

文章编号:1000-8055(2011)06-1223-08

单边膨胀喷管试验和数值模拟

谭 杰¹, 金 捷¹, 杜 刚¹, 徐惊雷²

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院,
航空发动机数值仿真研究中心, 北京 100191;

2. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 在落压比为 4~60 范围内,对两种不同膨胀型面的高速二元单边膨胀喷管模型试验件(SERN 1 和 SERN 2)进行了试验研究,获得了壁面静压分布和纹影照片.用三维数值计算得到了喷管性能参数,丰富了流场信息.试验和数值模拟结果表明:下腹板出口气流处于深度过膨胀状态时,喷管内部激波/边界层相互干扰并存在 4~5 道斜激波,而且 SERN 1 和 SERN 2 内部分别出现了自由激波分离和受限激波分离,这使得上膨胀面压力分布和喷管总体性能差别较大.两个模型在设计点附近总体性能差别较小,在设计点轴向推力系数可达 0.96,推力矢量角约为 9°;在低落比范围内,喷管性能变化较大而且两者差别明显;总体上来说, SERN 2 性能优于 SERN 1.

关 键 词: 单边膨胀喷管; 激波/边界层干扰; 壁面静压分布; 数值模拟; 高超声速飞行器
中图分类号: V231.3 **文献标志码:** A

Experimental and computational investigation of single-expansion-ramp-nozzle

TAN Jie¹, JIN Jie¹, DU Gang¹, XU Jing-lei²

(1. Aeroengine Numerical Simulation Research Center, School of Jet Propulsion,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: An experimental study was conducted for two high-speed two-dimensional (2-D) single-expansion-ramp-nozzles with different ramp contours at nozzle pressure ratios R_{np} between 4 and 60 under wind off condition. The wall static pressure distributions and schlieren flow visualization were obtained. A computational investigation was also conducted to determine the performance of the nozzle and enrich the details of flowfield. Results from this study indicate that under highly overexpanded conditions of cowl trailing edge, the inner nozzle flow is dominated by shock-induced boundary-layer separation and accompanied by four to five oblique shocks. Moreover, the free shock and restricted shock separation are identified respectively in SERN 1 and SERN 2, which exert large influence on the wall pressure distributions and overall performance of nozzles. The performance of two models has little difference in the vicinity of design point, the axial thrust coefficient reaches 0.96 and thrust vector angle is about 9 degrees at the design point. Through the low R_{np} regime, the performance of nozzles show large variation and the difference is obvious between SERN 1 and SERN 2. In general, the performance of SERN 2 is superior to SERN 1.

收稿日期:2010-05-24; 修订日期:2010-07-20

作者简介:谭杰(1985—),男,湖北公安人,博士生,主要从事航空发动机内流空气动力学研究.

Key words: single-expansion-ramp-nozzle; shock wave/boundary-layer interaction; wall static pressure distributions; numerical simulation; hypersonic vehicle

由于高超声速飞行器具有宽广的飞行包线,为了达到最好的喷管性能,要求喷管的膨胀比达到数百甚至上千,面积比达到几十.现有的可变几何喷管、轴对称喷管和二元收扩喷管由于其鱼鳞片安装和密封装置对机构的限制,它们的最大膨胀比仅能达到3.6.而单边膨胀喷管(SERN)由于直接使用飞行器的后体下表面作为外膨胀面,使其具有独特的满足大膨胀比的能力.同时,单边膨胀喷管的下腹板比二元收扩喷管短得多,使得SERN与飞行器机体高度一体化的特点体现得更充分,这种结构还显著地减小了推进系统的质量.这些优点使得单边膨胀喷管成为未来高超声速飞行器最有可能采用的喷管类型.

从上世纪90年代开始美国航空航天局(NASA)对SERN做了大量的试验和数值仿真工作. Spaid等人通过试验手段研究了喷管喷流与外流之间的相互作用,试验结果包括了油流与纹影照片,后体表面压力分布,流场压力,流动方向以及总温剖面等结果,但没有获得喷管的总体性能参数^[1]. Capone等人试验研究了6种喷管几何参数的变化对SERN的内特性和推进性能的影响,结果发现给定马赫数下的最大推进性能很大程度上依赖于喷管的实际落压比;但喷管设计落压比仅为14,试验 $R_{np}=1.5\sim 12$ ^[2]. Ruffin等使用求解器FL3D对高速飞行器的喷管/后体流场进行了数值模拟,计算结果显示了流动的三维特性、关键的流动特征以及侧壁对喷流发展的影响,但论文没有涉及喷管总体性能参数以及在非设计点条件下喷管的流场结构^[3]. 文献[4-5]在跨声速条件下分别对处于过膨胀状态的SERN进行了试验和数值研究,结果表明喷管流场呈现非常强的三维特征,而且在试验马赫数范围内喷管总体性能参数变化较大.国内在SERN的研究方面也开展了一些工作,但多是对二维喷管型线的优化设计和对国外资料中已有喷管型线的数值模拟研究^[6-7],试验工作较少,而且落压比较低^[8-9].

本文研究的SERN是为高超声速涡轮组合循环计划设计的,飞行器最大 Ma 为4,最大 R_{np} 为100.为了研究上膨胀面型面对喷管内外流场和总体性能的影响,本文设计了两个试验件即SERN 1和SERN 2,其中SERN 1采用三次曲线

代替Rao提出的最大推力设计方法,SERN 2为直壁.本文在 $R_{np}=4\sim 60$ 条件下对以上两个模型进行了试验研究,分析了壁面静压分布和喷管出口流场信息并对两个模型的内外流场进行了三维数值模拟计算,对比分析了不同的流场结构、喷管总体性能参数,为工程设计提供依据.

1 试验设备与模型

1.1 喷管试验台

试验在专用喷管模型试验台进行,采用高压气源与下游真空泵联合运作方式.整套喷管模型置于 $1.2\text{ m}\times 0.8\text{ m}\times 1.2\text{ m}$ 的真空箱内,净化后的高压空气经由供气管道、前室等进入喷管模型,在喷管中膨胀并排入真空箱.为了使从喷管喷出的气流顺利排出真空箱,在箱体后面安装了排气引射器.真空箱后连接了一个体积为 400 m^3 的真空球包,经真空泵工作组抽吸以保证真空的稳定度达到试验所要求.实测表明,喷管进口总压约为 0.6 MPa ,总温约为 300 K ,真空箱的绝对压强在 0.01 MPa 左右,喷管最大稳定工作落压比为60,喷管进口流量约为 0.4 kg/s ,每次试验约15 min.用PSI公司9816多通道精度为 0.05% 的电子压力扫描阀测量全部压力数据,采用双镜反射式纹影仪观察记录模型外流场的波系结构.

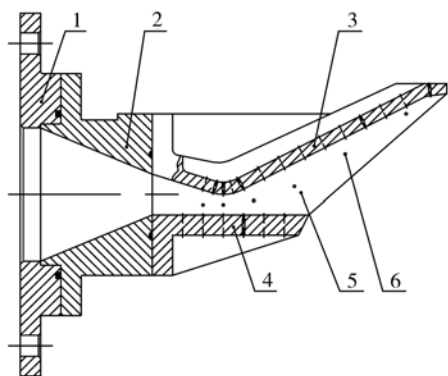
1.2 试验模型

SERN 1和SERN 2的区别仅在于上膨胀面的造型不同.喷管面积均比为6,设计落压比约为63,喷管喉道面积为 420 mm^2 ,宽高比为4.2;收敛段长度为 35 mm ,扩张段长度为 110 mm . SERN 2上膨胀面倾角 $\beta=27^\circ$,出口修正角 $\alpha=7^\circ$,SERN 1的详细介绍参见文献[9].图1为SERN 2的纵剖面图.

2 试验结果分析

2.1 SERN 1 壁面静压分布

试验得到的SERN 1上膨胀面静压分布曲线如图2所示,图中所有压力用来流总压 p_t 无量纲化,横坐标以喷管喉道位置 X_t 无量纲化.由图可见,当 $R_{np}\geq 25$ 时,压力分布完全重合,这说明此时上膨胀面流动已经与背压无关了,上膨胀面气



1 进口安装边; 2 圆转过渡段; 3 上膨胀面;
4 下腹板; 5 左侧板; 6 侧压孔

图 1 SERN 2 纵剖面示意图

Fig. 1 Sketch of the SERN 2 model

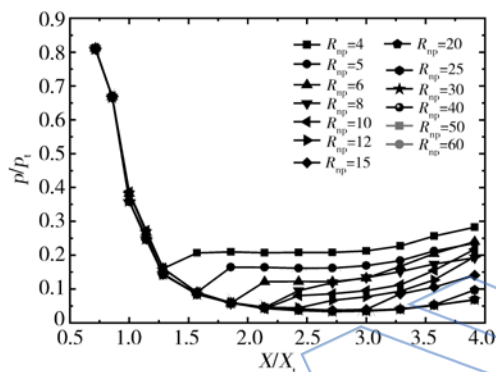


图 2 SERN 1 上膨胀面静压分布

Fig. 2 Ramp static pressure distributions of SERN 1

流一直膨胀降压,末端气流经历近似等熵压缩,压力缓慢上升.在 $R_{np}=4\sim 20$ 范围内,随着 R_{np} 的降低,壁面静压跃迁有规律地向左移动,这表明喷管内的激波逐渐靠近喉道.从压力跃迁前后压比、波前气流马赫数等诸因素分析,说明波根处存在气流分离.气流通过分离激波后,压力在分离区内缓慢上升,最后与背压相差不大.这说明气流经过上膨胀面分离激波后已完全分离,没有再附现象出现,是典型的自由激波分离.

试验得到的 SERN 1 左侧板静压分布曲线如图 3 所示.在 $R_{np}=5\sim 10$ 范围内,侧板上前 4 点静压完全重合且单调下降,第 5 点静压发生跃迁且幅度随 R_{np} 的增大而降低.笔者认为,产生这一现象的原因是:根据一维等熵流理论,此时下腹板和上膨胀面出口气流均处于过膨胀状态,下腹板尾缘发出的自由激波和上膨胀面分离激波分别扫掠左右侧板,使得侧板边界层分离并在分离区前产生分离激波,侧板上气流通过分离激波后压力发生跃迁;随着 R_{np} 的增大,激波向管外移动而且

强度减弱,使得压力跃迁幅度降低. $R_{np}=4$ 时,后三点压力缓慢上升并与背压相差不大,说明此时后三个测压点均处于分离区位置.

在 $10 < R_{np} \leq 30$ 范围内,侧板上前 5 点静压完全重合,第 6 点静压较第 5 点发生跃迁且幅度随落压比的增大而降低.根据测压点的坐标以及上膨胀面压力分布,可以知道第 6 点静压跃迁是由上膨胀面末端分离激波扫掠侧板引起的. $R_{np} \geq 40$ 时,压力分布完全重合而且单调下降,这说明侧板上测压点布置范围内没有激波存在了,也不存在分离流动,流动单一加速降压.

侧板和上膨胀面的压力分布特点都说明在 $R_{np}=4\sim 10$ 范围,喷管内部流场是非常复杂的,内部可能存在 4~5 道激波,即下腹板尾缘发出的自由激波,上膨胀面分离激波以及左右侧板产生的一对相互交叉的斜激波,激波与激波之间还可能发生马赫相交;而在 $R_{np} \geq 30$ 条件下,喷管内部流动比较简单,流动只是单一的加速降压,不存在流动分离现象.

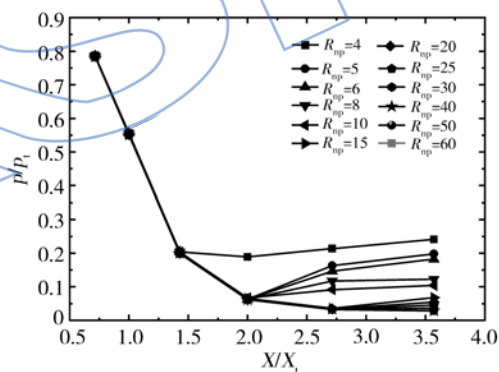


图 3 SERN 1 左侧板静压分布

Fig. 3 Sidewall static pressure distributions of SERN 1

图 4 为 1 号试验件下腹板静压分布.可以看出,在 $R_{np}=5\sim 60$ 范围内,下腹板静压分布完全重合而且压力单调下降,说明气流在测压点布置范围内一直在加速降压.当 $R_{np}=4$ 时,下腹板第 6 点静压出现了跃迁,说明此时测压点处气流处于过膨胀状态,通过一道斜激波后压力与背压达到平衡,根据测压点的坐标可以确定此时下腹板上斜激波位置在 $X/X_1=1.5\sim 2.0$ 之间.

2.2 SERN 2 壁面静压分布

试验得到的 SERN 2 上膨胀面静压分布曲线如图 5 所示.与 SERN1 类似,当 $R_{np} \geq 30$ 时,上膨胀面压力分布完全重合,说明此时上膨胀面流动

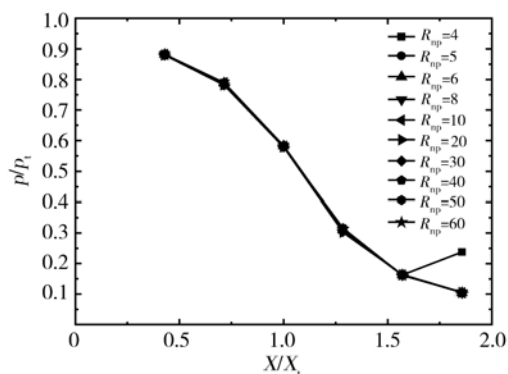


图4 SERN 1下腹板静压分布

Fig. 4 Cowl static pressure distributions of SERN 1

与落压比无关,上膨胀面前段一直加速降压,气流修正角处产生的斜激波使得上膨胀面末端压力小幅上升.在 $R_{np}=4\sim 20$ 范围内,壁面静压跃迁有规律地向左移动,表明喷管内的激波逐渐靠近喉道,与 SERN 1 不同的是,在 $R_{np}=4\sim 8$ 范围内,上膨胀面压力存在峰值而且大于环境压力,随着 R_{np} 的减小压力峰的位置向左移动.压力峰的存在说明此时上膨胀面上的分离不再是自由激波分离而是受限激波分离,气流分离后很快再附并产生膨胀波和再附激波使得上膨胀面压力出现大幅波动.在传统的轴对称喷管和二元收扩喷管中,也常出现这种分离流动,而且在一定条件下其中的一种分离流动可以转化成另外一种^[10-12].

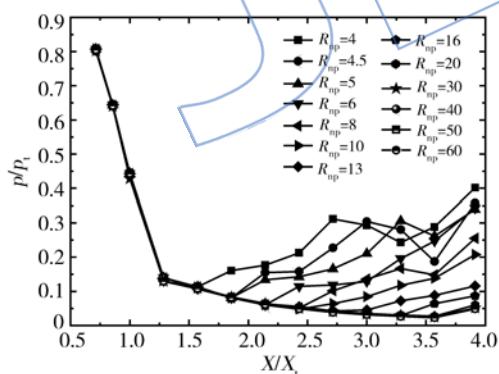


图5 SERN 2上膨胀面静压分布

Fig. 5 Ramp static pressure distributions of SERN 2

图6和图7分别为 SERN 2 左侧板和下腹板压力分布.在 $R_{np}=4\sim 10$ 范围内, SERN 1 和 SERN 2 左侧板静压分布差别较大,其主要原因是:在相同的 R_{np} 条件下,不同的膨胀型面使得下腹板出口气流处于过膨胀状态时发出的斜激波位置、激波强度和激波角都不同,而斜激波与侧板边界的相互干扰影响侧板上的压力分布;在设计

点附近,此时喷管内部流动只是单一的加速降压,壁面压力分布独立于喷管落压比,又因为两个喷管模型的面积比相等,所以两者壁面压力分布差别较小.下腹板上的流动相对比较简单,整个试验落压比范围内两个模型下腹板上的压力分布相差较小.

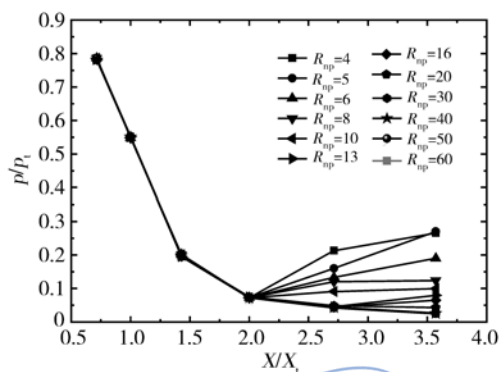


图6 SERN 2左侧板静压分布

Fig. 6 Sidewall static pressure distributions of SERN 2

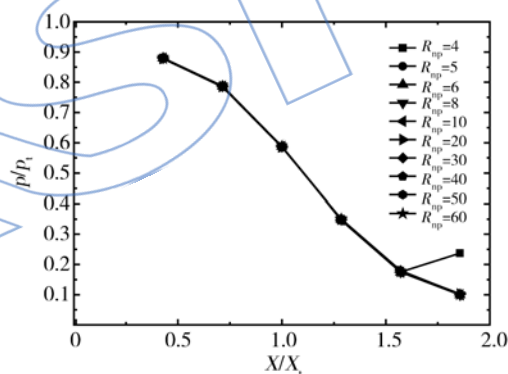


图7 SERN 2下腹板静压分布

Fig. 7 Cowl static pressure distributions of SERN 2

2.3 纹影照片

由于试验件两侧板未采用光学玻璃,无法得到喷管内部流场照片,加上观察窗位置和大小原因,照片得到的流场信息只是集中在下腹板出口.在 $R_{np}=4\sim 10$ 范围内,波系主要在喷管内部,外流场密度梯度很小.本文给出了 SERN 1 在 $R_{np}=10, 16, 20, 30$ 和 60 条件下的纹影照片,如图8所示.当 $R_{np}=10$ 时,下腹板出口和上膨胀面出口气流均处于过膨胀状态,气流通过一道斜激波将压力恢复到环境压力.从图8(a)可以看出,此时下腹板出口斜激波紧贴喷管出口,终止于出口长度约 $1/2$ 的位置.由于上膨胀面分离激波在喷管内部,无法看到,不过从图中可以清楚地看到

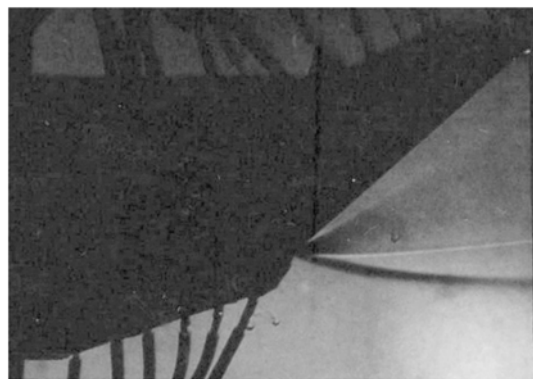
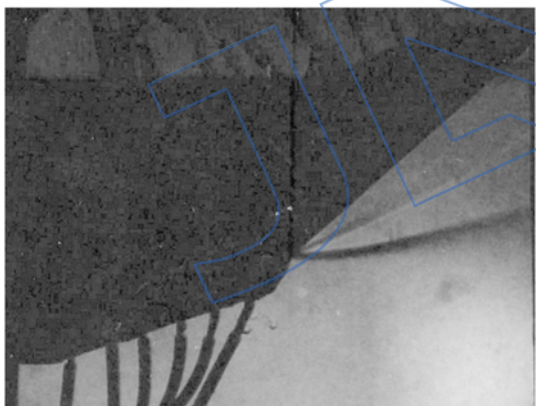
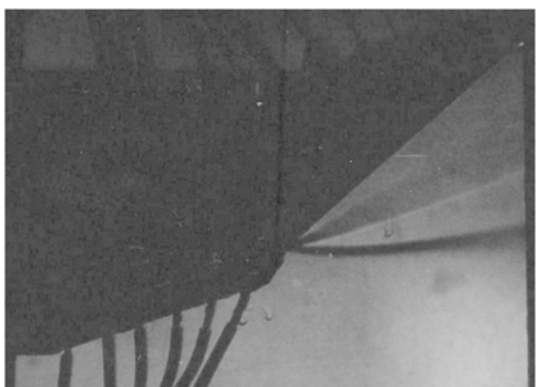
(a) $R_{np} = 10$ (e) $R_{np} = 60$ (b) $R_{np} = 16$ (c) $R_{np} = 20$ (d) $R_{np} = 30$

图 8 SERN 1 不同落压比下的纹影照片

Fig. 8 Schlieren visualization at different R_{np} of SERN 1

由上膨胀面分离激波和下腹板出口斜激波共同作用引起外流场的密度梯度变化. $R_{np} = 16$ 时,下腹板出口气流过膨胀程度减弱,斜激波激波角减小,上膨胀面分离激波仍然存在.

R_{np} 增大到 20 时,下腹板出口出现了膨胀波,不过膨胀扇的角度很小,说明此时下腹板出口处于轻微欠膨胀状态. 当 $R_{np} = 30$ 和 60 时,下腹板出口气流出于高度欠膨胀状态,欠膨胀的气流在下腹板出口喷出后迅速膨胀,下腹板出口产生的膨胀波在射流边界上反射成压缩波并汇合成桶状激波(拦截激波). 从纹影照片可以清楚地看到从下腹板出口发出的膨胀扇、桶状激波以及厚厚的剪切层. 随着落压比的增大,膨胀扇的区域变大,桶状激波向外倾斜.

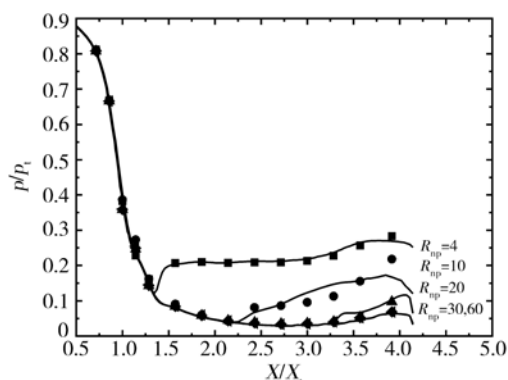
3 数值模拟结果分析

3.1 壁面静压计算值和试验值对比

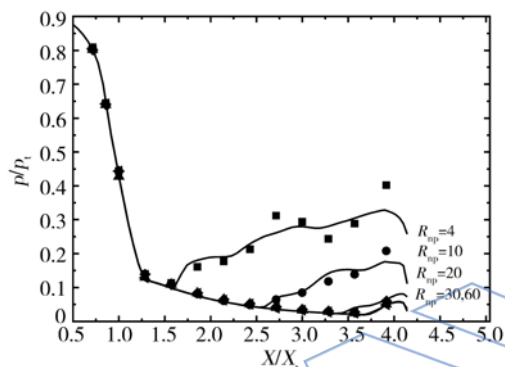
在试验工况下,本文采用 FLUENT 软件对喷管内外流场进行了三维数值模拟. 采用耦合方式求解,湍流模型为 SST (shear stress transport) $k-\omega$,喷管壁面 $y^+ \leq 5$,网格总数约为 250 万,边界条件的给定以及喷管总体性能的计算公式参见文献[9].

图 9 给出了 $R_{np} = 4, 10, 20, 30$ 和 60 时 SERN 1 和 SERN 2 上膨胀面静压计算值和试验值的对比,可以看出,总体上两者吻合得比较好. 不过 $R_{np} = 4$ 时, SERN 2 计算得到的压力分布和试验值相差较大,没能很好地预测压力峰值,其原因可能是此时膨胀面后段流动具有很强的非定常效应,分离泡的大小和位置随时间会发生变化,这使得定常计算得到的结果与真实值有一定的差

别. 考虑到非定常计算需要耗费大量时间, 本文只进行了定常计算, 非定常计算是下阶段工作的重点.



(a) SERN 1



(b) SERN 2

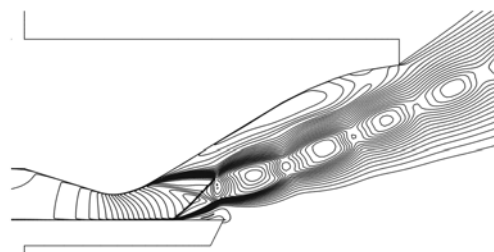
图9 上膨胀面压力计算值与试验值比较

Fig. 9 Comparison of calculated ramp pressure distributions with experimental data

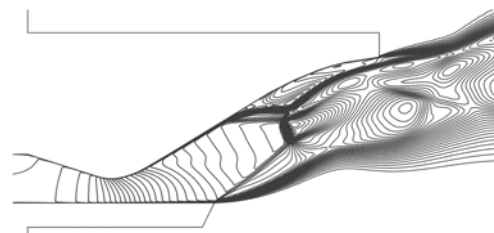
3.2 流场分析

图10给出了SERN 1在 $R_{np}=4, 10, 20, 30, 60$ 条件下的马赫数云图。 $R_{np}=4$ 时, 下腹板出口气流处于过膨胀状态, 气流通过一道斜激波将出口压力恢复到环境压力, 斜激波与上膨胀面边界层互相干扰使上膨胀面气流分离并在分离区前形成一道分离激波, 通过分离激波后气流完全分离, 这与试验得到的静压分布特点是吻合的。 R_{np} 增大到10时, 下腹板斜激波与上膨胀面分离激波发生马赫相交, 形成典型的 λ 激波结构, 在三岔点可以看见明显的滑移线; 此时斜激波紧贴喷管出口, 而且与马赫杆相交于喷管出口 $1/2$ 的位置, 这与图8(a)所示的纹影照片是吻合的。

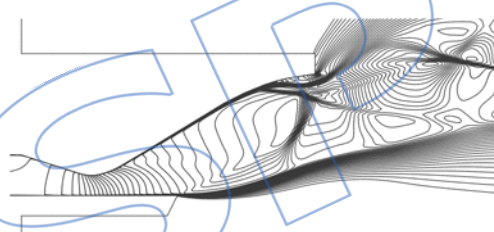
当 $R_{np}=20$ 时, 此时下腹板出口气流处于欠膨胀状态, 而上膨胀面出口气流仍属于过度膨胀, 从图10(c)可以清楚地看到下腹板出口的桶状激波和上膨胀面末端的分离激波。 $R_{np}=30$ 时, 上膨



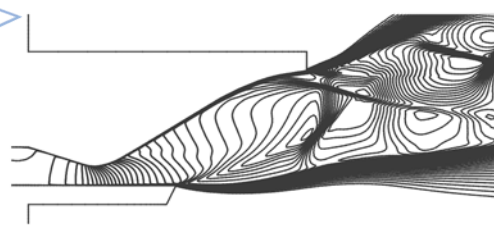
(a) SERN 1, $R_{np}=4$



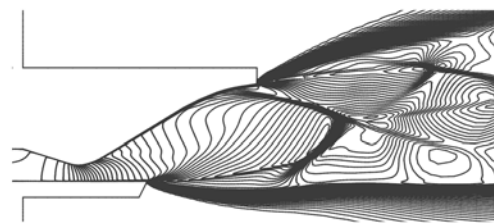
(b) SERN 1, $R_{np}=10$



(c) SERN 1, $R_{np}=20$



(d) SERN 1, $R_{np}=30$



(e) SERN 1, $R_{np}=60$

图10 不同落压比下SERN 1对称面马赫数云图分布

Fig. 10 Predicted Mach number contours along symmetric plane of the SERN 1

at different R_{np}

胀面分离区消失, 上膨胀末端气流经历类似等熵压缩产生了一道斜激波并与下腹板出口产生的桶状激波相交。

$R_{np}=60$ 时,上膨胀面出口产生了一道桶状激波,因为出口气流已处于欠膨胀状态.下腹板出口发出的桶状激波的强度较 $R_{np}=30$ 时大而上膨胀面末端的斜激波强度保持不变.对比图 10(d) 和图 10(e),喷管内部的等值线分布几乎完全一样.这说明在 $R_{np} \geq 30$ 条件下,喷管内部流动已经独立于 R_{np} 了,这与试验得到的压力分布特点一致,此时增大 R_{np} 只会引起喷管外流场的变化.

SERN 2 对称面马赫数云图如图 11 所示,可以看出在低落压比条件下,两个模型流场差别很大. $R_{np}=4$ 时,上膨胀面分离激波的激波角较小,并不存在大面积的分离,这与试验得到的静压分布特点是吻合的. $R_{np}=10$ 时,斜激波紧贴喷管出口,与 SERN 1 不同的是,流场中并没有出现马赫相交现象.在 $R_{np}=20, 30$ 和 60 条件下, SERN 1 和 SERN 2 流场结构非常类似,不过桶状激波形状有一定差别.

3.3 喷管主要性能参数

图 12 是两个模型的轴向推力系数 C_{fa} 随 R_{np} 的变化曲线.可以看出, C_{fa} 随 R_{np} 的增加而增大.在 $R_{np}=20 \sim 60$ 范围内,两者 C_{fa} 差别不大,其中 SERN 2 略高于 SERN 1,最高可达 0.96,与常规

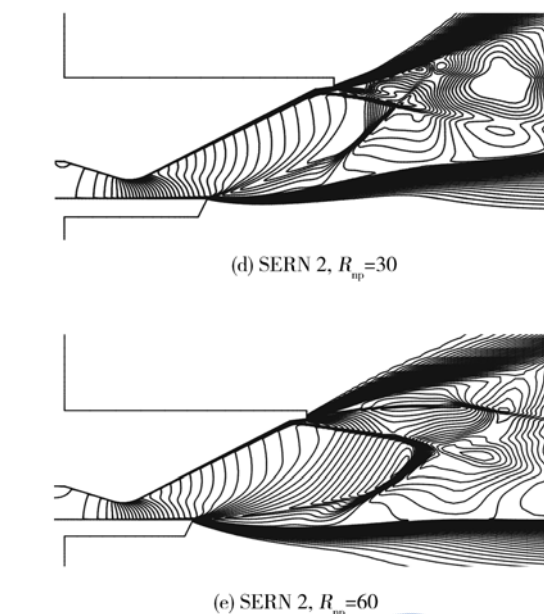


图 11 不同落压比下 SERN 2 对称面马赫数云图分布
Fig. 11 Predicted Mach number contours along symmetric plane of the SERN 2 at different R_{np}

的二元收扩喷管或轴对称喷管相比要低 2% 左右.在 $R_{np}=4 \sim 20$ 之间,两者 C_{fa} 均变化非常明显, $R_{np}=20$ 时,两者 C_{fa} 约为 0.92;当 $R_{np}=4$ 时, SERN 1 的 C_{fa} 低至 0.79,这是与上膨胀面压力分布和气流分离密切相关的,此时 SERN 2 上膨胀面气流分离为受限激波分离,其压力积分较 SERN 1 要大一些, C_{fa} 达到 0.84.

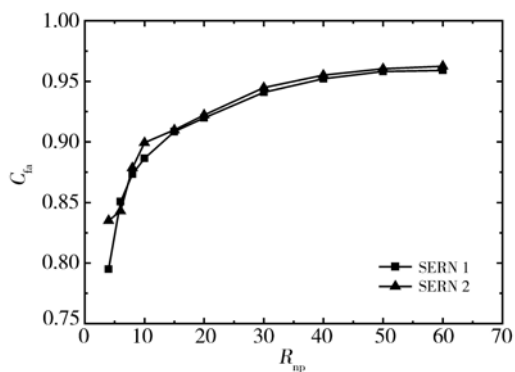
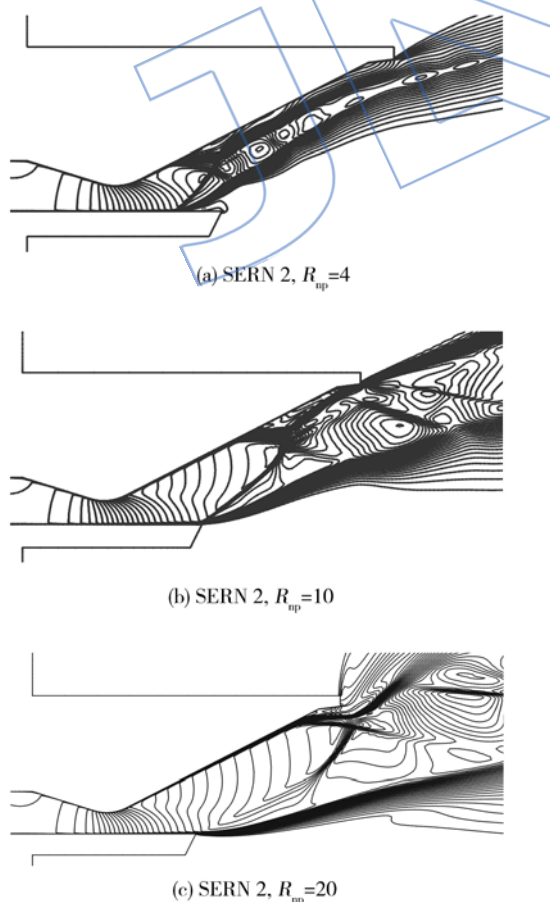


图 12 轴向推力系数分布
Fig. 12 Axial thrust coefficient distributions

推力矢量角 δ_p 随 R_{np} 变化曲线如图 13 所示.在 $R_{np}=30 \sim 60$ 范围内,两个模型的 δ_p 几乎一样,而且 δ_p 随落压比的增大而减小,在设计点 $\delta_p \approx 9^\circ$. SERN 1 在 $R_{np}=4 \sim 10$ 范围内 δ_p 达到 $18 \sim 25^\circ$,其中 $R_{np}=4$ 时 δ_p 的值最大.而 SERN 2 在 $R_{np}=4$ 时 δ_p 仅为 15° ,在 $R_{np}=6$ 时 δ_p 达到最高的 20° ,这两者的差异是由不同的分离形式造

成的。 δ_p 值过大会对飞行器的配平和控制面操作带来一定的困难;此外,设计点状态的 δ_p 的大小要和飞行器整体设计相匹配。

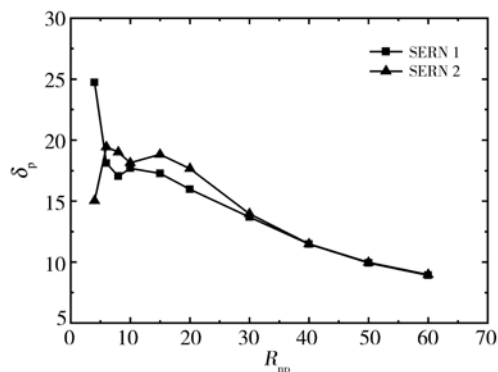


图 13 推力矢量角分布
Fig. 13 Resultant pitch thrust vector angle distributions

4 结 论

1) 当下腹板出口气流处于深度过膨胀状态时,喷管内部流场非常复杂,可能存在 4~5 道激波,激波与激波,激波与边界层之间相互干扰;而在高落压比条件下,喷管内部流场比较简单,流动只是单一的加速降压。

2) SERN 1 和 SERN 2 在低落压比条件下分别出现了自由激波分离和受限激波分离,这种差别主要是由于不同的膨胀型面造成的,而且不同的分离形式对上膨胀面压力分布和喷管总体性能影响较大。

3) SERN 1 和 SERN 2 在设计点附近总体性能差别不大,在设计点轴向推力系数 C_{fa} 最高可达 0.96,推力矢量角 δ_p 约为 9° ;在低落压比范围内,喷管总体性能变化较大而且两者差别明显;总体上来说,SERN 2 性能优于 SERN 1。

参考文献:

- [1] Spaid F W, Keener E R, Hui F C L. Experimental results for a hypersonic nozzle/afterbody flow field[R]. AIAA 1992-3915, 1992.
- [2] Capone F J, Re R J, Bare E A. Parametric investigation of single-expansion-ramp nozzles at Mach numbers from 0.60 to 1.20[R]. NASA TP-3240, 1992.
- [3] Ruffin S M, Venkatapathy E, Keener E R, et al. Hypersonic single expansion ramp nozzle simulations[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1992, 29(2): 749-755.
- [4] Huebner L D, Witte D W. Exhaust simulation testing of a hypersonic airbreathing model at transonic speeds[R]. AIAA 2003-7001, 2003.
- [5] Engblom W A. Numerical prediction of SERN performance using WIND code[R]. AIAA 2003-4410, 2003.
- [6] 李念, 张堃元, 徐惊雷. 二元非对称喷管数值模拟与验证[J]. 航空动力学报, 2004, 19(6): 802-805.
LI Nian, ZHANG Kunyuan, XU Jinglei. Simulation and experiment validation of a two dimensional asymmetric ramp nozzle[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(6): 802-805. (in Chinese)
- [7] 周正, 倪鸿礼, 贺旭照, 等. 基于 Rao 方法的二维单壁膨胀喷管优化设计[J]. 推进技术, 2009, 30(4): 451-456.
ZHOU Zheng, NI Hongli, HE Xuzhao, et al. Optimization design of single expansion ramp nozzle based on Rao's method[J]. Journal of Propulsion Technology, 2009, 30(4): 451-456. (in Chinese)
- [8] 张堃元, 张荣学, 徐辉. 非对称大膨胀比喷管研究[J]. 推进技术, 2001, 22(5): 380-382.
ZHANG Kunyuan, ZHANG Rongxue, XU Hui. Investigation of single expansion ramp nozzle[J]. Journal of Propulsion Technology, 2001, 22(5): 380-382. (in Chinese)
- [9] 谭杰, 金捷, 杜刚, 等. 过膨胀单边膨胀喷管试验和数值模拟研究[J]. 推进技术, 2009, 30(3): 292-296.
TAN Jie, JIN Jie, DU Gang, et al. Experimental and computational investigation of a over-expanded single-expansion-ramp nozzle[J]. Journal of Propulsion Technology, 2009, 30(3): 292-296. (in Chinese)
- [10] Sebastián D, Nguyen A T. Unsteady side loads in a thrust-optimized contour nozzle at hysteresis regime[J]. AIAA Journal, 2004, 42(9): 1878-1888.
- [11] Shimizu T, Miyajima H, Koder M. Numerical study of restricted shock separation in a compressed truncated perfect nozzle[J]. AIAA Journal, 2006, 44(3): 576-584.
- [12] Verma S B, Haidn O. Study of restricted shock separation phenomena in a thrust optimized parabolic nozzle[J]. Journal of Propulsion and Power, 2009, 25(5): 1046-1057.