

冲压发动机进气道和掺混段节流特性数值研究*

白鹏¹, 朱守梅², 孟宇鹏², 李稳绪², 马汉东¹, 周伟江¹

(1. 北京空气动力研究所, 北京 100074; 2. 航天科工集团公司 31 所, 北京 100074)

摘要: 为了研究冲压发动机进气道和掺混段节流特性及其内部的复杂流动, 以同试验进行对比, 采用二阶迎风隐式 TVD 格式, 内外流分区求解可压缩 N-S 方程, 数值模拟弹体, 进气道和掺混段一体化通气模型复杂流场。进气道为“X”型布局二元双楔平面压缩混压式进气道, 掺混段为圆形截面。计算了掺混段出口反压比 $p_1/p_{1\infty} = 3.5 \sim 5.5$, 总压恢复系数 σ , 流量系数 φ 及流场情况。同风洞试验结果比较表明: 计算结果较为合理。通过对计算结果的分析, 定性讨论了该冲压发动机的节流特性和掺混段内部复杂流动状况。

关键词: 冲压喷气发动机; 进气道; 掺混段; 节流特性; 内外流场; 一体化数值模拟

中图分类号: V235.21 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2004) 06-0503-05

Numerical study of the throttle characteristic about the ramjet inlet and mixing section

BAI Peng¹, ZHU Shoumei², MENG Yurpeng², LI Wenxu², MA Handedong¹, ZHOU Weirjiang¹

(1. Beijing Inst. of Aerodynamics, Beijing 100074, China;

2. The 31st Research Inst. of CASIC, Beijing 100074, China)

Abstract: To investigate the characters of the throttle about the ramjet inlet and mixing section, while to compare with the experimental results, the second order upwind implicit TVD schemes were used to solve the compressible N-S equations for integrated simulating the complex inner and outer flowfields about the missile body, ramjet inlet and mixing section. The 2-D inlets with two compression plane were configured in “X” type. The mixing section is circle. The total pressure recovery coefficient σ , the coefficient of the flux φ and the flowfields were presented, where the pressure ratio between mixing section exit and free stream $p_1/p_{1\infty} = 3.5 \sim 5.5$. The present results were compared with the experimental results. The complex flowfields were discussed.

Key words: Ramjet engine; Inlet; Mixing section; Throttle; Inner and outer flow; Integrated computational simulation

1 引言

目前导弹与发动机的整体化设计, 要求一体化考虑弹体与发动机内外流场的相互影响。数值模拟是研究这类问题的有效手段。国内外的相关研究^[1~6], 大多只研究了进气道流场特性或进气道与弹体一体化流场特性。由于计算机条件和数值方法的限制, 对进气道、掺混段和弹体进行一体化数值研究的公开文献还未看到。为更好模拟真实情况, 本文对冲压发动机进气道、掺混段和弹体内外一体化流场进行数值模拟, 通过给定不同掺混段出口与来流压力比 p/p_{∞} 的

方法研究冲压发动机进气道和掺混段的节流特性。

进气道节流特性是指在设计飞行马赫数下, 进气道总压恢复系数 σ 与流量系数 φ 间的变化关系。 σ 和 φ 的定义如下:

$$\sigma = p_1/p_{1\infty} \tag{1}$$

$$\varphi = \frac{\sum_i \sum_j A_{ij} q(\lambda_{ij}) P_{ij}}{A_0 q(\lambda_{\infty}) P_{1\infty}} \tag{2}$$

式中 p_1 为采用面积平均计算的截面总压。

超声速进气道典型的节流特性是超临界流动情况下, 随着发动机燃烧室反压增加, 总压恢复系数 σ 增加, 流量系数 φ 基本保持不变, 直至达到临界点总

* 收稿日期: 2003-06-20; 修订日期: 2004-03-09。

作者简介: 白鹏 (1973—), 男, 博士生, 研究领域为计算流体力学。

压恢复系数达到最大。随后随反压增加流量系数开始下降,总压恢复系数一般低于(或开始略高于,然后低于)临界点总压恢复系数 σ_{cr} 。该曲线可通过试验获得,通过调节发动机模型尾喷口堵锥改变出口面积,模拟燃烧室不同反压对进气道造成的影响。

本文采用自主开发的数值模拟软件计算冲压发动机的节流特性曲线。采用可压缩 N-S 方程和 Harten-Yee 二阶迎风 TVD 格式, B-L 代数湍流模型,内外流一体化计算了弹体、“X”型布局二元矩形双楔平面压缩混压式进气道和圆形截面掺混段复杂流场。并对进气道节流特性和掺混段中气体流动状况进行了分析。

2 物理模型、数值方法、湍流模型和边界条件

本文不考虑发动机工作时燃料、空气掺混和化学反应,这对应风洞试验中的冷吹风通气模型,是发动机试验和设计的基础性环节。

控制方程为三维可压缩 N-S 方程组。选择 Harten-Yee 的二阶迎风隐式 TVD 有限差格式^[7]。计算发现本问题流场马赫数变化范围较大,从 0.1 到 2.2。首先,该格式具有很好的激波捕捉特性、高的分辨率和较好的收敛性。另外对低速情况,作者曾用该格式计算 $Ma=0.2$ 三角翼大攻角分离流开缝吸气效应,计算结果与实验对比较为满意^[8]。但由于掺混段内流动的低速特性,相应该区收敛速度降低。综上该

格式能够胜任较广泛 Ma 数问题。

目前所见文献中,多数相关工程问题^[2,4]采用 B-L 代数模型,并得到了较为合理的结果。故本文采用 Degani^[9]等改进后的 B-L 代数模型,同时考虑进气道中多壁面影响,采用多壁面修正:

$$U_1 = \sum_{i=1}^m (U_1/y)_i / (\sum_{i=1}^m 1/y_i^2)^{1/2} \quad (3)$$

式中, m 是壁面数, y_i 表示指定点到第 i 面的距离。

外流场边界条件为:上游边界自由来流,下游边界超音速外插;分区块边界采用线性差值传递流场信息;内流场边界无需特殊处理,只是为模拟燃烧室中不同压力工况,在掺混段的出口位置给出口压力与来流压力之比,同时速度外插。另外在壁面,采用固壁边界条件。

3 计算网格

忽略进气道壁面厚度。进气道与导弹弹体之间留有一定缝隙。进气道楔形压缩面距离导弹头部距离约为 10 倍弹径。发动机掺混段为圆形截面,掺混段长度为掺混段直径的 6 倍。

算例侧滑角为 0° ,故只计算半流场。整个半流场分为 9 个区。图 1 为整体网格,图 2 为弹体、进气道、掺混段网格放大,图 3 为网格分区示意图。由于拓扑结构限制,网格块的交接面上采用拼接网格和面积加权线性插值。

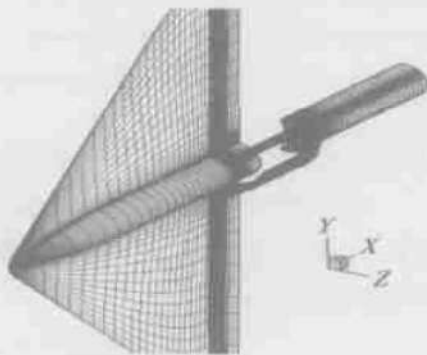


Fig.1 Whole grid

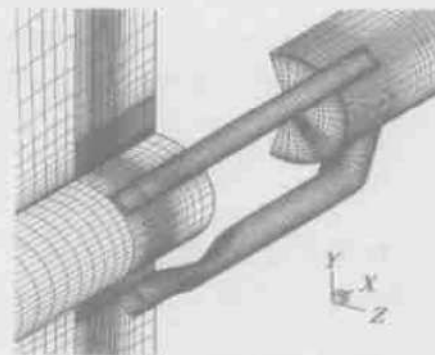
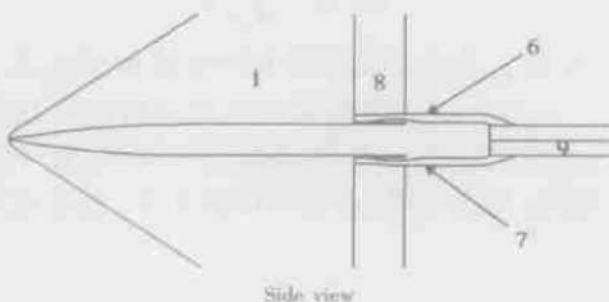
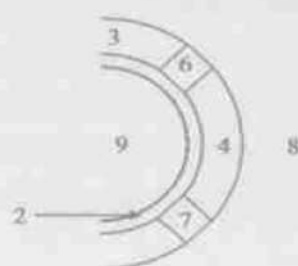


Fig.2 Inlet and mixing section grid



Side view



Forward view of inlet entry

Fig.3 Sketch map of the multizone grid

4 计算结果分析

计算条件为: 攻角 $\alpha = 0^\circ$, 侧滑角 $\beta = 0^\circ$, 来流马赫数 $Ma_\infty = 2.2$, 雷诺数 $Re = 4.2 \times 10^7$, 掺混段出口与来流静压比 $p_t/p_{t\infty} = 3.5, 4.2, 4.9, 5.2, 5.4$ 和 5.5 。图 4 为 $p_t/p_{t\infty} = 5.4$ 时全场等马赫线, 可见弹头斜激波和进气道入口封口激波等复杂波系。

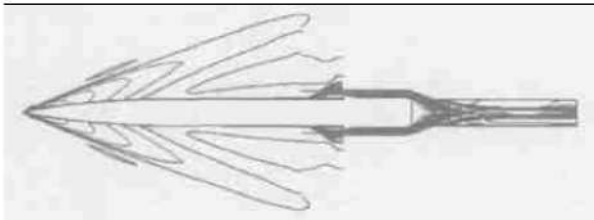


Fig. 4 Flowfield isoline of $Ma(p_t/p_{t\infty} = 5.4)$

图 5 为以 $p_t/p_{t\infty} = 5.2$ 的收敛解作为初场求解 $p_t/p_{t\infty} = 5.4$ 流场, 进气道转弯段前 $x = 4600$ 位置, 掺混段 $x = 5700$ 位置的流量系数 φ 和总压恢复系数 σ 的收敛曲线。反映出求解本问题的两个特性: (1) 在迭代最大误差值已较低时, 物理量还在不断变化, 需要更多时间收敛; (2) 掺混段的低速效应, 造成该区收敛速度明显慢于进气道。如图 $p_t/p_{t\infty} = 5.4$, 收敛结

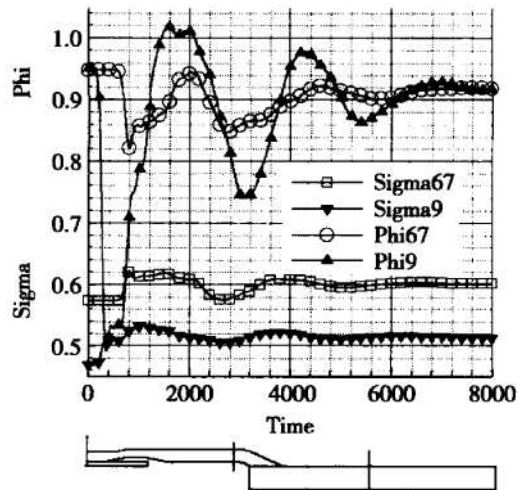


Fig. 5 $p_t/p_{t\infty} = 5.4$, convergence curve Sigma67, Phi67: σ and φ of Inlet Sigma9, Phi9: σ and φ of mixing section

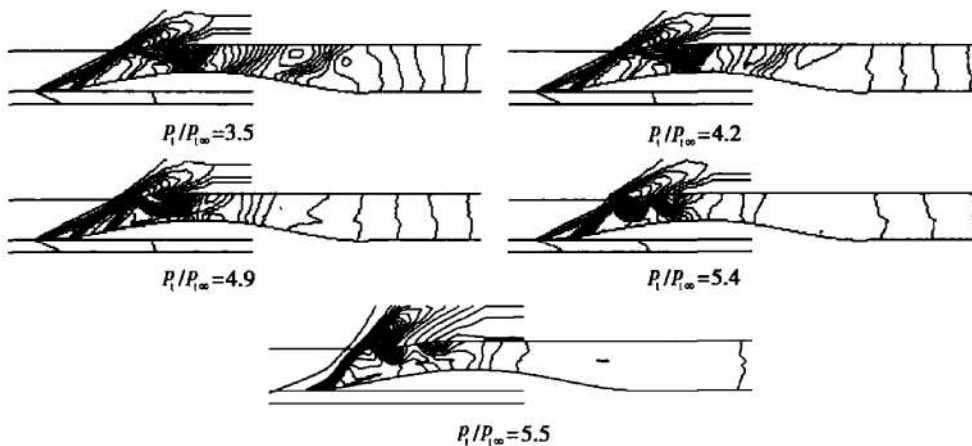


Fig. 6 Pressure isoline of the inlet entry($p_t/p_{t\infty} = 3.5 \sim 5.5$)

图 7 给出 $p_t/p_{t\infty} = 3.5, 4.2, 4.9, 5.2, 5.4$ 沿进气道下壁面压力分布和进气道下壁面形状。图 6 为 $p_t/p_{t\infty} = 3.5, 4.2, 4.9, 5.4$ 和 5.5 状态, 进气道入口等压线。由于一体化计算和计算收敛所需步数较多, 以及目前计算机条件的限制, 本计算可考虑的网格点数受到限制(进气道内网格为 $35 \times 35 \times 90$), 仅在进气道入口和拐弯段进行加密, 故难以非常细致的捕捉所有流场结构。这里拟对比不同反压条件下的计算图

果 6, 7 区进气道 $\varphi = 0.9184$, 9 区掺混段 $\varphi = 0.9161$, 相对误差 0.25%, 满足质量守恒, 结果合理。这里必须指出, 反压进一步升高, 进气道波系被推出入口, 进气道进入亚临界状态(图 6), 计算结果出现振荡, 无法收敛。这同试验中观测到的, 一旦进入亚临界状态进气道就发生喘振现象相一致, 表明稳定的亚临界难以得到。

像, 以求对问题进行定性和部分定量的分析比较。计算结果还有不少需要改进之处, 但需要更多的网格点数和更为强大的计算机。

对照两图, 二级压缩楔作用, 产生两道斜激波, 对应进气道下壁面压力在两个压缩楔位置分别产生两次突越。由图 7 分析出, 第二道压缩楔产生激波强度高于第一道压缩楔, 且在反压比 3.5~ 5.2 范围, 进气道下壁面唇口前压力分布完全一样, 不受反压增加的

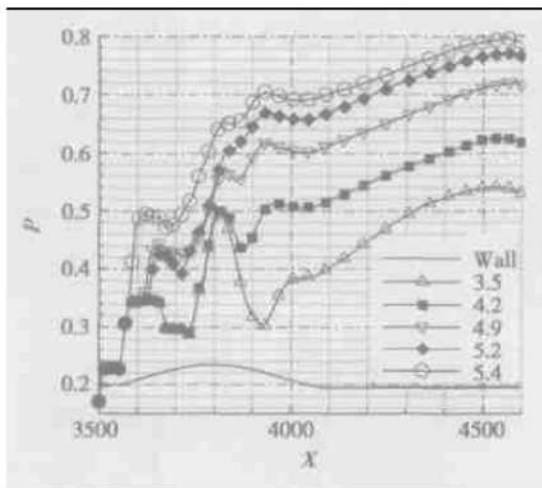


Fig. 7 Pressure distribution curve
($p_1/p_{1\infty} = 3.5, 4.2, 4.9, 5.2, 5.4$)

影响,但反压比增加到 5.4 时,第二道斜激波的强度突然明显增加。这是由于(图 6) $p_1/p_{1\infty}$ 在 3.5~5.2 范围,虽然波系在逆压的作用下不断向入口移动,但入口两道斜激波保持封口状态,波前的流动和外流场不会受进气道和掺混段内部流动的影响,二级压缩楔产生的斜激波不随反压变化而变化,进气道保持超临界,流量系数保持不变,约为 0.95。当反压达 5.4 时,入口斜激波不再保持封口,进气道内流波系已被推出唇口,受其影响第二道斜激波激波角增大,强度突增,总压损失增加,并产生溢流,造成流量系数下降为 0.9184,发动机开始进入亚临界状态,但此时总压恢复系数还在增加(见表 1)。进一步增加反压到 5.5,入口波系完全被推出进气道,两道斜激波合并成一道更强的不封口斜激波。数值模拟发现,此时流场无法稳定下来,进气道压力恢复系数和流量系数不断变化,计算不收敛,同亚临界状态进气道发生喘振现象相一致,表明稳定的亚临界难以得到。

随着掺混段出口压力比增加,进气道下壁面压力不断增加,逆压区范围不断扩大,结尾激波系被推向唇口位置。相应观察图 7,反压比为 3.5 和 4.2 时,喉道前压力分布相同,由于在喉道位置经过由进气道上壁面反射到下壁面的激波,压力突然增加。随后,进气道下壁面扩张,产生膨胀波,相应下壁面压力系数下降。接下来压力都经过一个较小突跃后开始较缓增加。不同的是反压 4.2 的压力突跃位置较反压 3.5 时提前,表明结尾波系随反压增加被推向喉道,但由于进气道中部网格分布较少,难以捕捉到明显的波系。

表 1 为本文计算结果。与相同模型试验数据对

比,超临界状态下,流量系数吻合很好,误差小于 1%,表明本文计算结果较为合理。但临界点的总压恢复系数存在一定差别,比试验数据小 10% 以上,这可能同网格密度不够,造成网格耗散过大有关。

Table 1 Coefficient of the stagnation pressure comeback σ
and the coefficient of the flux φ

Condition	Super critical				Sub critical		
	$p_1/p_{1\infty}$	3.5	4.2	4.9	5.2	5.4	5.5
CFD	φ	0.9477	0.9493	0.9480	0.9480	0.9184	-
	Inlet σ	0.4951	0.5308	0.5732	0.5732	0.6018	-
	Firebox σ	0.3471	0.4085	0.4694	0.4694	0.5138	-

图 8 为本文计算在 $Ma = 2.2$, 攻角侧滑角为 0 时,第 6,7 区进气道压力恢复系数 σ_{67} 和第 9 区掺混段压力恢复系数 σ_9 随流量系数 Φ 变化的节流特性曲线。图中横坐标为流量系数 Φ ,纵坐标为总压恢复系数 σ 。

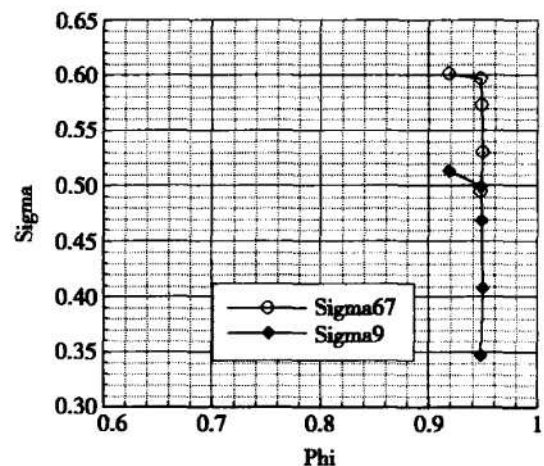


Fig. 8 Throttle characters

图 9 为 $p_1/p_{1\infty} = 4.2$, 攻角 $\alpha = 0^\circ$ 掺混段六个横截面和沿进气道对称面过对称轴纵向截面马赫数灰度。浅色部分表示高速流动 $Ma = 0.2 \sim 0.8$, 称之为主流,深色部分为低速流动 $Ma < 0.2$ 。掺混段内气流流动非常复杂。主流经进气道高速冲入掺混段,在掺混段前部和高速气流两侧存在大面积低速流区(见 1, 2 截面)。主流在高压作用下继续前进经过 3 截面后在截面 4 位置高速气流从四周汇聚到中心,流谱发生根本性改变。四股高速气流经过碰撞和掺混,高速区不再沿进气道对称面方向的“X”型分布(见截面 1, 2, 3),而是呈现“米”字型分布(见截面 4),并在随后逐渐地演变为“十”字型分布(见截面 5, 6)。在这一过程中,高速区沿“X”方向的半径逐渐减小,沿“十”方

向的分布半径不断增加(见截面 5),最后在截面 6 高速区的分布同掺混段入口附近高速区的分布情况刚好相反,原来的高速区演变为低速区,相应原来的低速区则演变为高速区(比较截面 2 和 6)。这是一种很有趣的现象,同我们的直观猜想有所不同。高速气流并没有按照进入进气道的分布形式保持下去,而是发生了复杂的拓扑变化,这种变化对冲压发动机的燃烧组织具有重大意义。关于这一复杂变化过程,尤其是截面 3 和截面 4 之间,还需要做进一步深入研究。截面 6 以后高速区流动的分布规律基本保持不变。另外该区流动的复杂性和大面积低速区造成该区的计算存在一定困难,收敛较慢。

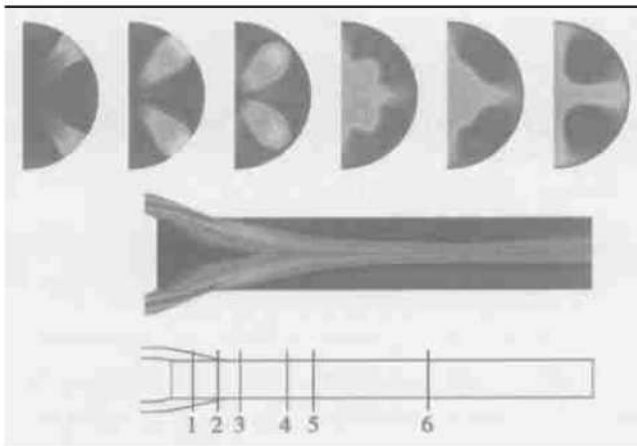


Fig. 9 Ma cloud of the mixing section($p_t/p_{t\infty} = 4.2$)

6 结 论

(1) 掺混段存在大范围低 Ma 数区,造成该区的计算存在一定困难。收敛较慢。

(2) 经过多个反压状态的数值模拟,得到的进气道和掺混段节流特性曲线同典型节流曲线相一致,表明本文计算结果较为合理。另外,虽然计算得到的冲压发动机超临界状态下流量系数 φ 同试验值吻合较好,但由于网格点数和计算机能力的限制,总压恢复系数还存在较大偏差,且进气道中部的波系捕捉还不够精细,说明本研究还有可改进之处,但这需要更多的网格点数和更强的计算能力。

(3) 亚临界区的数值模拟(反压 5.5)表明,流量系数和总压恢复不断波动,计算无法收敛,这同发动机进入亚临界状态时出现的喘振现象一致,说明稳定的亚临界不容易得到。

(4) 进气道波系非常复杂。随掺混段出口反压比增加,波系发生相应改变。超临界状态,二级压缩楔产生两道封口斜激波的强度和形态不随反压增加而

发生改变。结尾波系到达喉道之前(反压 3.5, 4.2),喉道之前的波系和下壁面压力分布不会发生改变。当结尾波系到达喉道位置时(反压 4.9),喉道附近波系和下壁面压力分布发生改变。

(5) 掺混段内气流流动非常复杂。高速气流经进气道以“X”型分布进入掺混段,在掺混段前部和高速气流两侧形成大面积低速区。高速气流在高动压作用下保持“X”型分布(截面 1-3)继续前进,直至汇聚到中心碰撞混合,呈现“米”字型分布(截面 4),并在随后演化为“十”字型分布(截面 5, 6)。关于这一复杂变化过程,尤其是截面 3 和截面 4 之间地拓扑结构地根本性变化,还需要做进一步深入研究。因为这一掺混区的流动,对冲压发动机的燃烧组织有重大意义。

参考文献:

- [1] Ramakrishnan S V, Goldberg U C, Ota D K. Numerical computation of hypersonic turbulent flows using zero and one equation models[R]. *AIAA* 89-2234-CP.
- [2] Aslan A R, Grundmann R. Accurate prediction of three dimensional intake flow[C]. *ISABE* 91-7075, pp. 712~ 723.
- [3] Gaible F, Gamero P, Kechian S. CFD for scramjet inlets[C]. *Second European Symposium on Aerothermodynamics for Space Vehicles*, November 1994, 557~ 563.
- [4] 李 博, 梁德旺. 混压式进气道与弹体一体化流场数值模拟[J]. *推进技术*, 2002, 23(4). (LI Bo, LIANG De-wang. Computation of the integrated flow field around missile and mixed compression intake[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2002, 23(4).)
- [5] 张玉伦, 陈作斌, 程 玲, 等. 前机身-进气道内外流场数值模拟[R]. 中国国防科技报告, *GF* 83139.
- [6] 郑小清, 沈慧俐. 大迎角下前机身-进气道组合体的流场计算[R]. 中国国防科技报告, *GF-A0011018G*, 1991.
- [7] Yee H C, Warming R F, Harten A. Implicit total variation diminishing (TVD) schemes for steady-state calculations[J]. *JCP*. 1985, 57: 327~ 360.
- [8] 白 鹏, 周伟江, 汪翼云. 三角翼大攻角分离流开缝吸气效应研究[J]. *航空学报*, 1999, 20(5).
- [9] Degani D, Shiff L S. Computation of turbulent supersonic flows around Pointed Bodies having crossflow separation[J]. *JCP*. 1968, 66: 173~ 196.

(编辑: 朱立影)