

超燃冲压发动机内流性能的一维评估*

王 兰, 邢建文, 郑忠华, 乐嘉陵

(中国空气动力研究与发展中心, 四川 绵阳 621000)

摘 要: 在准一维 Euler 方程的基础上, 通过增加反映面积变化、摩擦、添质和化学反应放热的源项, 发展了超燃冲压发动机推进流道计算的一维软件, 可以在很短的时间内提供发动机的推力和摩擦力, 同时给出发动机参数沿轴向的变化和出口值。通过日本国家航空与航天实验室 (NAL) 的双模态模型氢反应流场计算验证了软件的可靠性后, 针对煤油发动机, 分析了隔离段和燃烧室扩张角、燃料喷射位置与方式、化学反应放热项的两种不同求解方法、隔离段高度对燃烧室性能的影响, 为飞行器设计配备了能稳定激波且性能较好的发动机构型。

关键词: 准一维 Euler 方程; 超音速冲压喷气发动机; 流道⁺; 流动分布; 性能评估

中图分类号: V235.21 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2008) 06-0641-05

One-dimensional evaluation of the scram jet flowpath performance

WANG Lan, XING Jian-wen, ZHENG Zhong-hua, LE Jia-ling

(China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

Abstract One-dimensional code for the computation of the scram jet flowpath is developed by adding the source terms for the area variation, friction, mass addition and chemical heat release to the quasi-one-dimensional Euler equations. The thrust and friction forces as well as the parameters variations along the axis direction and the exit parameters of the scram jet were given in a short time. Validated by the computation of the reacting flow of NAL's dualmode scram jet model, the influences of the expanding angles of the isolator and the combustor, the location and the means of the fuel injection, the two methods to solve the chemical heat release term, the isolator height to the performance of the scram jet fueled by kerosene are analyzed. The scram jet configuration with good performance with steady shock for the flying vehicle design can be demonstrated.

Key words Quasi-one-dimensional Euler equations; Scram jet; Flowpath⁺; Flow field; Performance evaluation

1 引 言

吸气式高超声速飞行器一体化设计选型阶段, 超燃冲压发动机的受力对于评估飞行器整体性能有相当大的影响。然而二维或三维发动机燃烧流场计算相当耗时, 如 40 多万个网格点的片式发动机整机计算, 在 512 个 CPU 的神州 MPP 机上需要三天时间^[1], 在设计阶段这是不现实的。一维方法因此备受青睐, 一种是以文献 [2] 的物理模型出发, 建立在实验静压数据基础上, 用于数据处理与分析, 具体求法是给出参数分布函数, 先求马赫数的分布, 再求其它变量, 忽略了燃烧室壁面摩擦、支板和燃料喷射的

阻力、燃料喷入的质量增加^[3]; 一种是把面积变化、质量添加、摩擦力等作为源项加在一维 Euler 方程的右端。对于第二种方法, 化学反应有两种处理方法, 其一是在 Euler 方程基础上添加 (NCI-1) 个 (NCI 是有限速率化学反应模型的组分个数) 组分连续方程^[4-5], 但方程数因此大大增多, 尤其对于碳氢燃料, 随着组分个数的增多, 计算量成倍数增加; 另一种是采用平衡假设, 忽略中间产物, 假设燃料完全反应, 将化学反应放热作为源项体现在能量方程的右端^[6-7]。

本文采用隐式格式求解广义一维 Euler 方程, 发展了一种高效的、适合于超燃冲压发动机内流计算的一维数值研究方法, 作为发动机性能初步评估

* 收稿日期: 2007-07-25 修订日期: 2008-03-26

基金项目: 国家“八六三”高技术研究发展计划 (2003AA723042)。

作者简介: 王 兰 (1976—), 女, 博士, 研究领域为超燃冲压发动机燃烧室数值模拟和非结构网格应用技术。

Email: wl_wanglan@sina.com

的手段,能够在单机上一分钟内获得燃烧室性能参数(马赫数、速度、静温和总温等分布曲线),为设计者提供摩擦力和推力及燃烧室出口参数。文中着重考虑了摩擦力项、添质和化学反应放热项的求解方法。

2 计算方法

2.1 控制方程

考虑了面积变化、摩擦、添质和化学反应放热的准一维欧拉方程为

$$\frac{\partial(AQ)}{\partial t} + \frac{\partial(AF)}{\partial x} = S \quad (1)$$

式中守恒变量 $Q = (\rho, \rho u, E)^T$, 无粘通量项 $F = (\rho u, p + \rho u^2, (p + E)u)^T$, 方程右端源项 $S = (\frac{dm_s}{dx}, p \frac{dA}{dx} - (\frac{\rho u |u|}{2}) (\frac{4A}{D_e}) f + u_{sx} \frac{dm_s}{dx}, \frac{dQ}{dx} + H_s \frac{dm_s}{dx})^T$ 。A 为截面积, dm_s 为第二质量流量(即添质项), D_e 为当量水力直径, $4A/D_e$ 为管道截面周长, f 为摩擦力系数, u_{sx} 为添质流量 x 方向的速度分量, $u_{sx} = u_{inj}^* \sin\theta$ 其中 θ 为添质流量与壁面法向向量的夹角。 H_s 为添质流量单位质量滞止焓。下面分别讨论源项的确定。

2.2 方程右端项的确定

(1) 摩擦力系数 f 的确定

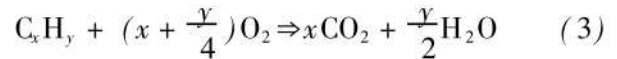
超声速燃烧室内的摩擦力很大,大概是 10^{-3} 的数量级^[8],约为 $0.003 \sim 0.005$ ^[8]。文献[6]中摩擦系数根据实验曲线进行多项式拟合,由化学当量比和燃烧效率确定。文献[5]中采用准一维 Euler 方法对 CARDIC 的双模态超燃冲压发动机燃烧室冷流进行计算,与二维计算结果比较,得出摩擦系数取 0.003 但全流场摩擦系数取常数实际上不太合理。由于 Van Driest 参考焓法得出的湍流平板摩擦力系数比 Spalding and Chi 方法的值要高,本文在此基础上根据国内外经验作了修正,即

$$f = \frac{0.0592}{(R_{ex}^*)^{0.2}} \times 0.85 \quad (2)$$

式中 R_{ex}^* 为参考焓(温度)条件下的当地雷诺数, $R_{ex}^* = \frac{\rho u_{ex} x}{\mu}$, x 要考虑到前体的长度。 $\rho^* = P/RT^*$, $\mu^* = \mu(T^*)$, $\frac{T^*}{T_e} = 0.5 \frac{T_w}{T_e} + 0.28 + 0.22 \frac{T_{iw}}{T_e}$, $\frac{T_{ow}}{T_e} = [1 + \frac{\gamma-1}{2} (P_r^{1/3}) M_e^2]$, 对湍流 $P_r = 0.75$ 。

(2) 单位质量反应热和出口组分的确定

超燃冲压发动机燃烧室内反应很快发生,可以假设流场处于化学平衡状态,忽略中间产物,用单步简化化学动力学模型来表示燃料的化学反应。以 $C_x H_y$ 为例,有如下单步不可逆反应



若完全反应,反应放热量为反应物的生成焓与生产物的生成焓之差。对氢气, $x=0$ $y=2$ 单位质量的反应热为 $\Delta q_{H_2} = 1.209 \times 10^8$ J/kg 煤油用 $C_{10}H_{22}$ 代替,单位质量的反应热为 $\Delta q_{C_{10}H_{22}} = 4.6 \times 10^7$ J/kg 实际的放热量应乘以燃烧效率 η_b 根据化学当量比 ϕ 和燃烧效率 η 由反应式(3)可计算出生成物的质量分数,燃烧室出口的组分即可知道。

(3) 添质项 $\frac{dm_s}{dx}$ 的处理

满足 $\int \frac{dm_s}{dx} dx = dm_s$ 考虑到混合过程^[4],添质项采用指数分布,函数形状如图 1。

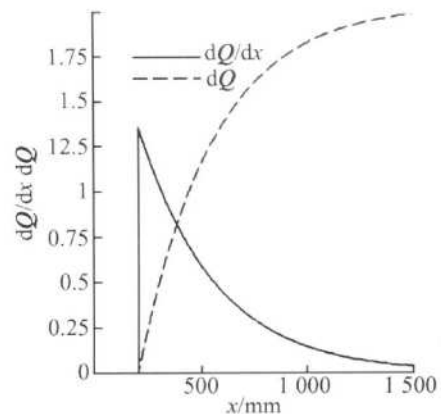


Fig. 1 Exponential type distribution of dQ/dx

(4) 化学反应放热源项 $\frac{dQ}{dx}$ 的处理

化学反应放热作为源项增加在能量方程右端,满足 $\int \frac{dQ}{dx} dx = dQ$ 。文献[6]中壁面放热系数根据实验曲线进行多项式拟合,由化学当量比和燃烧效率确定。根据文献[10]中给出的化学反应放热规律,用函数模拟 $\frac{dQ}{dx}$,第一种与添质项分布一致,有 $\frac{dQ}{dx} = \frac{dm_s}{dx} \times \Delta q \times \eta$ 如图 1;第二种是余弦函数形式,如图 2。

2.3 方程的求解

无粘通量采用 AUSM+ 格式计算,对式(1)采用最大特征值分裂,得

$$\begin{cases} [KI - \frac{\Delta t}{\Delta x} A_{i-1}^+] \Delta Q^* = RHS \\ [KI + \frac{\Delta t}{\Delta x} A_{i+1}^-] \Delta Q = K \Delta Q^* \end{cases} \quad (4)$$

式中 $K = [I + \frac{\Delta t}{\Delta x} \cdot abs(\lambda_{max}(A))]$, λ_{max} 为矩阵最大特征值, 用追赶法可以求出 ΔQ 。

3 计算结果和讨论

3.1 算例验证

选取日本 NAL 双模态发动机模型来验证程序。模型上下对称, 由隔离段、燃烧室和扩张段三部分组成, 氢燃料喷孔位于燃烧室内距离突扩台阶 0.0128 m 处, 来流条件为^[11]: $Ma_\infty = 2.5$, $p_{0\infty} = 1.0$ MPa, $T_{0\infty} = 2\,000$ K, 氢气从壁面垂直喷出, 化学当量比为 1.0。根据文献 [1] 采用 jet-to-jet 片式三维数值模拟的结果, 氢气的燃烧效率取为 0.7, 并将结果与文献 [1] 三维计算结果的一维质量加权平均值进行对比 (见图 3 和图 4)。可以看出, 一维计算得到的压力 (见图 3) 和马赫数 (见图 4) 沿轴向分布与三维计算结果在燃烧室扩张段及出口相当吻合, 只是一维计算的扰动更靠近隔离段出口, 压力峰值偏高, 马赫数偏低。表 1 给出了发动机推力以及摩擦力, 一维计算结果与三维计算结果较为接近。

从上述结果可以看出, 本文采用的发动机内流一维计算方法是可靠的, 可以为飞行器设计提供较为可信的发动机受力和出口参数。

Table 1 Comparisons of 1-D and 3-D reacting results of NAL model

	Thrust/N	Friction/N
3-D computation	63.23	9.31
1-D computation	64.45	9.368

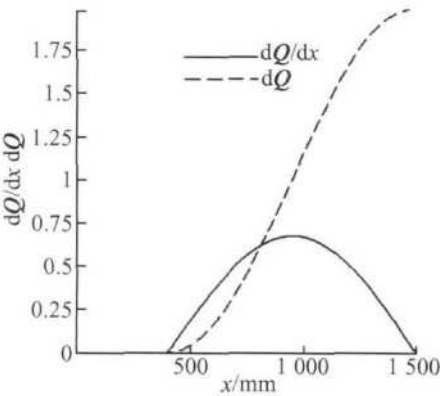


Fig. 2 Cosine type distribution of dQ/dx

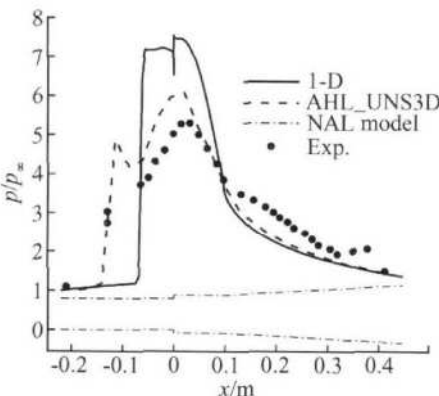


Fig. 3 Axis pressure distribution

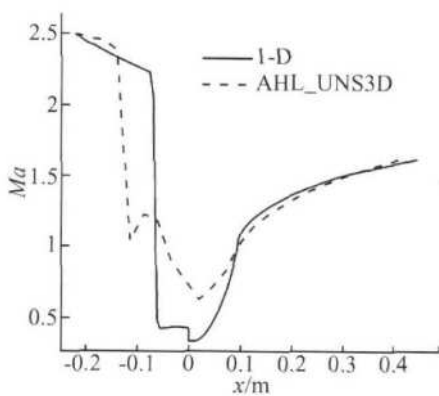


Fig. 4 Axis Mach number distribution

3.2 发动机外形和入口参数的确定

煤油发动机由隔离段和燃烧室组成, 隔离段入口高度 0.03 m, 长 0.5 m, 上壁面扩张角为 α 。燃烧室长 1.5 m, 上壁面扩张角为 β 。隔离段和燃烧室的下壁面保持水平。根据文献 [12] 中三维数值计算经验, 煤油的燃烧效率取 0.5, 化学当量比 ϕ 取 1.0。

设计过程是这样的: 先以飞行器前体进气道二维模型为研究对象, 通过数值求解二维 N-S 方程进行前体进气道流场数值模拟, 得到发动机隔离段入口截面上的流动参数分布, 采用一维面积加权平均得到该截面平均流动参数^[13]; 将此一维平均参数作为一维计算的入口参数, 进行发动机内流计算, 得到的出口参数再提供给设计者, 进行尾喷管与外流场相互作用计算。

飞行器设计状态为: 飞行高度 $H = 16$ km, $Ma_\infty = 4.0$, 攻角为 $0^\circ \sim 6^\circ$, 二维计算后面积加权平均得到发动机隔离段的入口参数为: $Ma = 2.1568$, $\rho = 0.6751$ kg/m³, $T = 494.287$ K, $p = 96.17$ kPa。

3.3 煤油发动机讨论

对隔离段和燃烧室扩张角、燃料喷射位置与方式、化学反应放热项的两种不同求解方法和隔离段高度对燃烧室性能的影响进行了分析, 如果没有特殊说明, 添质项采用指数型函数分布, 化学反应放热项采用余弦型函数分布。

(1) 隔离段扩张角 α 的影响

燃烧室扩张角为 $\beta = 1.68^\circ$, 喷射位置在距离隔离段出口 0.5 m 处, 比较了隔离段扩张角 $\alpha = 0^\circ$ 和 $\alpha = 0.5^\circ$ 的结果。由速度分布曲线 (图 5) 可以看出, 燃烧室后半段结果相差不多, 影响主要在隔离段, 扰动激波已经进入隔离段, 相比之下, 隔离段有扩张角更容易使激波稳定。但从受力情况来看 (见表 2), 这两

种角度对发动机受力影响不大。

Table 2 Comparisons of forces of two different isolator angles

α	Pressure integration	Friction integration	Net thrust
0.0	F_1	D_1	$F_1 - D_1$
0.5	$1.0F_1$	$0.992D_1$	$1.006 \times (F_1 - D_1)$

(2) 燃烧室扩张角 β 的影响

隔离段扩张角 $\alpha = 0.5^\circ$, 喷射位置在距离隔离段出口 0.5 m 处, 比较了燃烧室扩张角 $\beta = 1.68^\circ$ 和 $\beta = 2.0^\circ$ 的结果。由速度分布曲线 (图 6) 可以看出, 影响主要在靠近隔离段出口附近, 扩张角增大更容易使激波稳定。扩张角增大压力积分增大, 摩擦力增大, 但净推力变化不大 (见表 3)。

Table 3 Comparisons of forces of two different combustor angles

β	Pressure integration	Friction integration	Net thrust
1.68	F_1	D_1	$F_1 - D_1$
2.0	$1.014F_1$	$1.141D_1$	$1.003(F_1 - D_1)$

从上述讨论后确定了隔离段扩张角 $\alpha = 0.5^\circ$, 燃烧室扩张角 $\beta = 2.0^\circ$ 。

(3) 燃料喷射位置 L_p 的影响

隔离段扩张角 $\alpha = 0.5^\circ$, 燃烧室扩张角 $\beta = 2.0^\circ$, 比较了喷射位置在距离隔离段出口 0.3 m, 0.5 m 和 0.75 m 处的结果, 均为横喷。从速度分布曲线 (图 7) 可以看出, 喷射位置对燃烧室流场影响很大, 喷射位置靠后更容易使激波稳定。喷射位置越靠前, 净推力越大 (见表 4)。

(4) 燃料喷射方式的影响

Table 4 Comparisons of forces of three different injection places

L_p/m	Pressure integration	Friction integration	Net thrust
0.3	F_1	D_1	$F_1 - D_1$
0.5	$0.995F_1$	$0.982D_1$	$0.996(F_1 - D_1)$
0.75	$0.989F_1$	$0.962D_1$	$0.991(F_1 - D_1)$

隔离段扩张角 $\alpha = 0.5^\circ$, 燃烧室扩张角 $\beta = 2.0^\circ$, 喷射位置在距隔离段出口 0.5 m 处, 比较了横喷 ($\theta = 0^\circ$)、顺喷 ($\theta = 90^\circ$) 和逆喷 ($\theta = -90^\circ$) 的结果。从速度分布曲线 (图 8) 可以看出, 各种喷射方式的结果差别不大, 扰动激波都稳定在燃烧室靠近隔离段出口处, 相比之下, 顺喷更容易使激波稳定。但净推力最小, 逆喷产生的净推力最大, 横喷居于中间 (见表 5)。

Table 5 Comparisons of forces of three different injection ways

Injection ways	Pressure integration	Friction integration	Net thrust
Vertical injection	F_1	D_1	$F_1 - D_1$
Downstream injection	$0.985F_1$	$1.01D_1$	$0.982(F_1 - D_1)$
Upstream injection	$1.015F_1$	$0.990D_1$	$1.018(F_1 - D_1)$

(5) 放热源项放热规律处理方法的影响

隔离段扩张角 $\alpha = 0.5^\circ$, 燃烧室扩张角 $\beta = 2.0^\circ$, 喷射位置在距离隔离段出口 0.75 m 处, 横喷, 比较了前文提到的化学反应放热源项的两种处理方式, 即指数型和余弦型分布。两种处理方法对结果影响不是很大, 相比之下, 余弦型分布更容易使激波稳定。

(6) 隔离段入口高度对发动机受力的影响

隔离段扩张角 $\alpha = 0.5^\circ$, 燃烧室扩张角 $\beta = 2.0^\circ$, 喷射位置在距离隔离段出口 0.75 m 处, 横喷, 比较了

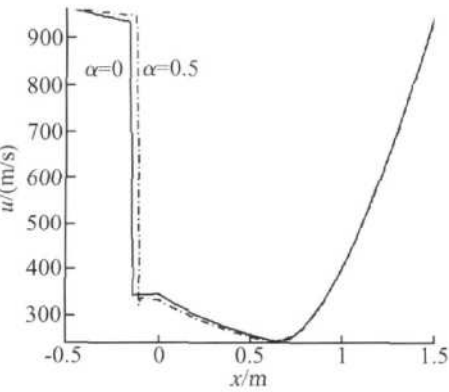


Fig. 5 Influence of angle α to velocity distribution

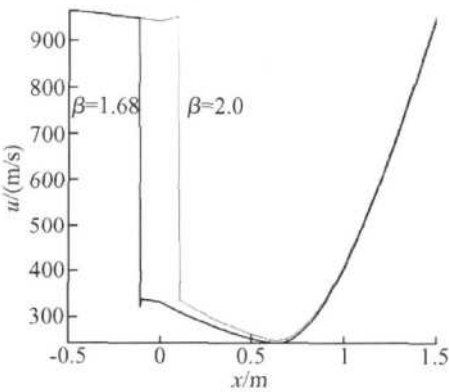


Fig. 6 Influence of angle β to velocity distribution

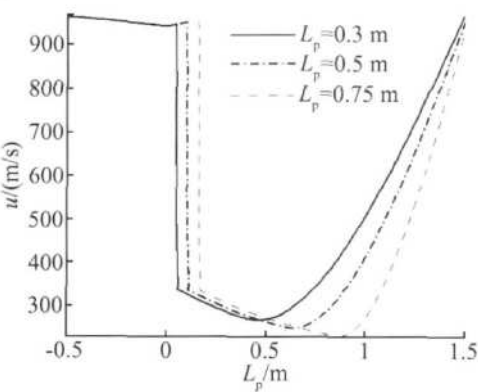


Fig. 7 Influence of L_p to velocity distribution

隔离段高度分别为 0.03、0.05、0.06 和 0.07 m 的结果,从图 9 可以看出,由于捕获流量增大,发动机受到的净推力随隔离段入口高度增加而加大。

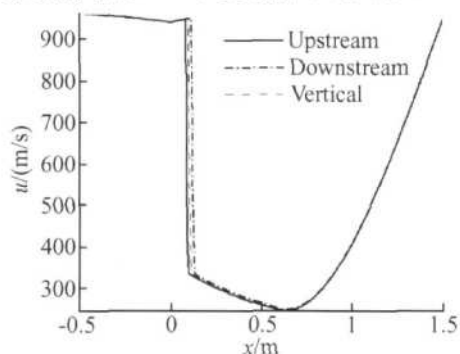


Fig. 8 Influence of injection way to velocity distribution

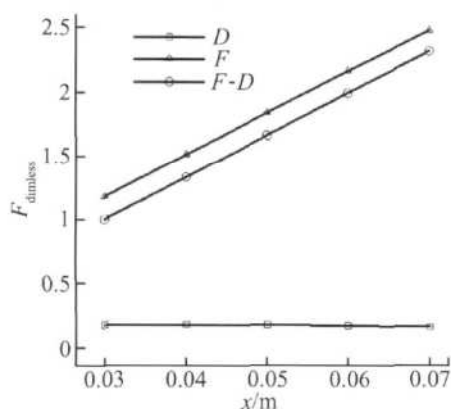


Fig. 9 Influence of isolator height to forces

4 结 论

本文发展的一维方法经过验证,能在短时间内为飞行器设计提供较为可信的发动机受力情况和出口参数,并通过煤油发动机的讨论,给出了能使激波稳定并能提供较大净推力的发动机外形: $\alpha = 0.5^\circ$, $\beta = 2.0^\circ$, 喷射位置定在燃烧室一半位置,采用横喷。

但要能更准确地提供出各种发动机外形与来流条件下的流场参数和受力,化学反应放热项如何人为布置才符合实际物理现象,还需要经验和实验数据并不断完善,由于碳氢燃料往往采用凹槽等火焰稳定器,煤油发动机还需要进一步进行研究。

参考文献:

[1] 王 兰. 超燃冲压发动机整机非结构网格并行数值模

拟研究[D]. 绵阳: 中国空气动力研究与发展中心, 2007.

[2] William H Heiser, David T Pratt. Hypersonic airbreathing propulsion[M]. Washington DC, AIAA, 1994.

[3] 俞 刚, 李建国. 氢/空气超声速燃烧研究[J]. 流体力学实验与测量, 1999, 13(1).

[4] Timothy F O'Brien, Ryan P Starkey, Mark J Lewis. Quasi-one-dimensional high-speed engine model with finite-rate chemistry[J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(6).

[5] 王 兰. 超音速燃烧冲压发动机燃烧室数值模拟[D]. 西安: 西北工业大学, 2001.

[6] 刘敬华, 凌文辉, 刘 陵, 等. 超音速燃烧室性能非定常准一维流数值模拟[J]. 推进技术, 1998, 19(1). (LIU Jing-hua, LING Wen-hui, LIU Ling, et al. A quasi-one dimensional unsteady numerical analysis of supersonic combustor performance[J]. Journal of Propulsion Technology, 1998, 19(1).)

[7] Lockwood M K, Petley D H, Martin J G, et al. Airbreathing hypersonic vehicle design and analysis methods and interactions[J]. Progress in Aerospace Sciences, 1999, 35(1): 1~32.

[8] Theodore Brooke Smith. Development and ground testing of direct measuring skin friction gages for high enthalpy supersonic flight tests[D]. PHD dissertation, Blacksburg, VA, 2001.

[9] 刘 陵, 刘敬华, 张 榛, 等. 超音速燃烧与超音速燃烧冲压发动机[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 1993.

[10] Tretyakov P K. The study of supersonic combustion for a scram jet experimentation, modeling and computation in flow[J]. Turbulence and Combustion, 1996, 1: 319~322.

[11] Rodriguez C G, White J A, Riggins D W. Three-dimensional effects in modeling of dualmode scram jets[R]. AIAA 2000-3704.

[12] 杨顺华. 碳氢燃料超燃冲压发动机数值研究[D]. 绵阳: 中国空气动力研究与发展中心, 2006.

[13] 贺元元. 机体/推进一体化高超声速飞行器数值研究[D]. 绵阳: 中国空气动力研究与发展中心, 2004.

(编辑: 郭振伶)