

RBCC引射模态准一维性能分析模型^{*}

吕 翔, 何国强, 刘佩进

(西北工业大学 航天学院, 陕西 西安 710072)

摘 要: 基于准一维非稳态流动方程建立了 RBCC 引射模态性能分析模型, 充分考虑壁面摩擦、有限速率化学反应和质量添加等因素。模型采用 MacCormack 格式求解, 很好的解决了计算引射比、考虑环境压强等问题。与实验结果的对比表明, 本模型计算结果的相对误差为 5%~9%, 发动机内的压强分布与实验结果基本一致, 本模型可用于 RBCC 引射模态性能分析。

关键词: 火箭基组合循环发动机⁺; 引射模态⁺; 性能分析

中图分类号: V236 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2006) 06-0529-04

Quasi-1D analysis model of rocket ejector mode

LÜ Xiang HE Guo-qiang LU Pei-jin

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

Abstract Performance Analysis Model of Rocket Ejector Mode was established based on quasi-1D transient flow equations. Factors such as skin friction, finite rate chemical reaction and mass injection were taken into account. A MacCormack scheme was adopted for solving the equations, which obtains by-pass ratio correctly and well considers the ambient pressure. Compared with experimental results, the relative errors are about 5% ~ 9% and internal pressure distributions are basically consistent with experiment results, showing that the model is applicable for Rocket Ejector performance analysis.

Key words Rocket-based-combined-cycle (RBCC)⁺; Rocket ejector mode⁺; Performance analysis

1 引 言

引射火箭是火箭基组合循环 (RBCC) 起飞阶段的动力方案之一, 对于实现 RBCC 结构一体化、减轻结构重量和降低系统复杂度具有重要的意义。已有大量的地面实验与数值计算工作对其进行研究, 得到了许多很有参考价值的结论。但地面实验成本比较昂贵, 三维复杂数值模型的计算周期相对较长, 很有必要采用简化的模型对引射模态进行性能分析。

目前已有多个一维模型用于引射模态性能分析^[1,2], 但多数模型所存在的共性问题: 需要借助实验或者 CFD 计算结果等手段确定一次流流量, 且无法考虑环境反压对发动机性能的影响。Sam Han 等建立的准一维流动模型较好地解决了这些问题^[3], 但其不足之处是: 动量方程粘性项存在错误, 人为假定化学反应区间的做法过于简化。本文在综

合分析参考文献的优点和不足的基础上建立了引射模态的准一维性能分析模型。

2 数学模型及计算方法

考虑如图 1 所示的准一维流动, 模型的基本假设如下:

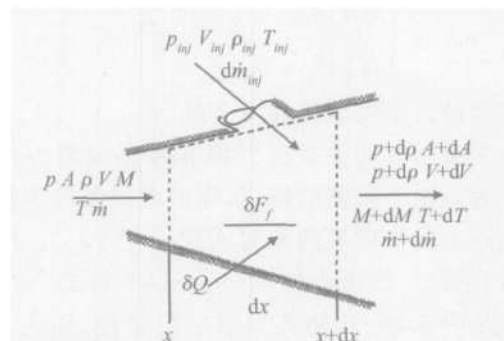


Fig 1 Quasi-1D control volume for ejector performance analysis

* 收稿日期: 2005-11-21; 修订日期: 2006-01-05。

作者简介: 吕 翔 (1979—), 男, 博士生, 研究领域为航空宇航推进理论与工程。Email: lx_xiang@mail.nwpu.edu.cn

- (1)在流动方向上横截面积是唯一的几何变量;
- (2)一次火箭燃气以侧壁加质的形式在一定区域内进入到主流中;
- (3)忽略液体燃料的雾化蒸发过程,认为燃料注入燃烧室后即刻以气相形态与主流掺混均匀;
- (4)考虑壁面摩擦力的影响;
- (5)不考虑流体与外界的热量交换;
- (6)气体组分的比热是温度的多项式函数;
- (7)忽略气体的热传导;
- (8)假设燃烧室内的气体为理想气体,符合理想气体状态方程;

(9)忽略燃烧室内复杂的燃烧过程,仅考虑少数几种主要组分及其化学反应,采用有限反应速率模型。

选取图 1 所示的微元为研究对象,推导出如下的流动方程

$$\frac{\partial U}{\partial t} = -\frac{\partial F}{\partial x} + J \quad (1)$$

式中

$$U = \begin{bmatrix} \rho A \\ \rho A u \\ \rho A E \\ \rho A Y_i \end{bmatrix}$$

$$F = \begin{bmatrix} \rho A u \\ \rho A (u^2 + R_g T) \\ \rho A u (E + R_g T) \\ \rho A u Y_i \end{bmatrix}$$

$$J = \begin{bmatrix} m_{inj} \\ p \frac{\partial A}{\partial x} - \frac{\rho u^2}{2} f \pi D + m_{inj} u_{inj,x} \\ m_{inj} \left(h_{inj} + \frac{u_{inj}^2}{2} \right) + \frac{Q}{dx} \\ m_{inj} Y'_i + m_{react} \end{bmatrix}$$

化学动力学模型可参考文献 [4]。

本文采用时间关系法^[5]将非稳态模型方程的稳定解作为该稳态问题的解,具体的收敛条件为相邻两个时间点上各物理量的相对变化小于 10^{-3} 。计算时采用带有预估校正步的 MacCormack 格式^[5]在时间方向上步进求解,该格式具有二阶精度,加入如式 2 所示的人工粘性项后将有效抑制激波附近的数值振荡。

由于化学反应时间尺度远小于流动时间尺度,易出现所谓的“刚性”问题,本文采用 α -QSS 方法^[6]予以解决。

$$S_i^n = \frac{C_x |p_{i+1}^n - 2p_i^n + p_{i-1}^n|}{p_{i+1}^n + 2p_i^n + p_{i-1}^n} (U_{i+1}^n - U_i^n + U_{i-1}^n) \quad (2)$$

由于发动机入口处的气流速度为亚声速,因而由来流状态给定入口气流的总温总压;出口处需要根据其流动状态分别处理,如果流速为超声速,则边界点参数将根据内场参数外推获得,如果流速为亚声速,则限定出口面的静压为环境气压。

由模型方程的推导可以看出,一次火箭燃气与燃料均是以侧壁加质的形式进入到主流中。对于燃料来说,这与实际相符合;对于一次火箭来说,燃气流将在一定区间内逐步加入到主流中,这不同于实际流动中燃气从一次喷管出口处一次性加入发动机流道内。在一维引射器模型研究中,通常假定一次流在加质区间内呈线性分布,因而确定一次火箭燃气的加质区间长度成为建立引射模态性能分析模型的关键所在。

以文献 [7] 中的引射火箭 (图 2) 为对象,研究了一次火箭加质区间对结果的影响,如表 1 所示。由结果可以看出:当一次燃气加质区间超过 0.5m 时 (Case3) 计算结果逐渐趋向于稳定,当加质区间超过 0.7m 时结果稳定。事实上,由于假定加质项与主流即刻掺混均匀,一次燃气加质区间相当于发动机实际工作中燃气与空气的掺混区间。对于掺混的实验研究表明^[8],在等截面情形达到完全掺混,长度约是直径的 6~8 倍,扩张结构需要的长度更长。根据计算,模型发动机的扩张型燃烧室入口当量直径为 75mm,掺混区间长度也就相应地超过 450~600mm,因此当掺混区间达到 0.7m 时计算结果稳定。因而,本模型设定一次燃气加质区间的准则是:大于 8 倍燃烧室入口直径。

由于二次燃料的喷注方案对发动机性能有很大影响,人为假定燃料反应放热区间的做法显得不尽合理。本文所建立的模型仅需人工给出燃料的加质区间,在计算过程中将通过有限反应速率模型自动计算燃料的反应放热。燃料加质区间可借助喷嘴冷流实验予以确定。

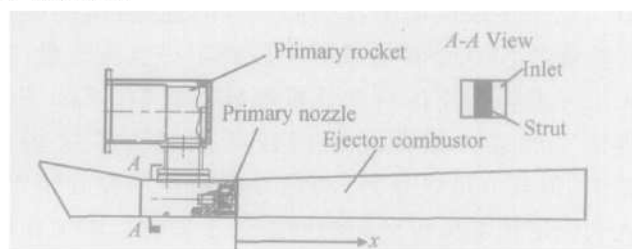


Fig 2 Schematic diagram of test motor configuration

Table 1 Effects of primary rocket injection distribution on performance				
	D istribution /m	$I_{sp} /(\text{m} / \text{s})$	Thrust/N	By-pass ratio
Case1	0 1	1430 ± 20	425 ± 7	1.20 ± 0.07
Case2	0 3	1410 ± 40	423 ± 10	1.20 ± 0.10
Case3	0 5	1380 ± 20	405 ± 5	1.15 ± 0.05
Case4	0 7	1370 ± 10	400 ± 1	1.14 ± 0.02
Case5	0 8	1370 ± 10	400 ± 1	1.14 ± 0.02

3 模型校验及结果分析

对文献 [7]和文献 [9]中所开展的引射模态实验进行了发动机性能预示,相关计算参数如表 2 所示。燃烧通道的截面积变化规律如图 3 其中实验 1 和 2 均为纯扩张型燃烧室,而实验 3 和 4 在燃烧室出口处增加了收缩型的物理喉道。表 3 给出了计算结果与实验结果的对比。由对比结果可以看出,本模型计算得到的推力值整体高于实验值,引射比在不带二次燃烧情况下整体高于实验值,在二次燃烧情况下没有出现整体偏高的趋势。

分析其原因主要有,燃气与二次流的实际掺混过程中湍流强度比较大,造成了燃气动能的耗散损失,而模型没有考虑这一点,这将导致发动机推力与引射比高于实际值;模型中认为燃气流的速度方向是沿发动机轴向的,事实上在一次喷管出口面处受喷管型面的影响,燃气不会是完全沿轴向的,这也在一定程度上导致推力与引射比的计算值偏高;发动机实际工作中燃料与主流的掺混存在不均匀性,而模型计算中认

为燃料加入主流中后即刻与之掺混均匀,从而使实现同样的燃烧效率所需要的燃烧历程缩短,即燃料的燃烧放热过程变得相对集中,这将提高燃烧室压强,从而使发动机推力的计算值偏高,与此同时,燃烧室压强的提高会导致引射比下降;模型忽略了燃料的雾化蒸发过程,这也使燃料放热变得相对集中,从而必定使发动机推力提高、引射比下降。

尽管与实验结果相比存在小于 9% 的误差,但从图 4 和图 5 可以看出,流道内压强分布的计算结果与实验结果相一致,基本反映出流动状态的变化趋势。这表明本文模型可以用于引射模态性能分析。

Table 2 Parameters for performance prediction			
	Pressure /MPa	Primary mass flow rate /(kg/s)	With combustion
Test1	4.5	0.32	No
Test2	7.0	0.48	No
Test3	5.3	0.58	Yes
Test4	5.4	0.61	Yes

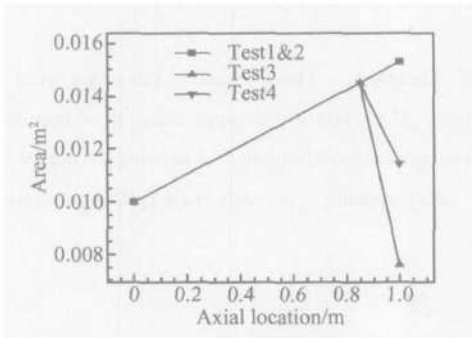


Fig 3 Cross section area vs axial location

Table 3 Verification results						
Thrust/N				By-pass ratio		
	Experiment	Prediction	Relative error	Experiment	Prediction	Relative error
Test1	280	297	6.1%	4.17	4.48	7.4%
Test2	400	430	7.5%	2.90	3.05	5.2%
Test3	925	1008	8.9%	1.80	1.71	-5.0%
Test4	980	1069	9.1%	1.88	2.04	8.5%

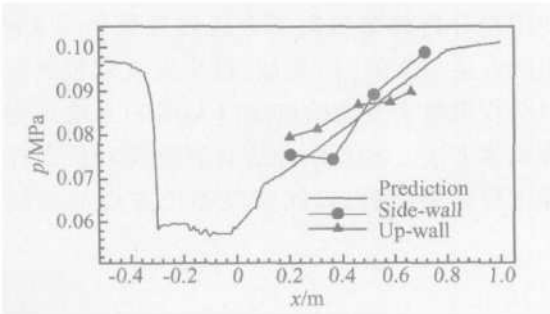


Fig 4 Internal pressure distribution of test1

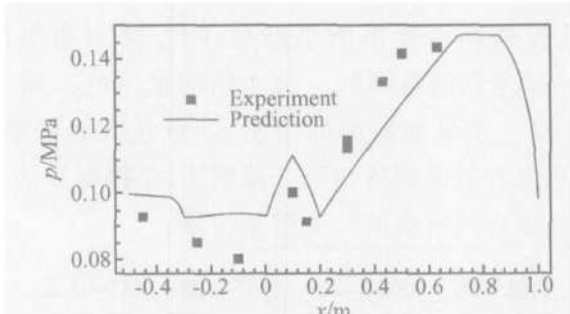


Fig 5 Internal pressure distribution of test3

4 结 论

由于发动机优化问题中约束与目标函数的物理意义完全已知,且求取目标函数过程中可以通过增加非线性方程组平衡方程数目快速求解等式约束下的目标函数,本文提出了一种利用输入与约束、目标函数之间的关系将约束划分为强度约束和气动稳定性约束,分别用燃油流量和为喷管面积加以限制,再利用起作用集法和既约梯度法,将非线性约束寻优问题转化为低维的无约束寻优问题的优化方法。与传统的纯数学方法相比,该方法具有更好的实时性,且能够保证寻优结果处于最优边界上,具有更高的寻优精度。文中利用该方法在全包线内进行了数字仿真,且与线性寻优方法进行了对比,结果表明:全包线内的所有点均能收敛,且能够与线性寻优方法达到相同约束,具有较好的收敛性。而且由于模型精度较高,能够在线性寻优的基础上进一步增加推力和降低耗油率。本文为性能寻优控制提出了一种较为有效的非线性寻优方法,对航空发动机其他优化问题有一定的借鉴意义。

(上接第 531 页)

4 结 论

基于准一维非稳态流动方程建立了引射模态性能分析模型,充分考虑了壁面摩擦、有限速率化学反应和质量添加等因素。实验校验表明,本模型用于引射模态性能分析时所引起的相对误差小于 9%,且发动机内部的压强分布与实验结果基本一致,反映出燃烧室内的流动变化规律,本模型可以用于引射模态性能分析。

参考文献:

- [1] Bradford J E, Olds J R. SCCREAM v. 5 - a web-based airbreathing propulsion analysis tool[C]. AIAA 99-2104
- [2] 黄生洪,何洪庆,何国强,等. 火箭基组合循环(RBCC)推进系统概念设计模型[J]. 推进技术, 2003, 24(1). (HUANG Sheng-hong HE Hong-qing HE Guo-qiang et al Conceptual design model of rocket base combined cycle propulsion system [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2003, 24(1).)
- [3] Han S, Tames J. A numerical study of Marquardt's ejection

参考文献:

- [4] Glenn B G, John S O. Performance seeking control program overview and future directions[R]. *NASA Technical Memorandum* 4531, 1993
- [1] John S O, Gerard S S. Flight assessment of the onboard propulsion system model for the performance seeking control algorithm on an F-15 aircraft[J]. *NASA Technical Memorandum* 4705, 1995
- [3] Glenn B G, John S O. Subsonic flight test evaluation of a performance seeking control algorithm on an F-15 aircraft [R]. *NASA Technical Memorandum* 4400, 1992
- [2] Highly integrate digital electronic control[R]. *NASA Technology Facts* TF-2004-06, 2004
- [5] 田·聂恰耶夫著. 航空动力装置控制规律与特性[M]. 单凤桐,程振海译. 北京:国防工业出版社,1999
- [6] 谢政,李建平,汤泽滢. 非线性最优化[M]. 北京:国防大学出版社,2003

(编辑:张奕春)

tor-scrum jet test engine[C]. AIAA 2002-3606

- [4] Rhie C M, Stowers S T, Ebrahim i H B. Numerical analysis of reacting flows using finite rate chemistry models[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1993, 9(1).
- [5] 傅德熏,马延文. 计算流体力学[M]. 北京:高等教育出版社,2002, 7.
- [6] Mott D R, Oran E S, Leer B. A quasi-steady-state solver for the stiff ordinary differential equations of reaction kinetics[J]. *Journal of Computational Physics*, 2000, 164
- [7] 刘佩进,何国强,李宇飞. RBCC 引射火箭模态二次燃烧实验[J]. 推进技术, 2004, 25(1). (LIU Pei-jin HE Guo-qiang LI Yu-fei Effect of secondary combustion in rocket ejector[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2004, 25(1).)
- [8] Muller S, Hawk C W. Mixing of supersonic jets in a RBCC strutjet propulsion system[C]. AIAA 99-2973
- [9] 李宇飞. RBCC 引射火箭模态性能研究[D]. 西安:西北工业大学,2004

(编辑:崔永刚)