

烧室的性能。微分方程以时间作变量,有利于模拟双模态超音速燃烧室工作过程,其中在亚燃模态,可以自动搜索与显示激波位置和存在激波时燃烧室的工作状态。与布辛方法^[5]不同之处在于,微分方程组中综合计及了面积变化、质量添加、化学反应、燃烧室壁面散热、壁面摩擦和变比热等各种影响因素,计算结果更加逼真、准确。

2 数学模型

忽略壁面附近粘性附面层区域,假设燃烧室截面变化缓慢,其平均参数仅取决于一个空间坐标 x 和时间 t ,则燃烧室内流动可视为准一维流动。下面由二维流纳维尔-斯托克斯方程,设 $\frac{\partial}{\partial y}$ 项为 0,简化得到非定常准一维流控制方程,即

$$\frac{\partial \bar{u}}{\partial t} + \frac{\partial \bar{F}}{\partial x} = \bar{W}$$

控制方程各项分别为:

$$\bar{u} = \begin{cases} \rho A \\ \rho u A \\ \rho E A \end{cases} \quad \bar{F} = \begin{cases} \rho u A \\ \rho u^2 A + p A \\ \rho u H A \end{cases}$$

$$\bar{W} = \begin{cases} \frac{\partial \dot{m}}{\partial x} \\ - \left[\frac{\rho u^2 A}{2} \frac{4f}{D} + \rho u^2 A (1-y) \frac{\partial \ln \dot{m}}{\partial x} \right] + p \frac{\partial A}{\partial x} \\ - \frac{\partial \dot{Q}}{\partial x} + h_i \frac{\partial \dot{m}}{\partial x} \end{cases}$$

式中: ρ 为气流密度; u 为气流速度; A 为燃烧室横断面积; y 为计入喷氢动量的气流动量增量, $y = \sin \gamma$, 其中 γ 为喷射角, 垂直喷射时 $\gamma = 90^\circ$, 平行喷射 $\gamma = 0^\circ$; H 为气流总焓; h_i 为燃烧总焓; p 为气流静压, 假设其仍满足热状态方程; E 为总内能, 其表达式为:

$$E = \frac{p}{\rho(\gamma - 1)} + \frac{1}{2}u^2 + h$$

$\frac{\partial \dot{m}}{\partial x}$ 为质量添加和轴向步长之比; f 为壁面摩擦系数; D 为水力直径; $\frac{\partial \dot{Q}}{\partial x}$ 为通过壁面散热量和轴向步长之比。

由控制方程解出变量 ρ , u , E , 必须补充与建立以下各项关系式, 即:

(1) 燃烧室截面积 $A(x)$ 和水力直径 $D(x)$ 沿 x 轴的变化

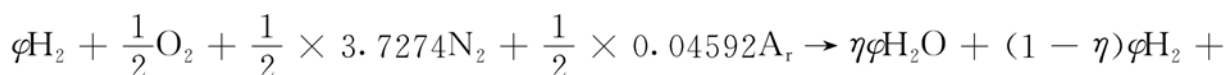
(2) 摩擦系数 $f(x)$ ^[6]:

$$f(x) = 0.0018 + 0.001958(\varphi \cdot \eta) + 0.00927(\varphi \cdot \eta)^2 - 0.0088525(\varphi \cdot \eta)^3.$$

(3) 壁面热通量系数 $q(x)$ 。根据文献 [6] 已发表的气体 H_2 作燃烧时壁面热通量系数的实验曲线, 本文对其整理成经验公式:

$$q(x) = 0.0009 + 0.001125(\varphi \cdot \eta) + 0.00594(\varphi \cdot \eta)^2 - 0.00469(\varphi \cdot \eta)^3.$$

(4) 组分质量相对浓度 j_i 。其取决于混气温度 T 、当量比 φ ($\varphi \leq 1$) 和燃烧效率 η 。忽略燃烧中间产物, 假设 H_2 完全生成 H_2O , 则化学反应方程式为:



$$(1 - \eta\varphi) \frac{1}{2} \text{O}_2 + \frac{1}{2} \times 3.7274 \text{N}_2 + \frac{1}{2} \times 0.004592 \text{A}_r$$

由上式可以得到燃烧效率为 η ，当量油气比为 φ 的混气各组分质量相对浓度 j_i 。

(5) 燃烧效率 η 。

(a) 扩散后掠斜坡型喷嘴^[7]

$$\eta = \frac{1 - e^{-gx/L_m}}{1 - e^{-B}}; \quad \frac{L_m}{b} \approx 0.179 C_m^{1.72\varphi} \quad (\varphi \leq 1)$$

式中： B ——用以拟合实验数据的常数， $B=1.77 \sim 3.4$ ； L_m ——燃料与空气完全混合所需的长度； b ——两股平行气流，即氢气喷嘴缝隙与空气流通道高度的总和； C_m ——混合长度常数，约为 $25 \sim 60$ 。

(b) 垂直喷射喷嘴^[8]

$$\eta = \left\{ \frac{x}{L_m} + \frac{1}{(50 + 1000\alpha)} \right\}^\alpha$$

式中：常数 $\alpha=0.17 \sim 0.25$ 。

(c) 斜向喷射喷嘴。由上式改变其中常数 α 来拟合实验曲线，并调整 L_m 中的有关常数得到了相当满意的结果。

(6) 混气比热 C_p 。混气比热决定于组分质量浓度 j_i ，温度 T 和混气组分 H_2 、 O_2 、 H_2O 、 N_2 、 A_r ，其比热经验公式选自文献 [9]。

图 1~4 所示为实验数据点及其相应的计算曲线。纵坐标 p_i/p_{ci} 为平均静压与进口静压之比，横坐标 x 为燃烧室轴向尺寸。图 5~8 为性能参数计算曲线。

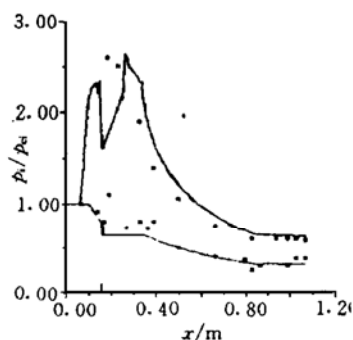


Fig. 1 The wall pressure distribution for case 0, 2

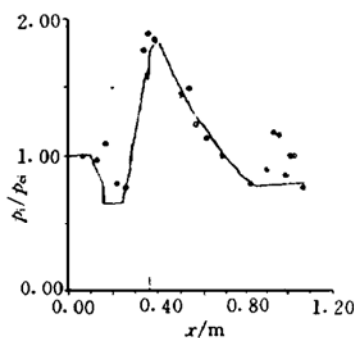


Fig. 2 The wall pressure distribution for case 4

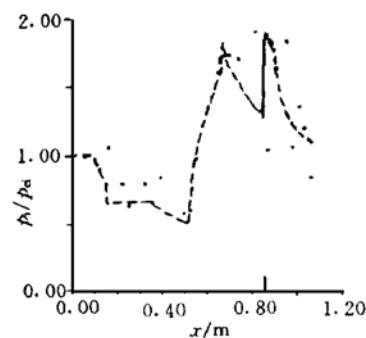


Fig. 3 The wall pressure distribution for case 7

3 数值计算方法

利用 MacCormack 显格式的时间相关法迭代求解，计算中为了抑制振荡，类似于文献 [10]，在差分算子中附加了压力和温度二阶导数项。

为了验证本文计算方法的可靠性，计算的原始数据取自文献 [11]，由进口至出口共设置了均匀分布的 216 个节点，边界条件由实验条件给定，即已知进口状态，三个供油截面 I、II、III 的轴向位置及其供油方式和当量油气比 φ ，并已知喷嘴类型、孔径和数目。

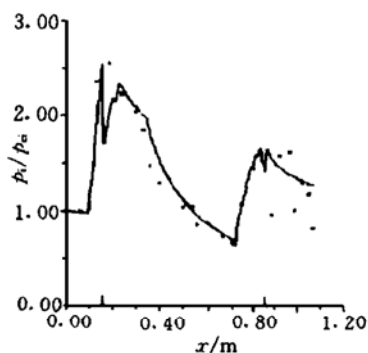


Fig. 4 The wall pressure distribution for case 8

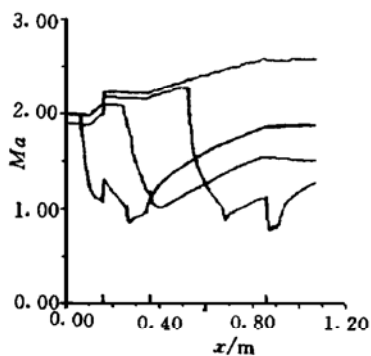


Fig. 5 The wall pressure distribution for case 0, 2, 4, 7

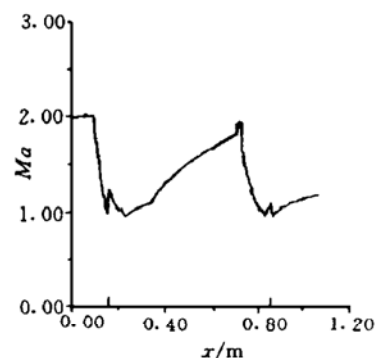


Fig. 6 The wall pressure distribution for case 8

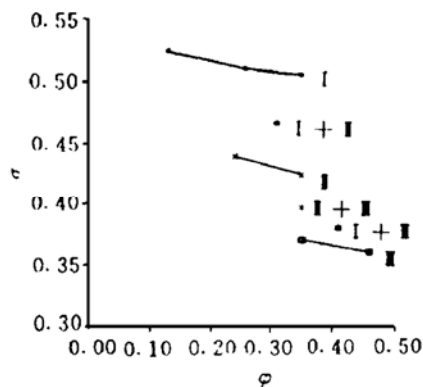


Fig. 7 Total pressure recovery coefficient as a function of fuel equivalence ratio and location of supply hydrogen

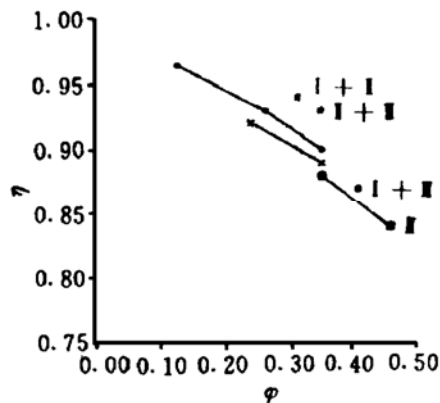


Fig. 8 Combustion efficiency as a function of fuel equivalence ratio and location of supply hydrogen

4 计算结果讨论

计算参照文献 [11] 设燃烧室进口条件为 $Ma=2$, 总压 0.8MPa , 总温 1420K , 工作状态见表 1。

由图可见:

(1) 计算曲线与实验数据点变化规律相符, 数值也相当接近。

(2) 在供氢喷嘴和 $0.87\text{m}\sim 0.934\text{m}$ 处龕式稳定器附近, 计算与实验数据差别较大, 这种现象说明在喷嘴附近, 特别在扩散后掠斜坡型喷嘴附近, 流场显示出复杂的三维流特点, 壁面静压与超音速核心流静压相差很大, 准一维流模拟方法不能予以准确的描述。

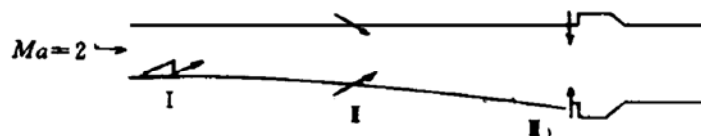
(3) 图 1~4 中各曲线在喷嘴附近压力突然上升, 对应图 5 与图 6 在该处马赫数突然下降为亚音速, 清楚地说明该处存在正激波。

(4) 图 7 与图 8 分别表示出不同截面供油时总压恢复系数 σ 和燃烧效率 η 随当量油气比 φ 变化的计算曲线。由图可见单一截面供油时, 总压恢复系数和燃烧效率随当量油气比增加而减少。相同当量油气比情况下, 不同截面供油, 截面 I 供油比截面 II 总压恢复系数高, 截面 II 供油比截面 III 总压恢复系数高, 说明加热导致的总压损失是燃烧室总压损失的主要组成部

分, 喷油截面越高, 说明加热导致的总压损失是燃烧室总压损失的主要组成部分, 喷油截面越移向下游, Ma 数越高, 总压损失越大。喷油截面移向上游, 燃烧效率提高, 相对地淡化了不同喷嘴类型对性能的影响。

Table 1 Calculative operation states

Case	Fuel equivalence ratio φ	Location of supply hydrogen	Pattern of supply hydrogen
0	0		
1	0.13	I	Expanding ramp injection
2	0.26	I	Expanding ramp injection
3	0.35	I	Expanding ramp injection
4	0.24	II	Inclinable injection
5	0.35	II	Inclinable injection
6	0.35	III	Normal injection
7	0.46	III	Normal injection
8	0.41	I + III	Simultaneously injection from two locations
9	0.30	I + II	Simultaneously injection from two locations
10	0.35	II + III	Simultaneously injection from two locations



(5) 由图 2、3 可见, 在喷嘴前 0.2m 处, 静压即开始突然上升, 远远大于喷氢射流前回流区着火点放热使静压提高的距离, 估计应该是在喷嘴前已形成斜激波串, 这一现象有待在流场二维、三维计算中进一步分析研究。

(6) 由图 8 得知, 当量油气比相同时, 两个截面同时供油, 效率高于两个截面分别供油, 说明在燃烧室长度相同的条件下, 两个截面同时供油, 每一截面供油量减少, 当量油气比下降, 燃烧效率提高, 尤其后一截面氢气喷射到已燃烧的高温、高速流的气流中, 使得燃烧效率进一步提高。

5 结 论

(1) 非定常准一维流超音速燃烧室数值计算方法, 能够相当准确地描述超音速燃烧室性能, 燃烧室内平均气流参数沿轴向的变化, 正激波的位置及其波前、波后的气流参数变化, 适用于模拟双模态超音速燃烧室的工作过程与特性。

(2) 对壁面摩擦系数, 透过壁面的散热系数以及各种类型喷嘴的混合效率和燃烧效率等经验公式, 如能深入探讨予以改进, 则可进一步提高计算准确度, 减少模拟误差。

(3) 非定常准一维流的数值模拟尚不能详尽地描述流场的细节, 然而它所需的计算机储存量及运行时间较二维计算大幅度减少, 本方法将是超音速燃烧室初步设计与反设计的需要

手段,可以便捷地对多种方案进行比较与优化选择。

参 考 文 献

- 1 Billig F S. Design of supersonic combustors based on pressure-areafields. Eleventh symposium (international) on combustion, Pittsburgh: Pa, The Combustion Ins, 1967: 755~759.
- 2 Ikawa H. Rapid methodology for design and performance prediction of integrated scramjet/hypersonic vehicle. AIAA-89-2682
- 3 David T P, Willian H H. Isolator-combustor interaction in a dual-mode scramjet engine. AIAA-93-0358
- 4 刘 陵, 刘敬华, 张 棒, 等. 超音速燃烧与超音速燃烧冲压发动机. 西安: 西北工业大学, 1993.
- 5 Bussing T R A, Murman E M. A one-dimensional unsteady model of dual mode scramjet operation. AIAA 83-0422
- 6 Orth R C, Billig F S, Grenleski S E. Measurement techniques for supersonic combustion testing. Progress in Aeronautics and Astronautics, 1974.
- 7 Willian H, David T. Hypersonic airbreathing propulsion. AIAA Education Series, 1993.
- 8 刘 陵, 张 棒, 唐 明, 等. 氢燃料超音速燃烧实验研究. 航空动力学报, 1991(3)
- 9 Zucrow M A, Hoffman J D. Gas dynamics volume I. New York: John Wiley and Sons, 1976.
- 10 胡欲立, 刘 陵, 张 棒, 等. 超音速燃烧二元流场的数值模拟. 推进技术, 1995(4)
- 11 刘敬华, 凌文辉, 胡欲立, 等. 亚/超双模态超音速燃烧室的实验研究. 推进技术, 1996(2)

简 讯

法国对未来冲压发动机导弹

研究给予投资

法国宇航公司根据与武器装备部签订的 1.27 亿美元的多年合同,继续进行飞鱼反舰导弹超音速后继型号的技术研究;对于该公司的科学技术试验用飞行器的冲压技术计划,此合同包括冲压推进导弹的设计、结构和飞行试验。这可能导致一族武器,其共用推进模块和制导系统要与该项任务的导引头和战斗部相匹配。飞行 Ma 数大于 3。

首先设计的一种武器是法国海军未来反舰(ANF)导弹。预估于 1995 年做出决定,武器装备部的合同正是第一步。该项设计与研制工作将继续到 1999 年底,为此法国宇航公司与法国 ONERA 和 Celtrg 火箭发动机制造厂组成联合小组,计划于 2001 年和 2002 年进行三次飞行试验,ANF 拟定于 2005 年装备法国海军。

科学技术试验用飞行器计划涉及的液体燃料冲压发动机的研制,据说除俄罗斯外是独一无二的,利用 ASMP 超音速核弹研制经验,该 ASMP 导弹现在服役于法国空军和海军。该科学技术试验用飞行器技术类似于宇航公司作为休斯公司的一部分,向英国皇家空军空空导弹所提供的技术。

(龙玉珍 供稿)

大型运载火箭动力系统非线性 稳态特性的敏感性分析^{*}

刘红军 张恩昭 董锡鉴

张 育 林

(陕西动力机械设计研究所, 西安, 710100)

(国防科技大学航天技术系, 长沙, 410073)

摘 要: 讨论了大型运载火箭动力系统非线性稳态参数(系统平衡点参数)对于内外扰动因素的敏感性。考虑的内外扰动因素包括: 系统结构参数与组件性能参数变化、推进剂性能参数变化、推进剂供应系统入口压力变化和环境温度变化, 并得出了有指导意义的结果。

主题词: 运载火箭, 动力系统, 系统稳定性, 稳态参数, 因子分析

分类号: V434.1

SENSITIVITY ANALYSIS FOR THE NONLINEAR STATIC CHARACTERISTICS OF LARGE LAUNCH VEHICLE PROPULSION SYSTEM

Liu Hongjun Zhang Enzhao DongXijian

(Shaanxi Engine Design Inst., Xi'an, 710100)

Zhang Yulin

(Dept. of Aerospace Technology, National Univ. of Defence Technology, Changsha, 410073)

Abstract: The sensitivities of the nonlinear static characteristics of large launch vehicle propulsion system to the various interferential effects, such as the variation of environment temperature, parts performance and structure parameters are calculated and discussed.

Subject terms: Launch vehicle, Propulsion system, System stability, Steady-state parameter, Factor analysis

1 前 言

对于实际动力系统来说, 由于加工与装配误差、测量误差和环境变化、描述系统的数学模型具有一定的近似性, 研究系统的解对其数学模型中系数的变化(即扰动因素)的敏感性是非常有意义的。它有利于确定模型的可行性、优化系统的设计、直接的小偏差计算及进行解的精度分析。本文主要讨论大型运载火箭动力系统非线性稳态参数(系统平衡点参数)对于内外扰动因素的敏感性。考虑的内外扰动因素包括: 系统结构与组件性能参数变化、推进剂性能参数变化、环境参数变化、推进剂供应系统入口压力变化等。

^{*} 收稿日期: 1997-04-09, 修回日期: 1997-08-15