31(3): 232-235. (in Chinese)
- [6] 高双武,强洪夫,周伟. 流固耦合数值模拟方法及其在分段式 SRM 的应用[J]. 弹箭与制导学报, 2012, 32(1): 111-113.
GAO Shuangwu, QIANG Hongfu, ZHOU Wei. Fluid-structure interaction method and its application in SRM with Segments[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles

- and Guidance, 2012, 32(1): 111-113. (in Chinese)
- [7] 顾瑞,徐惊雷. 不同几何调节位置上的单边膨胀喷管流固耦合计算[J]. 推进技术, 2013, 34(3): 300-307.
GU Rui, XU Jinglei. Primary analysis of fluid-structure interaction of adjustable SERN on the different cowl position [J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(3): 300-307. (in Chinese)
- [8] Farhat C, Lesoinne M. On the accuracy, stability, and performance of the solution of three-dimensional nonlinear transient aeroelastic problems by partitioned procedures [R]. AIAA 96-1388, 1996.
- [9] Fraunhofer Institute for Algorithms and Scientific Computing, MpCCI; mesh based parallel code coupling interface 4.1.0 user manual[M]. Algorithms, German; Fraunhofer SCAI 2011.
- [10] Gordnier R E, Visbal M R. Development of a three dimensional viscous aerolastic solver for nonlinear panel flutter[J]. Journal of Fluids and Structures, 2002, 16(4): 497-527.
- [11] Vedenev V V. Panel flutter at low supersonic speeds[J]. Journal of Fluids and Structures, 2012, 29(1): 79-96.
- [12] 王泽峰. 非定常气动力热效应下的壁板颤振分析[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2011.
WANG Zefeng. Panel flutter analysis with thermal effect under unsteady aerodynamics[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2011. (in Chinese)
- [13] Storti M A, Nigro N M, Paz R R, et al. Strong coupling strategy for fluid - structure interaction problems in supersonic regime via fixed point iteration [J]. Journal of Sound and Vibration, 2009, 320(4-5): 859-877.
- [14] Serge P. Explicit Implicit fluid structure staggered procedures with a structural predictor and fluid subcycling for 2d inviscid aeroelastic simulations[J]. International Journal for Numerical Methods in Fluids, 1997, 25(10): 1207-1226.
- [15] Farhat C, Lesoinne M. On the accuracy, stability, and performance of the solution of three-dimensional nonlinear transient aeroelastic problems by partitioned procedures [R]. AIAA 96-1388, 1996.
- [16] 王学. 基于 ALE 方法求解流固耦合问题[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2006.
WANG Xue. Solution of fluid-structure interaction basing on ALE method[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2006. (in Chinese)
- [17] Debrabandere F, Tartinville B, Hirsch C H, et al. Fluid-structure interaction using a modal approach[J]. Journal of Turbomachinery, 2012, 134(5): 1-6.
- [18] Thorby D. Structural dynamics and vibration in practice: an engineering handbook [M]. Oxford, UK: Butterworth-Heinemann, 2008.
- [19] Farhat C, Lesoinne M. Two efficient staggered algorithms for the serial and parallel solution of three dimensional nonlinear transient aeroelastic problems [J]. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 2000, 182(3): 499-515.