

文章编号:1000-8055(2012)04-0726-09

下腹板长度对单边膨胀喷管性能的影响

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, 对两个不同下腹板长度的单边膨胀喷管模型进行了试验研究, 得到了其壁面静压分布, 并对 4 种不同下腹板长度的喷管模型进行了数值模拟研究, 获得了总体性能参数。结果表明: 在整个落压比范围内, 喷管流动都呈现很强的三维特征, 而且在高落压比条件下上膨胀面两侧边气流出现了横向分离。喷管轴向推力系数峰值随下腹板长度增大而增加, 峰值对应的落压比也逐渐增大并趋近设计点。在落压比为 30~80 范围内, 轴向推力系数随着下腹板长度增大而增加, 在设计点轴向推力系数的最大值和最小值相差约 1.8%; 在特定低落压比条件下, 较短下腹板长度的喷管具有高的轴向推力系数。气流矢量角随下腹板长度增加而增大, 在设计点最大值和最小值分别为 6.03° 和 -1.83° 。

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

Effect of flap length on the performance 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 of single-expansion-ramp-nozzle (SERN) models has been conducted to investigate how the nozzle flow was affected by the flap length variation at nozzle pressure ratios (NPR) from 4 to 60 under wind off condition. Wall static pressure distributions were obtained. A three-dimensional numerical simulation was also conducted to predict the performance which was unattainable in the test facility of four models with different flap lengths. The results show that the flow exhibits strong three-dimensionality and crossflow separation of the exhaust flow is apparent in the ramp side regions at high NPR. The peak value of the axial thrust coefficient (ATC) increases with the increase of the length of flap; moreover, the corresponding NPR becomes larger and approaches to design NPR. The ATC increases with increasing flap length at NPR between 30 and 80 and the gap between maximum and minimum reaches 1.8% at the design NPR, whereas the model with shorter flap has higher ATC at certain low NPR. The thrust vector angle increases along with the flap length increase, and the maximal and minimal values of the thrust vector reaches 6.03° and -1.83° at the design point respectively.

收稿日期: 2011-05-09; **修订日期:** 2012-02-09

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

采用吸气式发动机为动力的高超声速飞行器,由于具有宽广的飞行包线,要求飞行器/推进系统/尾喷管进行一体化设计.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.此外,SERN的非对称结构使得在非设计高度飞行时,喷管具有一定的自适应补偿特性.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^[1-3].

关于SERN的试验和数值模拟工作,国内外已经做了比较多的工作^[4-6],但这些都主要针对某一固定几何形状的SERN,较少涉及其关键几何参数对喷管总体性能和内外流场的影响,而且不同的作者所研究落压比(NPR,本文亦记为 R_{np})范围差别很大.文献[7]对SERN关键几何参数进行了研究,不过喷管设计落压比 R_{np} 仅为14,试验 $R_{np}=1.5\sim 12$,其目的是通过推力矢量为舰载歼击机提供垂直起降和短距起降的能力.文献[8]对SERN下腹板外形进行了优化以减小内外流互相干扰所产生的损失,其应用对象为最大飞行马赫数为6,可水平起飞和着陆的飞行器,喷管设计落压比超过600.文献[9]对不带喉道的SERN进行了几何参数研究,其应用对象为超燃冲压发动机,结果表明侧板结构以及下腹板长度对喷管性能影响较大.本文研究的SERN是为涡轮基组合循环(TBCC)发动机设计的,飞行器最大飞行速度可达 $Ma\geq 4$,最大喷管落压比约为100.本文作者在前期工作中对上膨胀面型面造型进行了探讨和分析^[10-11],本文将重点研究下腹板长度对SERN总体性能和内外流场的影响.

本文首先对喷管模型进行了介绍,接着对试验得到的壁面静压分布和纹影照片进行了详细分析,然后对4种不同下腹板长度的喷管模型内外流场进行了三维数值模拟并将静压分布和流场结构同试验结果进行了对比分析,最后对喷管的总体性能进行了比较和分析并给出了结论.

1 喷管模型和试验结果分析

1.1 喷管模型

本文设计了4个喷管模型,对比文献[11]中的模型试验件(SERN1和SERN2),新喷管模型

收缩段改为对称设计,圆转矩过渡段流路也有变化,上膨胀面型面为直壁造型,出口存在气流修正角,这是为了降低设计点状态的气流矢量角;喷管面积比均为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,其流路图和其他尺寸如图1所示.4个喷管模型分别为SERN2.5, SERN3, SERN3.5和SERN4,它们之间的区别仅在于下腹板长度不同,下腹板沿轴向投影长度与扩张段长度的比值分别为 $5/12, 1/3, 1/4$ 和 $1/6$,下腹板出口气流处于理想完全膨胀状态时对应的 R_{np} 分别为27.9, 23.2, 18.7和14.6.本文对其中的SERN3和SERN4进行了试验研究,图2为SERN3的纵剖面图,关于喷管试验台的介绍见文献[11].

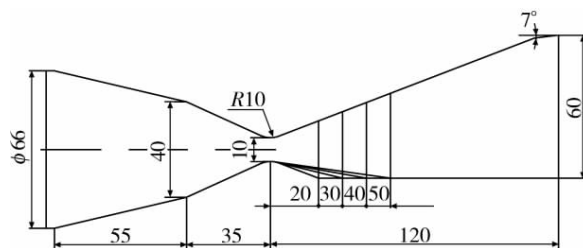
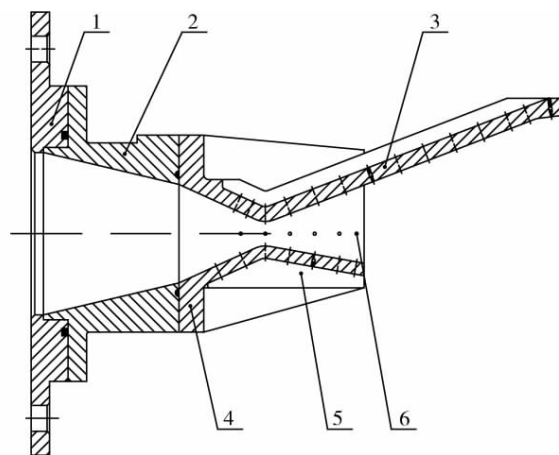


图1 喷管模型流路图

Fig.1 Flowpath contour of the SERN model



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

图2 SERN3纵剖面图

Fig.2 Sketch of the SERN3 model

1.2 SERN3 壁面静压分布

图3为在 $R_{np}=4\sim 10$ 范围内SERN3上膨胀

面中心线($z=0$)和侧边($z=-17\text{ mm}$)处的静压分布,用来流总压 p_t 和喷管喉道位置 x_t 无量纲化横/纵坐标.可以看出,中心线上的静压分布与侧边处相差很大,这表明在此落压比范围内喷管内部流动呈现很强的三维特征,其主要原因是:此时气流处于严重过膨胀状态,喷管内部由激波/边界层干扰流动所主导.从图 3(a)可以看出,中心线上压力分布出现较大波动而且随 R_{np} 的增大波动幅度增大,这表明气流经历了压缩—膨胀—再压缩的过程,此时气流并没有完全从上膨胀面分离.图 3(b)为侧边处气流压力分布,气流经过喉道不远便通过一道分离激波将压力与背压达到平衡,这时气流已经没有能力继续向下游和两侧边膨胀从而充满喷管膨胀面,这使得静压分布成为一条直线.随着落压比的增大,分离激波位置远离喉道,跨越激波所产生的压力跃迁幅度减小.

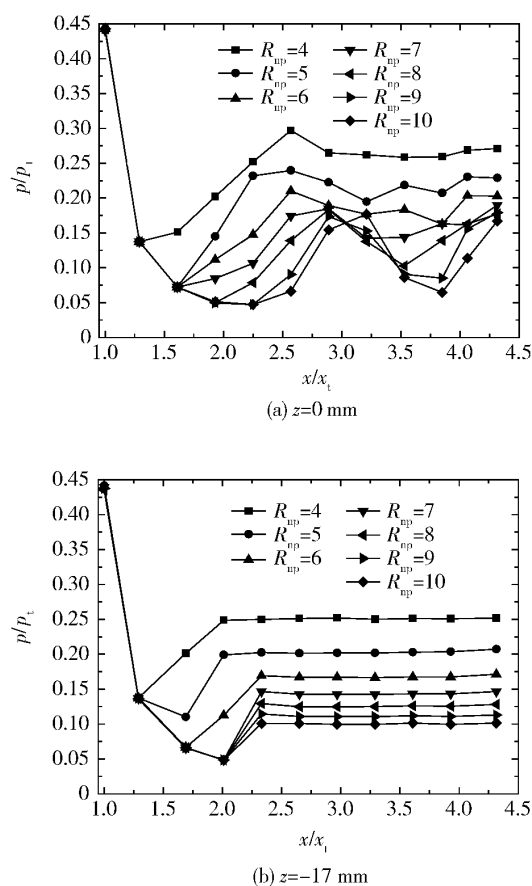


图 3 低落压比条件下 SERN3 上膨胀面静压分布

Fig. 3 Ramp static pressure distributions of SERN3 at low R_{np}

在 $R_{np} = 20 \sim 70$ 范围内试验得到的 SERN3 上膨胀面静压分布曲线如图 4 所示.在此落压比范围内,中心线和侧边处的压力分布同样始终差

别明显,这说明即使在设计点附近喷管内部流动三维效应也非常强,这是因为侧板结构为半封闭式,气流不仅沿轴向而且向两侧边膨胀.这样使得三维特征明显.从图 4(a)可以看出,上膨胀面后段出现了斜激波,这是由于气流沿流向过度膨胀造成的,随着 R_{np} 的降低,过膨胀程度加剧同时激波向喉道移动.与 SERN1 和 SERN2 不同的是:当 $R_{np} \geq 30$ 时,不同落压比条件下的压力分布仍然差别明显,并未完全重合,这表明此时喷管内部流动并未独立于落压比,即使在设计点附近,上膨胀面也存在斜激波.图 4(b)为侧边处压力分布,沿轴向方向气流压力逐渐降低直到与背压达到平衡,最后变成一条平线,这表明在此落压比范围内上膨胀面侧边处气流存在横向分离,这是由下腹板尾缘处发出桶状激波和上膨胀面边界层互相干扰引起的.需要指出的是,在低/高落压比条件下,上膨胀面侧边处都存在气流分离,不过造成气流分离的原因和分离类型并不同.

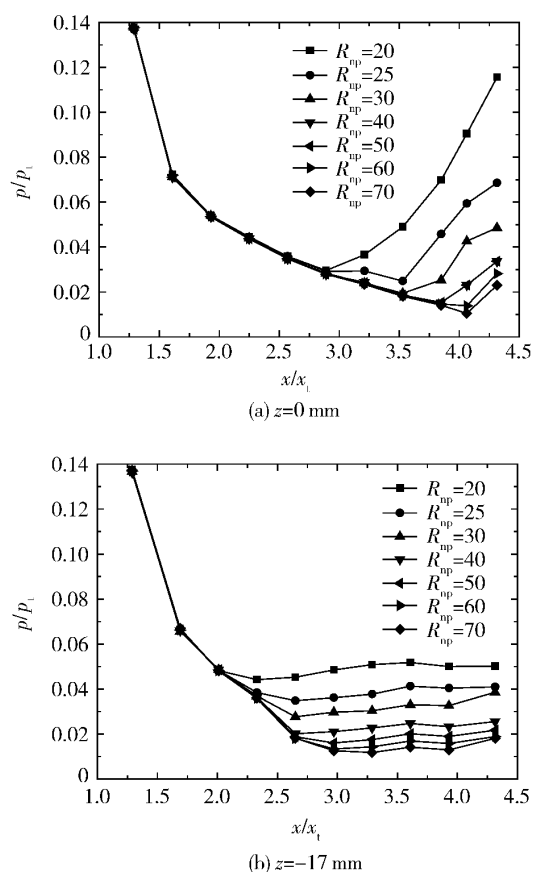


图 4 高落压比条件下 SERN3 上膨胀面静压分布

Fig. 4 Ramp static pressure distributions of SERN3 at high R_{np}

图 5 为 SERN3 下腹板静压分布.在 $R_{np} = 4 \sim 8$ 范围内,压力分布出现跃迁,说明此时下腹板尾

缘出现了斜激波,其原因是此时喷管内部处于严重过膨胀状态,内喷管出口压力与背压之比小于0.4,为了使下腹板出口压力与背压达到平衡,出口要产生一道斜激波将排气压力提高到背压,斜激波所引起的逆压梯度通过边界层的亚声速区向上游传播并使边界层分离。在分离区内,气流压力缓慢上升直到与背压达到平衡。当 $R_{np} \geq 10$ 时,压力分布完全重合而且单调递减,说明此时斜波被推出喷管内部,下腹板上的分离区也随之消失。

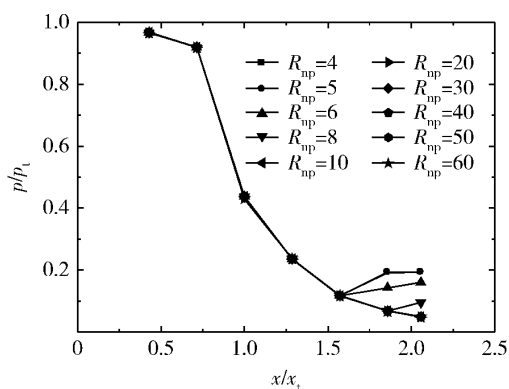


图5 SERN3 下腹板静压分布

Fig. 5 Flap static pressure distributions of SERN3

图6为SERN3左侧板上的压力分布。根据压力分布特点可以判断在 $R_{np} = 4 \sim 6$ 范围内,侧板上出现了气流分离,综合图5的分析可知这是由从下腹板尾缘发出的斜激波与侧板边界层相互作用所造成的。与下腹板上压力分布不同的是,当 $R_{np} = 8$ 时,侧板上压力沿流向单调减小,这说明此时从下腹板发出的斜激波与侧板边界层作用的区域没有静压孔,根据静压孔的坐标分布可以确定此时斜激波的激波角 $\beta < 60^\circ$ 。当 R_{np} 进一步增

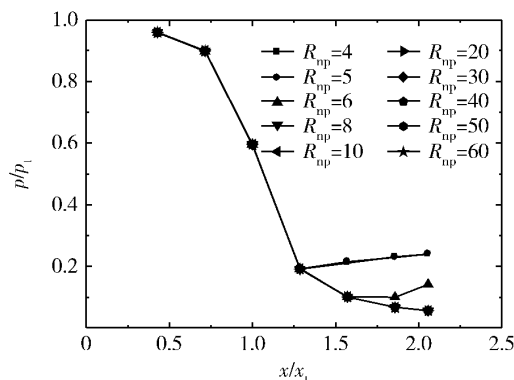


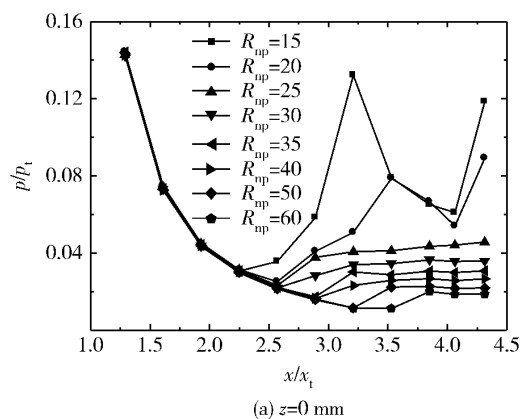
图6 SERN3 左侧板静压分布

Fig. 6 Sidewall static pressure distributions of SERN3

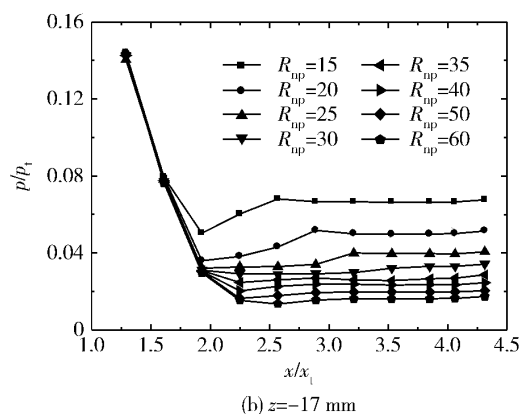
大时,压力分布完全重合,这与图5中的分析是吻合的。

1.3 SERN4 壁面静压分布

由于SERN3和SERN4的区别仅仅在于下腹板/侧板长度不同,在低落压比条件下两者均处于深度过膨胀状态,上膨胀面压力分布特点非常类似,为了节省篇幅,本文只给出SERN4在 $R_{np} = 15 \sim 60$ 范围内的壁面静压分布,其中图7为上膨胀面压力分布。当 $R_{np} = 15$ 时,后半段压力出现大幅波动,这与图3(a)中的压力分布类似,此时上膨胀面的分离为闭式分离,即受限激波分离;当 R_{np} 增大到20时,压力峰值位置向右移动同时波动幅度降低。在 $R_{np} = 25 \sim 60$ 范围内,其压力分布特点与SERN3比较类似,这其中包括:①喷管流动三维特征很强,这表现在中心线和侧边上的压力分布差别很大;②在整个落压比范围内上膨胀面始终处在气流分离,其中侧边处要比中心线处严重的多。在相同的落压比条件下,SERN4上膨胀面上的分离激波位置较SERN3要靠前一些,其原因是:SERN4的内膨胀比较小,更多的膨胀



(a) $z=0$ mm



(b) $z=-17$ mm

图7 SERN4 上膨胀面静压分布

Fig. 7 Ramp static pressure distributions of SERN4

发生在内喷管出口,这样使得在相同的坐标位置 SERN4 上膨胀面压力较 SERN3 小一些,为了与背压达到平衡,分离激波位置要前移.

图 8 和图 9 分别为 SERN4 下腹板和左侧板上的静压分布.可以看出在 $R_{np}=6\sim60$ 范围内,压力分布完全重合而且单调减小,说明此时下腹板和侧板上的流动一直加速降压,没有出现气流分离.当 $R_{np}=4$ 和 5 时,第 5 点静压出现了跃迁而且跃迁幅度随着落压比的降低而变大,这说明此时下腹板和侧板上同时出现了分离流动,其原因在前面已进行了分析.

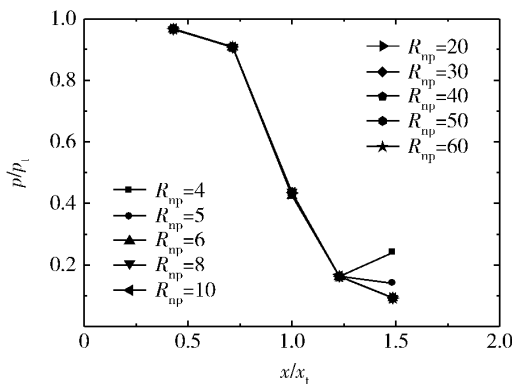


图 8 SERN4 下腹板静压分布

Fig. 8 Flap static pressure distributions of SERN4

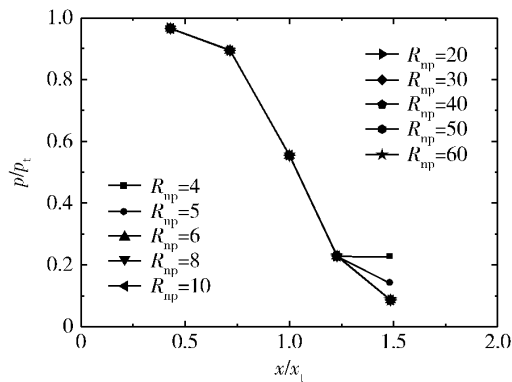


图 9 SERN4 左侧板静压分布

Fig. 9 Sidewall static pressure distributions of SERN4

2 数值模拟结果分析

2.1 数值方法

本文所采用的数值模拟程序为自行开发的并行多块结构化三维数值模拟程序.采用有限体积法对 Navier-Stokes 方程进行空间离散,对流量采用二阶精度差值的低耗散通量分裂格式(LDF-SS)进行计算,黏性通量采用 Gauss 定理计算,线

性方程组的迭代求解采用对称高斯-赛德尔(SGS)算法,湍流模型为 Menter 的剪切应力输运(SST)模型,数值方法的详细介绍参见文献[12].计算域和边界条件介绍见文献[10],网格总数约为 200 万, $Y^+ \leq 2.5$.

2.2 喷管主要性能参数计算

常规的轴对称喷管和二元收扩喷管的推力计算都是取喷管出口气流流量加上 $(p_9 - p_b)$ 在出口面积上的积分,如公式(1)所示.对于本文研究的 SERN,推力还应加上外膨胀面上的压力积分和摩擦力对推力的贡献,其计算表达式如(2)所示

$$F = \sum [\rho u (u \cdot n) + (p - p_b) n] \Delta A_1 \quad (1)$$

$$F_{\text{sern}} = \sum [\rho u (u \cdot n) + (p - p_b) n] \Delta A_1 + (\sum [(p - p_b) n] \Delta A_2 + F_{\text{friction}}) \quad (2)$$

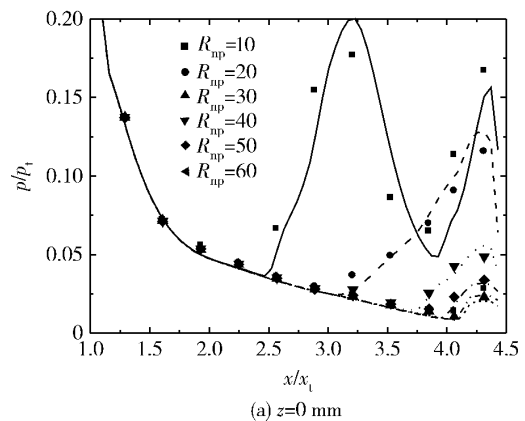
其中 ΔA_1 为内喷管出口的微元面积, ΔA_2 和 F_{friction} 分别为外膨胀面上的微元面积和摩擦力.

2.3 壁面静压计算值和试验值对比

本文在 $R_{np}=4\sim80$ 范围内对以上 4 个模型内外流场进行了三维数值模拟,并将 SERN3 和 SERN4 上膨胀面、下腹板和侧板上的静压分布和试验值进行了比较.由于下腹板和侧板上的流动相对比较简单,为了节省篇幅,本文只给出在 $R_{np}=10, 20, 30, 40, 50$ 和 60 条件下上膨胀面静压分布和试验值的对比,如图 10 和图 11 所示.可以看出,计算结果和试验值吻合较好,激波的位置,分离区大小以及分离区内的压力预测都比较好.这说明剪切应力输运湍流模型在模拟激波/边界层所主导的分离流动是比较成功的,这为喷管总体性能的计算奠定了好的基础.

2.4 流场分析

图 12 为在设计点条件下($R_{np}=60$)不同下腹板长度喷管模型对称面马赫数云图分布.可以看



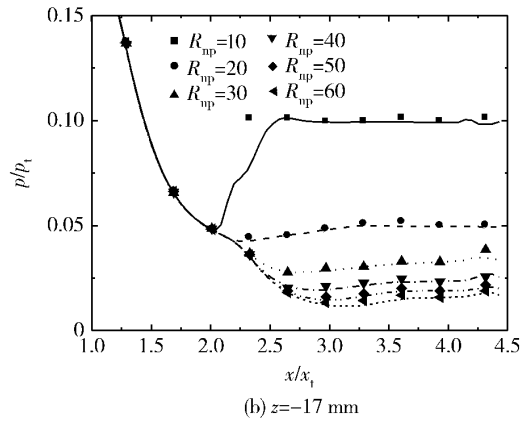


图 10 SERN3 上膨胀面压力计算值与试验值比较

Fig. 10 Comparison of calculated ramp pressure distributions with experimental data of SERN3

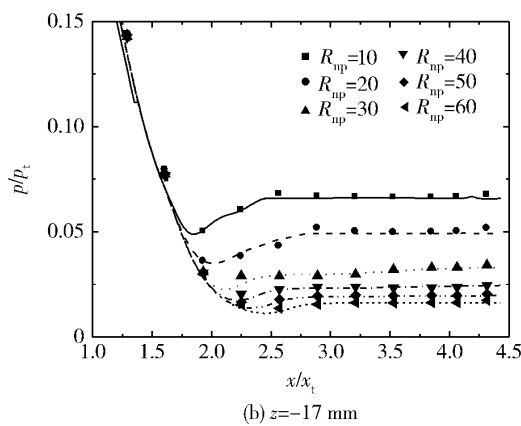
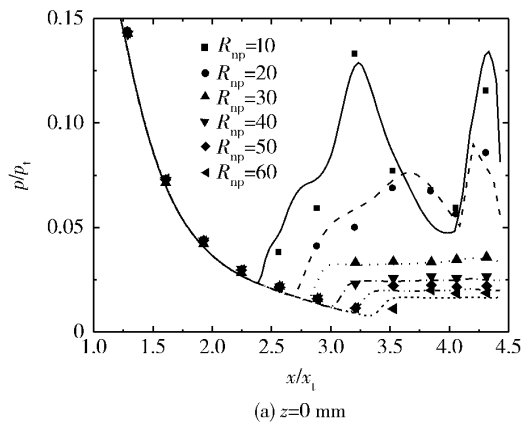


图 11 SERN4 上膨胀面压力计算值与试验值比较

Fig. 11 Comparison of calculated ramp pressure distributions with experimental data of SERN4

出,对于 SERN2.5, SERN3 和 SERN3.5 模型,三者对称面流场结构相差不大,由于下腹板出口气流欠膨胀程度随下腹板长度减小而增大,桶状激波向外倾斜程度和流场中最大马赫数随着增大,

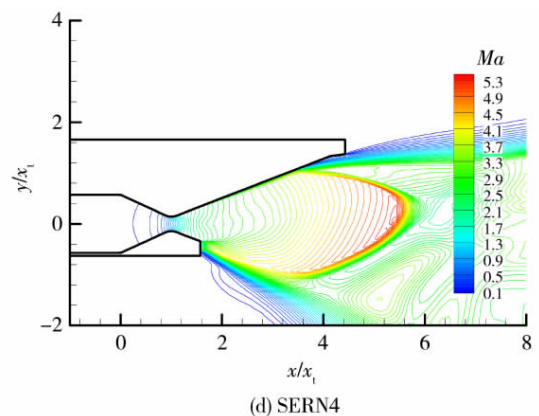
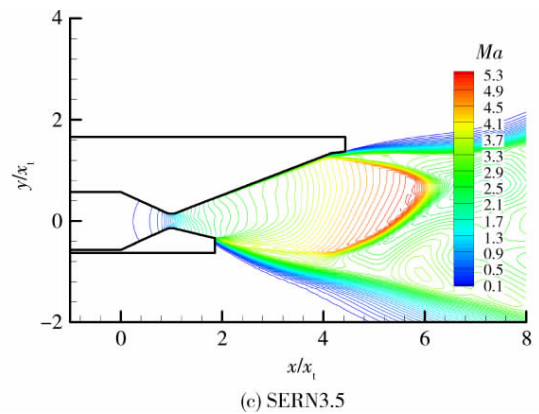
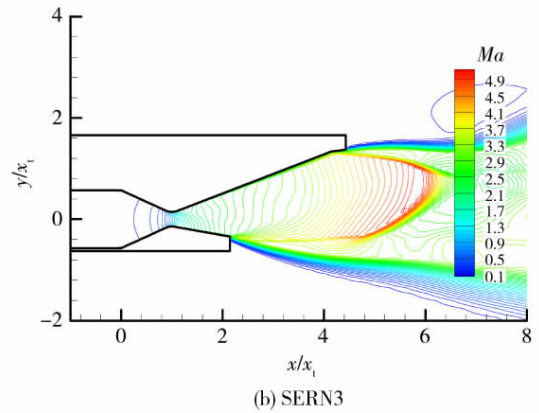
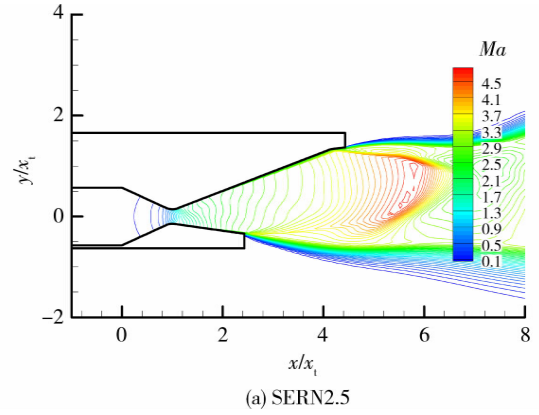


图 12 设计点状态对称面马赫数云图分布

Fig. 12 Predicted Mach number contours along symmetric plane of the SERNs with different flap lengths at design point

喷管内气流基本上一直加速降压,看不到明显的分离区,出口气流修正角引起的斜激波与桶状激波相交。当下腹板长度减小到一定程度时,如图 12(d)所示,下腹板出口气流欠膨胀程度进一步增大同时上膨胀面气流已处于过膨胀状态,此时上膨胀面出现了气流分离,气流通过一道分离激波后压力与环境压力达到平衡。

2.5 上膨胀面极限流线分析

上膨胀面压力分布表明在高落压比条件下上膨胀面存在横向分离流动,这是下腹板出口气流处于高度欠膨胀状态时桶状激波与上膨胀面边界层相互干扰引起的。为了清楚地显示流动分离边界和再附边界,本文给出了设计点状态时上膨胀面极限流线图,如图 13 所示。从图中可以看到两条流动分离线和两条流动再附线,其中摩擦线收敛于分离线而从再附线发散。SERN2.5 和 SERN3 模型仅在两侧边存在小的分离区,而 SERN3.5 和 SERN4 模型上膨胀面两侧边分离严重而且对称面附近也存在分离流动,这与图 4 和图 7 中的压力分布特点是吻合的。当下腹板长度较短时,下腹板尾缘发出的桶状激波强度更大

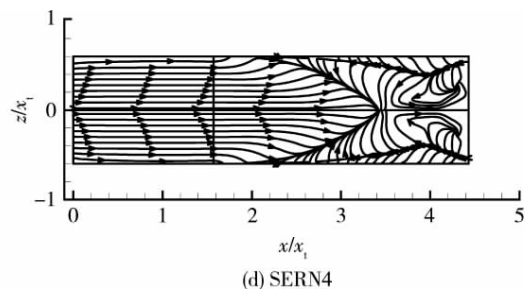
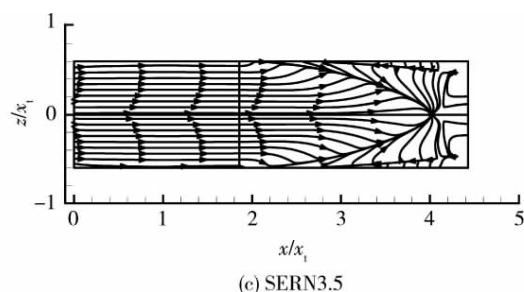
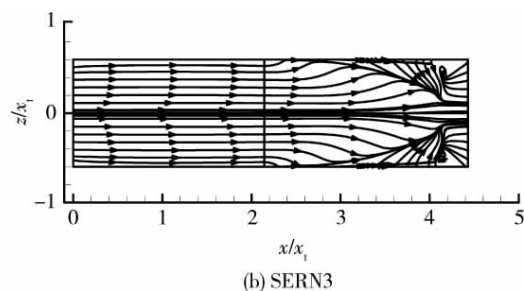
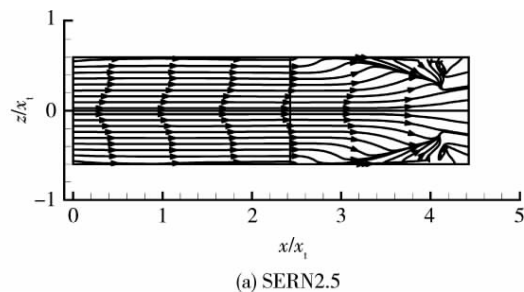


图 13 设计点状态上膨胀面极限流线图

Fig. 13 Limiting streamline of ramp of the SERNs with different flap lengths at design point

即上膨胀面气流在横向受到了更强的逆压梯度;同时较短的下腹板使得气流过早的向自由空间膨胀,这样导致上膨胀面出口气流过膨胀程度加重,横向逆压梯度和流向逆压梯度共同作用使得边界层抵抗分离能力减弱,从而上膨胀面存在较大的分离区。

2.6 喷管主要性能参数

图 14 为在不同下腹板长度条件下轴向推力系数 C_{fa} 随 R_{np} 的变化曲线。可以看出, C_{fa} 峰值随下腹板长度增大而增加,而且对应的 R_{np} 有逐渐增大的趋势并趋近设计点,最大峰值和最小峰值分别为 0.971 和 0.961,两者相差一个百分点。在 $R_{np}=30\sim 80$ 范围内, C_{fa} 随下腹板长度增大而增加,在设计点 $R_{np}=60$ 时, C_{fa} 的最大值和最小值相差约 1.8%;当 R_{np} 增大到 80 时,出口气流处于欠膨胀状态,下腹板长度对 C_{fa} 的影响进一步加大, C_{fa} 的最大值和最小值之差增大到 2.25%。其原因是下腹板长度增大使得整个喷管内壁面上的压力积分增大,这部分对推力有较大的贡献。

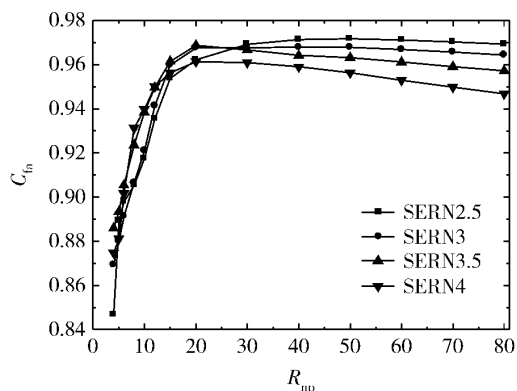


图 14 轴向推力系数分布

Fig. 14 Axial thrust ratio distributions

而在特定低 R_{np} 条件下, C_{fa} 随下腹板长度增大而减小, 最大值与最小值之差达到 4%。其原因可能是: 较短的下腹板使得从尾缘处发出的斜激波强度变大, 使上膨胀面气流提前分流从而减小了喷管底阻, 延缓了喷管性能的下降。

不同下腹板长度条件下推力矢量角 δ_p 随 R_{np} 的变化曲线如图 15 所示。可以看出, δ_p 变化范围较大, 在 $R_{np} = 20 \sim 80$ 范围内, 所有模型的 δ_p 随 R_{np} 的增大而减小。这是因为此时内喷管出口气流参数基本上独立于 R_{np} 了, 保持背压一定增大进口总压可以增大 $(p - p_b)$ 在外膨胀面上的积分从而使 δ_p 减小。当下腹板长度很短时, δ_p 甚至会出现负值(产生正的升力)使飞行器产生低头力矩。在低 R_{np} 范围内, 喷管内部由激波/湍流边界层干扰流动所主导, 流动非常复杂, δ_p 随 R_{np} 的变化没有呈现规律性。

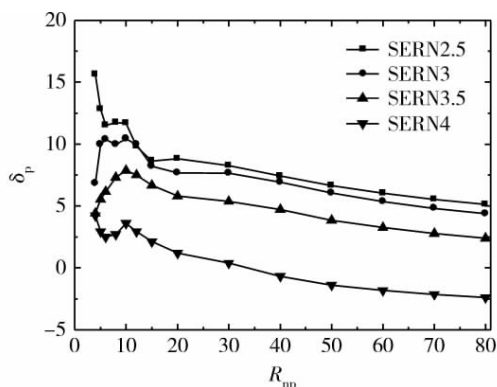


图 15 推力矢量角分布

Fig. 15 Resultant pitch thrust-vector angle distributions

在相同的 R_{np} 条件下, δ_p 随下腹板长度增加而增大, 在设计点最大值和最小值分别为 6.03° 和 -1.83° 。这是因为下腹板长度增加时, 下腹板角度变小同时外膨胀面面积减小, 这样使得内喷管出口气流法向动量增大而 $(p - p_b)$ 在外膨胀面上的积分在法向上的分量减小, 两者都使 δ_p 增大。

在高超声速飞行时, 尾喷管是发动机推力的主要产生部件, 文献[13]指出在飞行 $Ma = 5$ 时, 如果喷管 C_{fa} 降低 1%, 发动机净推力将降低约 4%。对于高速飞行器来说, SERN 下腹板长度的选择要兼顾发动机推力、喷管质量以及飞行器配平等要求。

3 结 论

1) 在试验落压比范围内, 喷管流动都呈现很

强的三维特征, 上膨胀面中心线和侧边处压力相差很大; 在高落压比条件下上膨胀面两侧边出现横向分离, 这是下腹板出口发出的桶状激波与上膨胀面边界层相互作用的结果。

2) C_{fa} 峰值随下腹板长度增大而增加, 而且对应的 R_{np} 有逐渐增大的趋势并趋近设计点, 最大峰值和最小峰值分别为 0.971 和 0.961。

3) 在 $R_{np} = 30 \sim 80$ 范围内, C_{fa} 随着下腹板长度增大而增加, 在设计点 C_{fa} 的最大值和最小值相差约 1.8%; 在特定低 R_{np} 条件下, 较短下腹板长度喷管具有高的 C_{fa} , 最大值与最小值之差达到 4%。

4) δ_p 随下腹板长度增加而增大, 在设计点最大值和最小值分别为 6.03° 和 -1.83° 。

参考文献:

- [1] Edwards C L, Small W J, Weidner J P, et al. Studies of scramjet/airframe integration techniques for hypersonic aircraft[R]. AIAA 75-58, 1975.
- [2] Capone F J. The nonaxisymmetric nozzle; it is for real[R]. AIAA 79-1810, 1979.
- [3] Small W J, Weidner J P, Johnston P J. Scramjet nozzle design and analysis as applied to a highly integrated hypersonic research airplane[R]. NASA TN D-8334, 1974.
- [4] 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.
- [5] Huebner L D, Witte D W. Exhaust simulation testing of a hypersonic airbreathing model at transonic speeds [R]. AIAA 2003-7001, 2003.
- [6] 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)
- [7] 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.
- [8] Gruhn P, Henckels A, Kirschstein S. Flap contour optimization for highly integrated SERN nozzles [J]. Aerospace Science and Technology, 2000, 4(8): 555-565.
- [9] 徐大军, 陈兵, 蔡国枫, 等. 高超声速飞行器后体喷管三维构型设计[J]. 航空动力学报, 2009, 24(2): 247-254.
XU Dajun, CHEN Bing, CAI Guobiao, et al. Design of three dimensional afterbody/nozzle configuration of air-breathing hypersonic vehicle [J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(2): 247-254. (in Chinese)
- [10] 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 com-

- putational investigation of a over-expanded single-expansion-ramp nozzle[J]. Journal of Propulsion Technology, 2009, 30(3):292-296. (in Chinese)
- [11] 谭杰,金捷,杜刚,等. 单边膨胀喷管试验和数值模拟研究[J]. 航空动力学报, 2011, 26(6):1223-1230.
TAN Jie, JIN Jie, DU Gang, et al. Experimental and computational investigation of single expansion ramp nozzles [J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(6):1223-1230. (in Chinese)
- [12] 谭杰,金捷. 跨声速和超声速流中激波/边界层干扰数值模拟[J]. 推进技术, 2010, 31(4):394-400.
TAN Jie, JIN Jie, DU Gang, et al. Numerical simulation of shock wave/turbulent boundary-layer interactions in transonic and supersonic flows [J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 31(4):394-400. (in Chinese)
- [13] Lederer R, Krüger W. Nozzle development as a key for hypersonics[R]. AIAA 93-5058, 1993.