

文章编号: 1000-8055(2023)10-2338-11

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20210641

短舱泄压门流场对排放特性影响的数值模拟

马 率¹, 刘 钊¹, 季佳圆², 邓 阳², 张 露¹

(1. 中国空气动力研究与发展中心 计算空气动力研究所, 四川 绵阳 621000;
2. 中国航发商用航空发动机有限责任公司, 上海 200241)

摘 要: 在采用 NACA TN4007 报告中的试验数据验证了 CFD 方法正确性的基础上, 通过计算研究了不同来流马赫数、总压比、挡板开启角度对挡板排放特性的影响规律, 并通过流场分析了形成这些规律的原因。结果表明: 当总压比大于一定值后, 相同总压比下排放系数 (DFR) 随来流马赫数的增加而下降, 是因为在排放通道形成壅塞流量受限后所致。而在不同总压比下, 排放系数随挡板开启角度增大而发生复杂变化趋势, 究其原因是因为挡板开启角度变大造成排放通道实际最小喉道位置和型线发生变化, 导致最小几何面积处的平均马赫数在不同速度区间调整变化, 同时挡板上表面发生分离后的分离涡回流如果进入到最小截面处, 还会造成排放流量的减小。

关 键 词: 短舱; 挡板; 泄压门; 排放特性; 总压比; 排放系数; 壅塞
中图分类号: V224.2 **文献标志码:** A

Numerical simulation of effect of flow field on discharge characteristics in pressure relief door of nacelle

MA Shuai¹, LIU Fan¹, JI Jiayuan², DENG Yang², ZHANG Lu¹

(1. Computational Aerodynamics Institute,
China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China;
2. Commercial Aircraft Engine Company Limited,
Aero Engine Corporation of China, Shanghai 200241, China)

Abstract: On the basis of verifying the correctness of CFD method by using the experimental datum in NACA TN4007 report, the influence laws of different incoming Mach number, total pressure ratio and flap angle on the discharge pressure relief characteristics were studied through calculation, and the causes of these laws were analyzed through flow field. Results showed that when the total pressure ratio was greater than a certain value, the discharge flow ratio (DFR) decreased with the increase of incoming Mach number under the same total pressure ratio, due to the formation of choke-out in the discharge channel after the total pressure ratio promoted the discharge speed to transonic speed. The DFR increased to a certain value with the increase of the flap angle, and then began to fall back and then rose slowly, because when choke-out happened, the flap angel became larger, the average Mach number at the minimum geometric area of the discharge channel first lied in the subsonic section, then transited from the transonic section to the supersonic section, and then moved back to the transonic section and even the subsonic

收稿日期: 2021-11-08

基金项目: 科技部科技创新 2030-重大项目 (2020AAA0104801)

作者简介: 马率 (1981—), 男, 副研究员, 博士, 主要从事非定常流体力学研究与应用工作。E-mail: tuboshu2002@163.com

通信作者: 刘钊 (1988—), 男, 副研究员, 博士, 主要从事流固耦合数值模拟研究与应用工作。E-mail: liufan200710@sina.com

引用格式: 马率, 刘钊, 季佳圆, 等. 短舱泄压门流场对排放特性影响的数值模拟[J]. 航空动力学报, 2023, 38(10): 2338-2348. MA Shuai, LIU Fan, JI Jiayuan, et al. Numerical simulation of effect of flow field on discharge characteristics in pressure relief door of nacelle[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(10): 2338-2348.

section. At the same time, the separated vortex reflux on the upper surface of the flap also reduced the DFR if it occurred at the minimum geometric area.

Keywords: nacelle; flap; pressure relief door; discharge characteristic; total pressure ratio; discharge flow ratio; choke-out

飞机动力装置短舱内存在高压管道, 当高压管路发生泄漏或爆裂时, 可能造成短舱内压力过高从而危及短舱结构安全。中国民用航空规章第 25 部《运输类飞机适航标准》CCAR25.1103(d) 条款^[1]针对这种情况提出明确要求, 对于涡轮发动机和辅助动力装置的引气导管系统, 如果在空气导管的引气口与飞机的用气装置之间的任一部位出现导管破损, 不得造成其他危害。短舱的泄压系统就是为了确保管路破裂后舱内压力不会引起结构失效, 是发动机能够正常安全工作的重要保障之一。

目前短舱泄压系统的泄压门设计都是立足于对亚跨声速流动中带挡板的辅助排气装置排放特性研究上^[2-4], 特别是 1957 年 Vick^[4]在风洞试验段的跨声速流动中引入曲面弯形管道排气, 并在排气出口处设置挡板, 通过改变排放出口挡板的不同开启角度及纵横比来研究挡板受力特性及排放性能的变化, 完成了 NACA TN4007 报告, 为今后泄压门的相关研究提供了标准试验数据和研究基础, 见图 1, 图中长度单位为英制单位中的英寸 (1 英寸=2.54 cm, 英寸单位符号简记为“ ”)。

2003 年 Pratt 等^[5]采用 Fluent6 计算完成了

Vick 报告中的试验装置流场特性计算, 计算模型网格如图 2 所示, 结果与试验数据误差范围为 5%~20%。2008 年 Benard 等^[6]在 Vick 的研究基础上, 开展了总压比大于 1 的挡板排放特性试验研究, 发现排放系数随来流马赫数的增加而减小, 这与总压比小于 1 的情况截然相反。Schott 于 2016 年在其硕士论文^[7]基于稳态 CFD 方法开展了泄压门有/无围栏、铰链形式、长宽比、倒圆角等几何因素的影响研究, 得到了许多对泄压门设计具有参考作用的结论。国内关于发动机短舱泄压门排放特性的研究很少, 只有南京航空航天大学的王晨臣、冯诗愚等基于稳态 CFD 方法在 2019 年开展了泄压门开启方式研究^[8], 泄压门面积和纵横比对泄压过程的影响的计算研究^[9], 并采用 Modelica 语言在稳态计算结果的基础上建立短舱泄压零维瞬态仿真数学模型开展泄压动态过程的研究^[10]。

以上的这些研究中注重的都是试验或计算方法的验证与确认, 并从中总结了挡板排放的部分规律, 但是从流动影响机理角度来开展挡板受力特性和泄压规律研究的文献还很少。本文首先基于 CFD(计算流体动力学)方法对 NACA(美国国

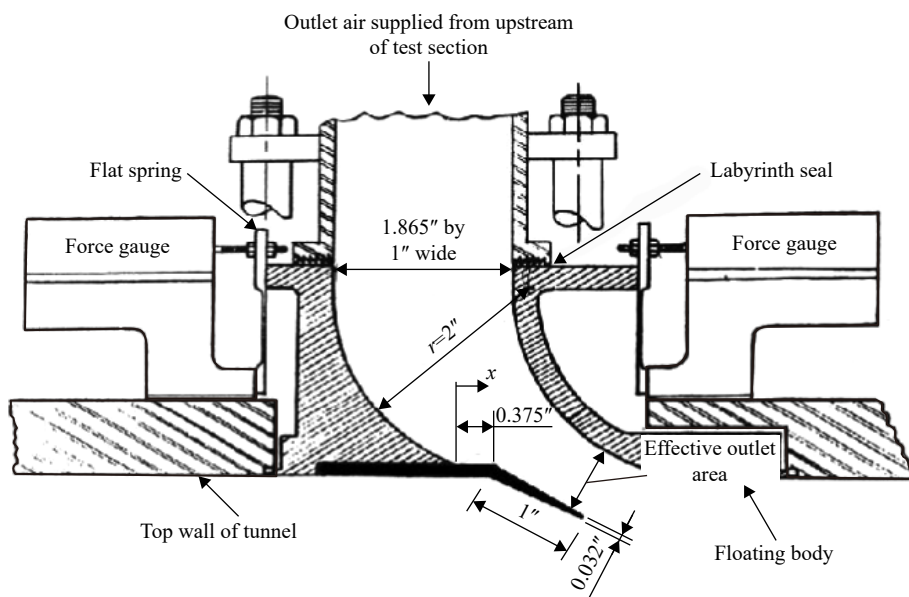
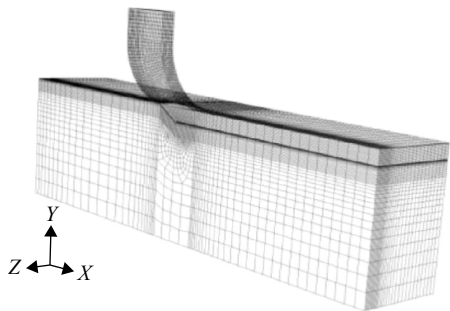


图 1 NACA TN4007 报告中的风洞试验装置示意图^[4]

Fig. 1 Schematic diagram of wind tunnel test fixture used in NACA TN4007^[4]

图 2 Pratt 等所采用的计算模型网格^[5]Fig. 2 Computational model mesh used in Pratt et al studies^[5]

家航空咨询委员会)N4007 报告中的试验进行了数值模拟验证,在保证计算结果可信的基础上,开展了来流马赫数、总压比和挡板阀开启角度对泄压特性的影响规律研究,通过流场分析从流动机理角度分析造成这些规律的原因,以期为今后开展相关研究提供一定的参考意见和技术支持。

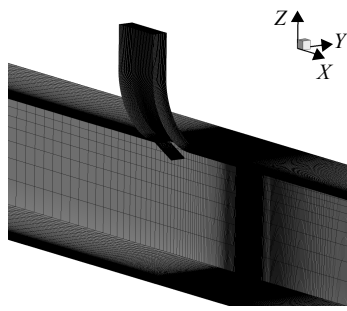
1 计算模型验证

1.1 计算模型及数值方法

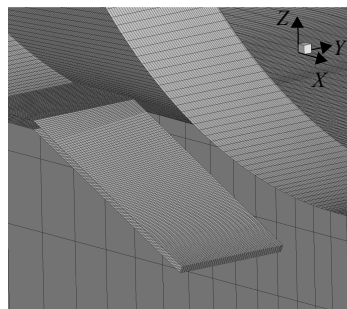
NACA TN4007 报告中挡板上部连接的是从风洞上游段引入的压缩气体,以模拟短舱内部引气管道泄漏后形成的高压区域,这里高压腔室计算模型的曲面弯形管道参考 NACA TN4007 报告中的尺寸,矩形段开口尺寸为 $4.737 \text{ cm} \times 2.54 \text{ cm}$,弯曲段半径为 5.08 cm ,平板段从弯曲段向前延伸 0.9525 cm 后连接挡板,挡板长度 2.54 cm ,厚度 0.08128 cm ;挡板下部为 $200 \text{ cm} \times 11.5 \text{ cm} \times 8 \text{ cm}$ 的矩形流动区域来模拟短舱外部的自由流动区域。

使用商业网格软件生成计算所需的结构网格,第一层网格距离物面的距离为 $2 \times 10^{-6} \text{ m}$,这个距离在地面高度和来流马赫数 (Ma_∞) 范围 $0.4 \sim 0.85$ 内保证 $0.7 \leq y^+ \leq 1.4$,满足模拟挡板表面和出口物面的黏性附面层和附近复杂流动结构的需要。网格规模在研究网格无关性时为 $560 \text{ 万} \sim 2026 \text{ 万}$,在不同雷诺数和试验状态支架干扰的影响研究中采用的网格规模为 1037 万 ,有关网格规模对计算结果的影响将在下文做详细说明。图 3 给出了 NACA TN4007 报告中试验装置的相关计算网格。

计算采用笔者所在课题组自主研发的并行多块结构化/非结构化网格的数值计算 PMB3D 求解器^[11-12]完成,该程序版本目前已经升级到了 9.0 版本,在多个复杂流动的计算模拟中得到了应用与验证^[13-16]。本文数值模拟应用了有限体积法离



(a)



(b)

图 3 试验装置计算半模网格及挡板局部放大

Fig. 3 Computational half model grid and partial amplification of flap in experimental equipment

散 N-S(纳维-斯托克斯)方程,黏性项采用中心差分格式离散,无黏项采用高间断和黏性分辨率的 Roe 平均迎风通量差分分裂格式离散,选取 Condiff 限制器来保证将网格单元格心物理量插值到界面处的精度及鲁棒性,时间离散采用了隐式 LU-SGS(lower-upper symmetric Gauss-Seidel)方法,湍流模型选取了考虑可压缩修正的 Menter's SST (shear stress transfer) $k-\omega$ 两方程模型,并运用了多重网格、残值平均和局部时间步长、并行加速等高效计算方法。

1.2 排放特性参数定义

总压比定义为

$$R_p = \frac{p_e}{p_\infty} \quad (1)$$

式中 R_p 为总压比, p_e 定义为挡板门出口总压, p_∞ 为外部自由流总压。

排放系数定义为

$$C_{dr} = \frac{\dot{m}}{\rho_\infty U_\infty A_{\min}} \quad (2)$$

式中 C_{dr} 为排放系数; $\dot{m}$ 定义为通过挡板门出口的质量流量; ρ_∞ 是自由来流的密度; U_∞ 是自由来流速度; $A_{\min}$ 定义为挡板开启后与出口壁面形成的最小几何面积,见图 1 中标示的有效出口面积处。

推力系数定义为

$$C_t = \frac{F_x}{\frac{1}{2}\rho_\infty U_\infty A_{\min}} \quad (3)$$

式中 C_t 为拉力系数； F_x 为挡板水平 X 轴方向的受力，正方向与来流方向相反；分母项为自由来流的动压，具体说明见式(2)。

铰链力矩系数定义为

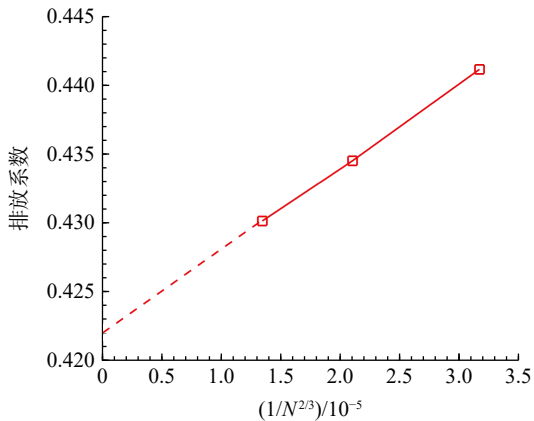
$$C_m = \frac{M_o}{\frac{1}{2}\rho_\infty U_\infty A_{\min} L_d} \quad (4)$$

式中 M_o 为挡板受到的总力矩，力矩参考点位于挡板转轴的中点位置。 L_d 为参考弦长，取挡板长度。

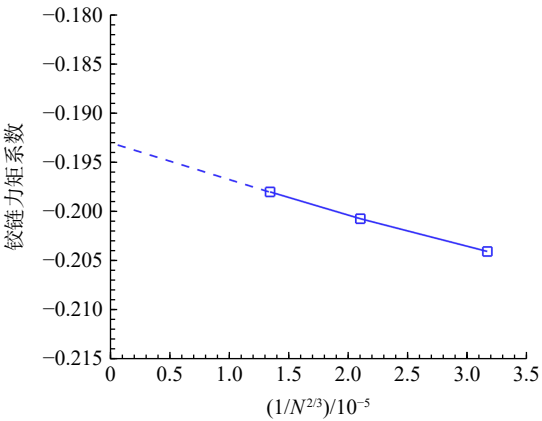
1.3 网格规模差异对计算结果影响

网格无关性的研究对提高计算结果可信度是十分重要的，这里针对 TN4007 报告生成的模型网格格心数量为 560 万、1 037 万、2 026 万，560 万网格是在 1 000 万网格基础上自由来流方向上的网格数做近似减半处理，而 2 026 万网格是在 1 037 万网格基础上自由来流方向和物面方向上的网格数分别扩大了约 1.3 倍和 1.5 倍。对 3 种不同网格规模进行了来流马赫数 $Ma_\infty=0.85$ ，总压比 $R_p=0.64$ 状态下的计算，图 1 给出了排放系数 C_{dr} 、铰链力矩系数 C_m 和推力系数 C_t 随网格规模的变化趋势，其中 N 为网格格心点数， $1/N^{2/3}$ 为 DPW(Drag Prediction Workshop) 会议^[17-18]归纳的研究气动力预测精度与网格变化关系的参数，图 4 中虚线与纵坐标上的相交值就是理论上的网格收敛值，图中可以看到排放系数和铰链力矩系数都随着网格数的增加而呈单调线性变化关系，推力系数虽然不呈线性但也是在单调递减，说明计算网格有良好的收敛性。

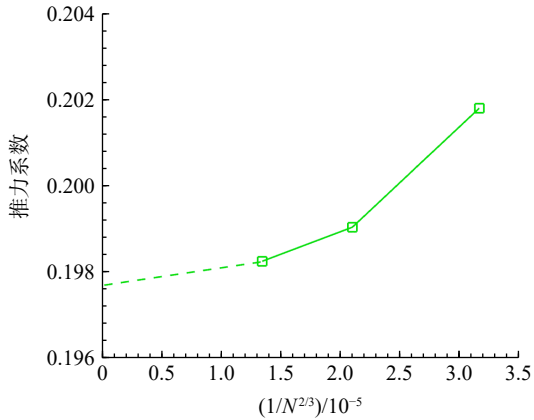
计算具体数值结果如表 1 所示，表中 C_{dr} 、 C_t 、 C_m 分别为排放系数、推力系数、铰链力矩系数，可见三者不同数量网格下的计算结果非常接近，采用密网格计算明显比稀网格计算的合理可信，但采用密网格耗费的计算机资源更加庞大，表里



(a) 排放系数



(b) 铰链力矩系数



(c) 推力系数

图 4 排放特性随网格数量的变化趋势

Fig. 4 Varying trend of discharge characteristics with mesh number

表 1 不同网格数量下计算结果误差

Table 1 Calculation results error of different mesh numbers

参数	网格数量/万			网格理论收敛值	1 037 万网格与理论值误差/%
	560	1 037	2 026		
C_{dr}	0.441	0.434	0.430	0.422	2.9
C_t	-0.202	-0.199	-0.198 4	-0.197 4	-0.8
C_m	0.204	0.201	0.198	0.195	2.9

可以看到当网格量达到 1 000 万时与网格理论收敛值误差已不超过 3%, 所以从效率和精度折中考虑, 后续计算都采用了 1 037 万的网格规模。

1.4 验证计算

对于挡板阀开启角度为 25° , 来流马赫数范围为 $0.4 \sim 0.85$ 、总压比范围为 $0.4 \sim 0.98$ 的状态进行了数值计算, 将计算结果与 NACA TN4007 报告中的试验数据进行了对比, 同时这里也给出 Pratt 等^[5]采用 Fluent 6 进行建模计算的结果, 计算对比结果如图 5 所示, 误差分析如图 6 所示, 可以看到本文计算结果半数误差低于 3%, 最大误差为 11%, 且计算结果在试验结果误差带两侧呈近似对称分布。对于给定的总压比, Pratt 等计算结果中的排放系数 C_{dr} 明显低于试验数据, 这种差异随着总压比的增加而增大, 随着来流马赫数的增加, 这种影响变得更加严重, 例如随着来流马赫数从 0.4 增加到 0.85, 计算结果与试验结果的误差已从 5% 增加到了 20%。而本文计算结果中的排放系数 C_{dr} 与试验结果存在较小的正负误差带, 这种差异带从图 5 和图 6 中可以发现基本没有受到总压比和来流马赫数变化的影响, 说明本文计算结果明显优于 Pratt 等的计算结果精度, 且计算结果与试验结果的误差带保持稳定, 没有受到总压比和来流马赫数变化的影响, 这为后面开展基于 CFD 方法的挡板特性研究奠定了良好基础。

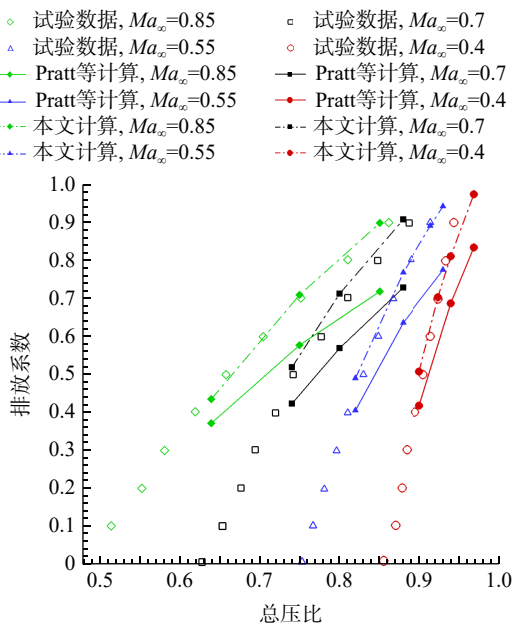


图 5 CFD 计算结果与文献 [5] 中的数据对比

Fig. 5 Comparison between CFD calculation results and datum in Ref.[5]

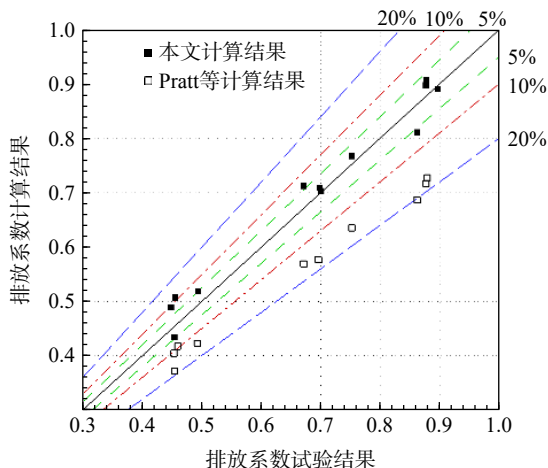


图 6 CFD 计算结果的误差带分析

Fig. 6 Error band analysis of CFD results

2 挡板排放特性研究

2.1 来流马赫数和总压比对排放特性的影响

NACA TN4007 报告中的试验数据都是在总压比小于 1 的情况, 为了扩充试验数据库, 贝尔法斯特大学 Benard 等改变曲面管道和挡板尺寸, 加入增压腔室来开展总压比大于 1 的试验, 南京航空航天大学的王晨臣、冯诗愚等考虑到短舱泄压门在实际情况下压力比往往大于 1, 采用 CFD 方法对 TN4007 报告中的模型开展了总压比大于 1 的计算分析, 本文基于 CFD 方法也将总压比进一步扩大到 1 以上, 计算结果见图 7, 对比图 7 中结果可以发现, 在相同来流马赫数下, 排放系数 C_{dr} 随总压比的增加而上升; 而在相同总压比下, 排放系数 C_{dr} 随来流马赫数的增加呈现复杂变化, 当总压比 $0.45 \sim 0.95$ 区间, 在相同总压比下, 排放

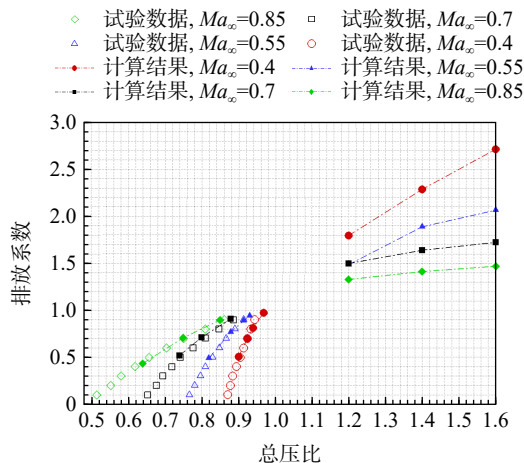


图 7 将总压比 R_p 扩大至 1 以上的 CFD 计算结果

Fig. 7 CFD calculation results of expanding the total pressure ratio R_p to more than 1

系数 C_{dr} 随来流马赫数增加而增加, 当总压比在 1.2~1.6 区间时, 在相同总压比下, 排放系数 C_{dr} 随来流马赫数增加而减小, 这与 Benard 等在南京航空航天大学论文的研究述评中给出的规律一致。

针对在相同总压比下排放系数 C_{dr} 随来流马赫数的增加而下降现象, 参考文献 [8] 中给出的解释是根据排放系数的定义理解, 尽管随着来流马赫数的升高, 泄压门出口质量流量增加, 但其分母项, 即通过泄压门出口有效面积下的自由流质量流量随来流马赫数的升高也在迅速增加, 相比之下, 排放系数 C_{dr} 呈下降趋势。然而通过理论和图 8~图 11 中对总压比小于 1 和大于 1 时的流场结构的对比分析, 文献 [8] 中解释欠妥。

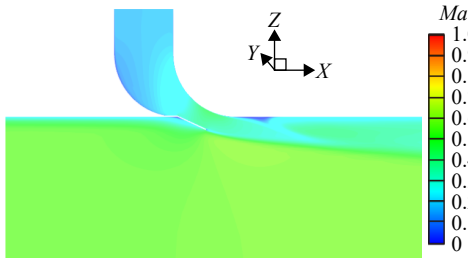


图 8 流场对称面的马赫数云图($Ma_\infty=0.55$ 、 $R_p=0.88$)

Fig. 8 Mach number cloud on the symmetry plane of the flow field ($Ma_\infty=0.55$, $R_p=0.88$)

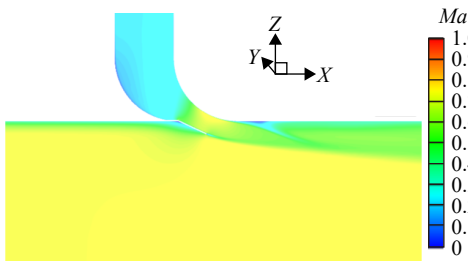


图 9 流场对称面的马赫数云图($Ma_\infty=0.7$ 、 $R_p=0.88$)

Fig. 9 Mach number cloud on the symmetry plane of the flow field ($Ma_\infty=0.7$, $R_p=0.88$)

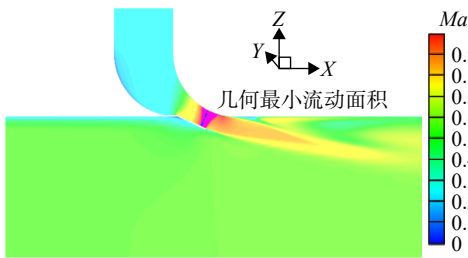


图 10 流场对称面的马赫数云图($Ma_\infty=0.55$ 、 $R_p=1.4$)

Fig. 10 Mach number cloud on the symmetry plane of the flow field ($Ma_\infty=0.55$, $R_p=1.4$)

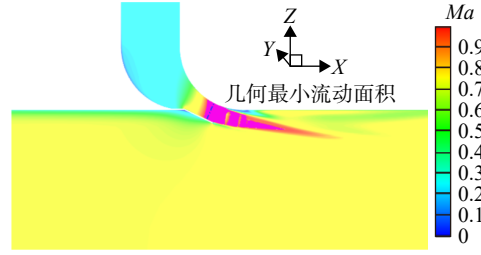


图 11 流场对称面的马赫数云图($Ma_\infty=0.7$ 、 $R_p=1.4$)

Fig. 11 Mach number cloud on the symmetry plane of the flow field ($Ma_\infty=0.7$, $R_p=1.4$)

在讨论前, 由于排放通道中属于无轴功的绝热等熵流动, 排放通道里的总温总压保持一定而不会发生变化, 这里引入一维等熵流质量流量公式

$$\dot{m} = \rho AV = \frac{\gamma p A Ma}{a} \sqrt{\frac{\gamma}{R}} \cdot \frac{p}{\sqrt{T}} A Ma = \sqrt{\frac{\gamma}{R}} \cdot \frac{p_t}{\sqrt{T_t}} A Ma \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma^2 \right)^{-\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (5)$$

根据式(5), 需要当地流动截面 A , 当地马赫数 Ma , 当地总压 p_t 和总温 T_t , 以及气体参数 ρ 、 R , 就可以计算得到当地质量流量。再将式(5)代入到式(2), 同理自由来流的流量也可以用式(5)表达, 就可以得到

$$C_{dr} = \frac{\frac{p_t}{\sqrt{T_t}} Ma_{A_{min}} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma_{A_{min}}^2 \right)^{-\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}}{\frac{p_{\infty t}}{\sqrt{T_{\infty t}}} Ma_{\infty} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma_{\infty}^2 \right)^{-\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}} \quad (6)$$

稍作简化得

$$C_{dr} = \frac{\frac{p_t}{\sqrt{T_t}} f(Ma_{A_{min}})}{\frac{p_{\infty t}}{\sqrt{T_{\infty t}}} f(Ma_{\infty})} \quad f(Ma) = \frac{Ma}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma^2 \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}} \quad (7)$$

由式(7)可见, 一维绝热等熵流的排放系数 C_{dr} 与总压比以及排放通道流动最小截面处马赫数与来流马赫数构成的函数 $f(Ma_{A_{min}})$ 和 $f(Ma_{\infty})$ 的比值有关, 函数 $f(Ma)$ 在亚声速的区间从 0 开始单调递增, 在声速 ($Ma=1$) 时达到最大值 0.5787, 超声速后单调递减。

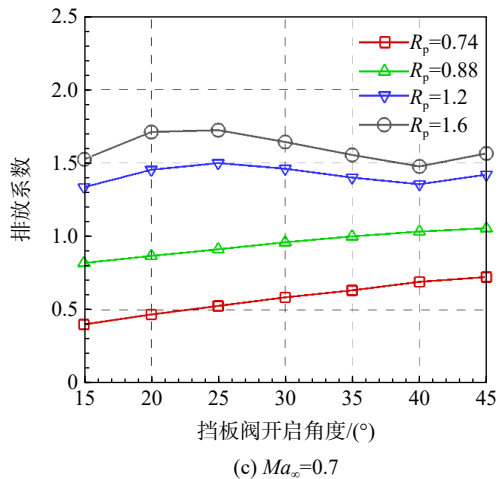
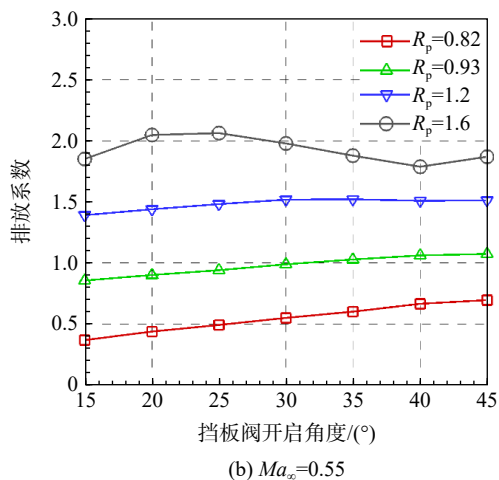
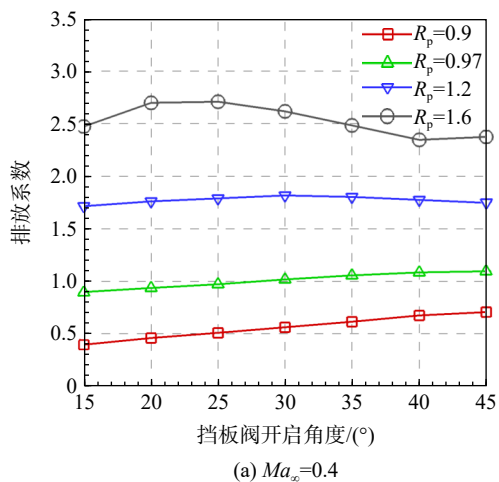
当总压比在0~1区间时,在相同总压比下,随着舱外来流马赫数的升高出口区的欠压更明显,舱内最小几何截面处的出流速度虽然小于来流速度,但它随着来流马赫数的增大而更加快速的增大,即在它未达到声速形成壅塞前,即当地 $f(Ma_{Amin})$ 的增长率要快于 $f(Ma_\infty)$,根据式(7)判断排放系数 C_{dr} 是随着来流马赫数增大而增大,具体见图8和图9,它们分别是总压比 $R_p=0.88$ 、 $Ma_\infty=0.55$ 和0.7时的流场对称面的马赫数云图,图9中出口截面处的速度明显更接近于来流马赫数。

当总压比扩大到1.2~1.6以后,舱门口最小流动截面处形成跨声速流动,挡板阀开启角度为25°的排放通道先收缩后扩张,形成类似拉瓦尔喷管的流动,基于理论分析的理想拉瓦尔喷管流动情况,流动的最小截面处一定会出现在喷管的最小几何截面处,但实际中的排放通道通常都不是呈轴对称的收缩扩张形状,具有明显的三维特征,因此它所形成的声速喉道型线与排放通道最小几何截面存在一定的几何偏差,具体见图10和图11,它们分别是 $R_p=1.4$ 、 $Ma_\infty=0.55$ 和0.7时的流场对称面的马赫数云图。图10和图11中出口截面流动都达到声速出现了壅塞,为了便于分辨特意将超声速流动标为紫色部分,可以看到声速喉道型线出现了弯曲,位于几何最小截面前部附近,几何最小截面处的流动处于超声速区, $R_p=1.4$ 、 $Ma_\infty=0.55$ 时几何最小截面处的平均马赫数约为1.1, $R_p=1.4$ 、 $Ma_\infty=0.7$ 时几何最小截面处的平均马赫数约为1.2。根据公式7,在相同总压比下,分母项的 $f(Ma_\infty)$ 随着亚声速来流速度的增大而增大,分子项的 $f(Ma_{Amin})$ 随着几何最小截面处超声速的增大而减小,这两方面的作用导致了排放系数 C_{dr} 呈现了明显下降趋势。

2.2 挡板阀开启角度对排放特性的影响

挡板排放系数随挡板阀开启角度变化的计算结果如图12所示,可以看到当处于0.6~0.9的小总压比状态时,排放系数 C_{dr} 随着挡板阀开启角度增大而近似呈线性变大,且来流马赫数的增大对排放系数的影响不明显;但是当总压比 $R_p=1.2$,来流马赫数 $Ma_\infty=0.4\sim0.55$ 时,排放系数 C_{dr} 随着挡板阀开启角度增大没有明显的变化趋势,来流马赫数 Ma_∞ 继续增大到0.7~0.85

时,排放系数 C_{dr} 随着挡板阀开启角度增大开始呈现明显先增大后减小然后又增大的趋势;当总压比 R_p 达到1.6以后,排放系数始终随着挡板阀开启角度增大呈显著的先增大后减小然后又增大的复杂趋势;另外随着马赫数的增大,同一开启角度下挡板的排放系数在显著减小。通过各个状态的流场分析发现,构成以上规律的影响因素非常复杂,下面将进行逐一讨论。



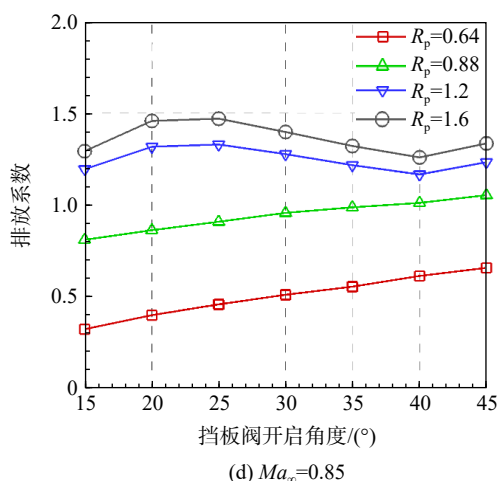


图 12 不同马赫数和总压比情况下的排放系数随挡板开启角度变化

Fig. 12 DFR varies with the flap angle for different pressure ratios and Mach numbers

按式(6)的定义可以得到: 当来流马赫数一定以后, 排放通道最小几何面积处的排放系数随该处马赫数变化的关系是在亚声速流中, 排放系数随着当地马赫数的增大而增大, 在超声速流中, 情况正好相反, 流速达到声速时, 临界截面上排放系数达到最大。挡板开启角度为 15° 时, 排放通道中最小几何面积处在挡板末端, 排放通道单调收缩, 形成不了拉瓦尔喷管流动条件; 挡板开启角度为 20° 及以上时, 排放通道先收缩, 后扩张, 能够形成拉瓦尔喷管流动条件。

图 13 中给出的是总压比 $R_p=0.9$, $Ma_\infty=0.4$ 时挡板开启角度分别为 15° 和 45° 的流场对称面马赫数云图, 图中可以看到, 挡板开启后与出口壁面形成的排放通道最小几何面积处的平均马赫数, 随着挡板开启角度从 15° 的 0.15 增大到 45° 的 0.29, 它们都明显低于管道出口外的来流马赫数, 排放系数随着挡板开启角度增大而有明显的近似线性增长。

图 14 给出的是总压比 $R_p=0.97$, $Ma_\infty=0.4$ 时挡板开启角度分别为 15° 和 45° 的流场对称面马赫数云图, 此时排放通道中最小几何面积处的平均马赫数, 从挡板开启角度为 15° 时的 0.35 增大到 45° 时的 0.40 左右, 排放系数的增长趋势明显放缓。另外需要注意的是挡板增大到 45° 时, 在挡板上表面和下表面都出现了明显的分离涡, 具体见图 15 的流场局部放大细节, 特别是在挡板上表面的分离涡造成了实际排放流道的截面积缩小, 此时最小几何面积到实际最小流动截面处形

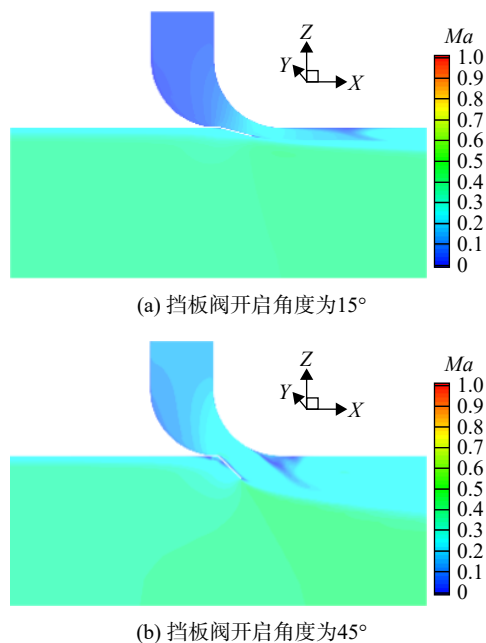


图 13 不同挡板开启角度时流场对称面的马赫数云图 ($Ma_\infty=0.4$, $R_p=0.9$)

Fig. 13 Mach number cloud on the symmetry plane of the flow field with different flap angles ($Ma_\infty=0.4$, $R_p=0.9$)

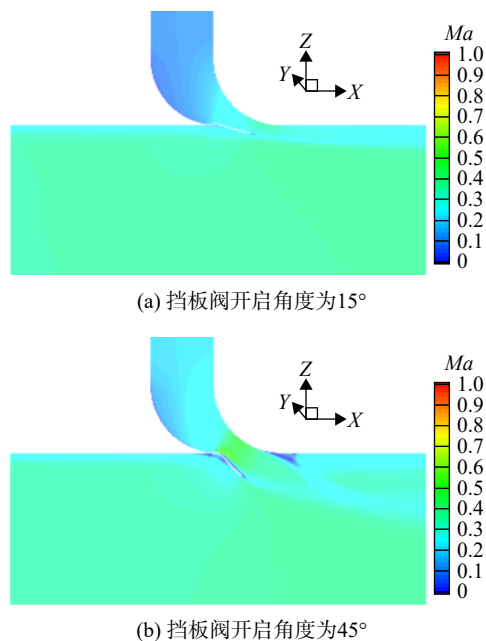


图 14 不同挡板开启角度时流场对称面的马赫数云图 ($Ma_\infty=0.4$, $R_p=0.97$)

Fig. 14 Mach number cloud on the symmetry plane of the flow field with different flap angles ($Ma_\infty=0.4$, $R_p=0.97$)

成了收缩段, 流动加速, 出口马赫数从 0.4 加速到了 0.49, 分离涡造成的堵塞效应在一定程度上对排放系数的线性增长造成了破坏, 在分离涡的截面处由于分离涡的回流甚至会带来排放流量的减小。

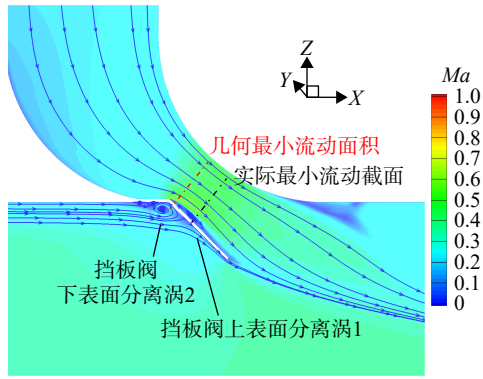


图 15 挡板阀开启角度为 45° 时流场对称面局部放大马赫数云图 ($Ma_\infty=0.4$, $R_p=0.97$)

Fig. 15 Enlarged view of Mach number cloud on the symmetry plane of the flow field with flap angle of 45° ($Ma_\infty=0.4$, $R_p=0.97$)

图 16 给出了总压比 $R_p=1.2$ 、 $Ma_\infty=0.4$ 时挡板阀开启角度分别为 15°、45° 的流场对称面马赫数云图, 此时排放通道中最小几何面积处的平均马赫数始终保持在 0.71 左右, 明显高于管道出口外的来流马赫数 0.4, 可见当总压比大于 1 以后, 泄压门的排放流量速度 (还未到声速) 明显高于来流马赫数且不随泄压阀角度出现明显变化, 因此排放系数 C_d 随着挡板阀开启角度增大没有明显的变化趋势。图 17 中挡板阀开启角度为 45° 的流场局部放大细节仍然能看到挡板上表面和下表面出现了明显的分离涡, 另外上表面的分离涡相比图 15

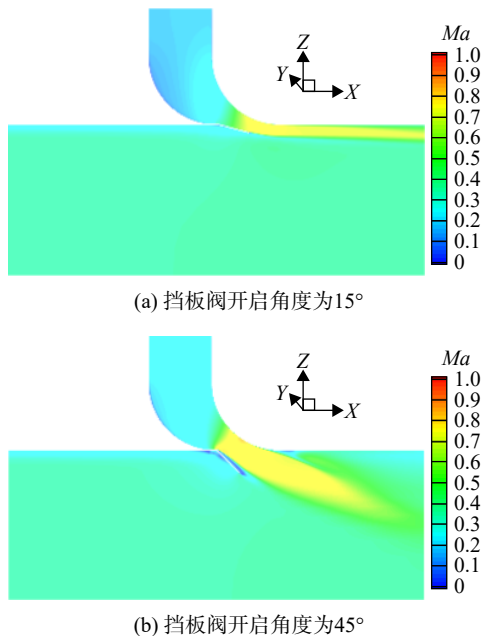


图 16 不同挡板阀开启角度时流场对称面的马赫数云图 ($Ma_\infty=0.4$, $R_p=1.2$)

Fig. 16 Mach number cloud on the symmetry plane of the flow field with different flap angles ($Ma_\infty=0.4$, $R_p=1.2$)

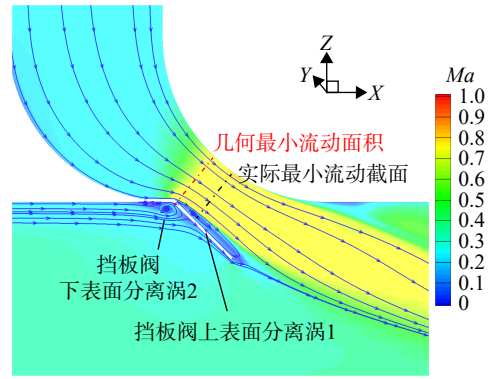


图 17 挡板阀开启角度为 45° 时流场对称面局部放大马赫数云图 ($Ma_\infty=0.4$, $R_p=1.2$)

Fig. 17 Enlarged view of Mach number cloud on the symmetry plane of the flow field with flap angle of 45° ($Ma_\infty=0.4$, $R_p=1.2$)

中 $R_p=0.97$ 时的变大, 说明分离流动在加剧。

图 18~图 21 中给出的是总压比 $R_p=1.6$, $Ma_\infty=0.4$ 时挡板阀开启角度分别为 15°、25°、40°、45° 的流场对称面局部放大的马赫数云图。图 18 中挡板阀开启角度为 15° 时, 流动壅塞基本发生在挡板通道的外部, 这里仍将超声速流动标为紫色部分, 排放通道的最小几何面积处只有在弯形管道上壁面附近有很少部分跨声速流动, 排放通道的最小几何面积处的平均马赫数约为 0.9, 这是因为气体在流过单调收缩喷管时达不到超声速的速度; 图 19 中挡板阀开启角度为 20° 时, 流动壅塞前移到挡板通道内部, 排放通道先收缩, 后扩张, 形成类似拉瓦尔喷管的流动。排放通道的最小几何面积处都位于超声速流动区, 排放通道中最小几何面积处的平均马赫数从挡板阀开启角度为 15° 时的 0.9 增大到 20° 时的 1.05, 按照前文式 (6) 的定义, 挡板阀开启 20° 时的排放系数 C_d 值要大于挡板阀开启 15° 时的排放系数; 图 20 中挡板阀开启

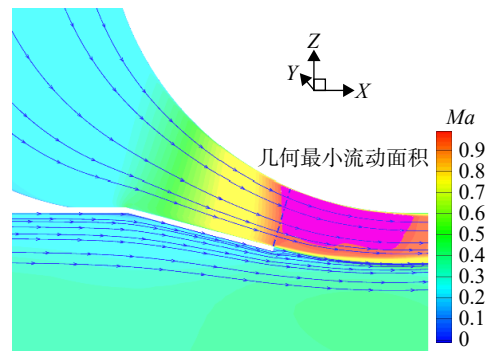


图 18 挡板阀开启角度为 15° 时流场对称面局部放大马赫数云图 ($Ma_\infty=0.4$, $R_p=1.6$)

Fig. 18 Enlarged view of Mach number cloud on the symmetry plane of the flow field with flap angle of 15° ($Ma_\infty=0.4$, $R_p=1.6$)

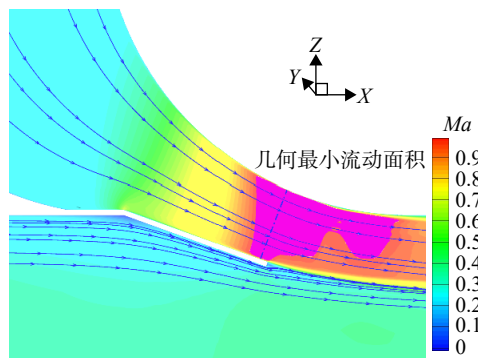


图 19 挡板阀开启角度为 20°时流场对称面局部放大马赫数云图($Ma_\infty=0.4$ 、 $R_p=1.6$)

Fig. 19 Enlarged view of Mach number cloud on the symmetry plane of the flow field with flap angle of 25° ($Ma_\infty=0.4$, $R_p=1.6$)

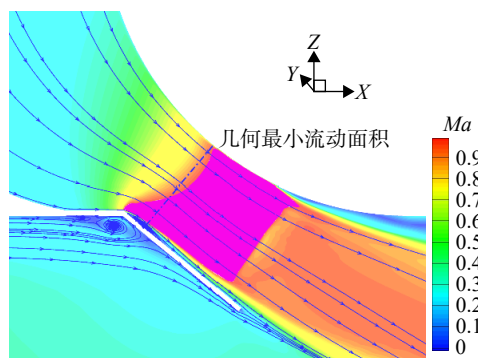


图 20 挡板阀开启角度为 40°时流场对称面局部放大马赫数云图($Ma_\infty=0.4$ 、 $R_p=1.6$)

Fig. 20 Enlarged view of Mach number cloud on the symmetry plane of the flow field with flap angle of 40° ($Ma_\infty=0.4$, $R_p=1.6$)

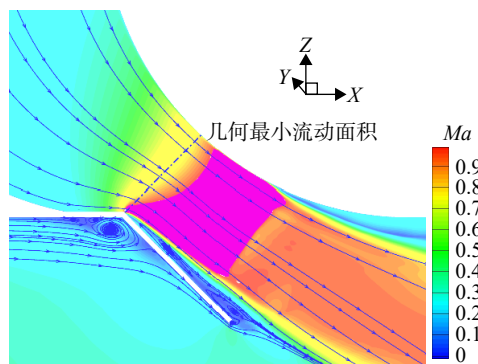


图 21 挡板阀开启角度为 45°时流场对称面局部放大马赫数云图($Ma_\infty=0.4$ 、 $R_p=1.6$)

Fig. 21 Enlarged view of Mach number cloud on the symmetry plane of the flow field with flap angle of 45° ($Ma_\infty=0.4$, $R_p=1.6$)

角度为 40°时, 流动壅塞继续向挡板通道流动的上游前移, 但由于挡板阀开启角度发生变化, 排放通道中最小几何面积处也在向流动上游移动, 此截面处大部分已从超声速流动区过渡到亚声速区, 平均马赫数约为 0.91, 只有挡板上壁面附近的

小部分还处于超声速流动区, 此处平均马赫数约为 1.08, 挡板上壁面附近处分离涡的回流还会拉低排放系数, 综合以上影响, 挡板阀开启 40°时的排放系数值会低于挡板阀开启 20°的排放系数; 图 21 中挡板阀开启角度为 45°时, 流场结构变得更加复杂, 此时在挡板上表面发生的分离流动在加剧, 分离涡的扩大造成壅塞实际形成的喉道型线更加弯曲, 最小几何面积处已近似都处于亚声速区, 此截面处平均马赫数约为 0.86, 但由于没有受到分离涡回流的拖累, 所以排放系数 C_{dr} 随着挡板阀开启角度从 40°变化到 45°的这个区间又在小幅回升。而总压比为 1.6, 来流马赫数为 0.55、0.7 和 0.8 时挡板排放系数随挡板角度变化的趋势都可以用上述现象来解释。

3 结 论

1) 通过数值计算与 NACA TN4007 报告中的试验数据对比, 结果显示计算结果半数误差低于 3%, 最大误差为 11%, 且计算结果与试验结果的误差带保持稳定, 没有明显跳点, 证明所采用的计算方法与试验具有相当高的吻合度。

2) 当总压比大于一定值后, 相同总压比下排放系数随马赫数的增加而下降的现象, 是因为当总压比增大到一定值后, 促使排放通道中速度达到跨声速后, 在排放通道中形成了壅塞, 泄压排放的流量受到限制, 此时来流马赫数增加, 排放系数的分母项在增大, 所以导致排放系数的下降。

3) 挡板阀开启角度对排放特性的影响非常复杂, 概括分为 3 种情况: ①小总压比时, 排放通道中的速度还明显低于管道外来流速度时, 排放系数 C_{dr} 随着挡板阀开启角度增大且挡板上表面未发生分离时近似呈线性增大。②总压比增大后, 排放通道中的速度超过管道外来流速度但还未达到声速时, 挡板阀开启角度变化对 C_{dr} 没有明显影响, 挡板上表面发生分离后对 C_{dr} 有小幅减小的影响。③随着总压比继续增大, 排放通道出现壅塞后 C_{dr} 随着挡板阀开启角度增大, 呈现明显先增大接着减小, 然后又缓慢增大的趋势。这是由于流动出现壅塞后挡板阀开启角度变大造成排放通道实际最小喉道位置和型线发生变化, 导致最小几何面积处的平均马赫数先处于亚声速段, 再从跨声速段过渡到超声速段, 然后移回跨声速段乃至亚声速段, 挡板上表面发生分离后的分离涡回流如果进入到最小截面处还会造成排放流量的

减小。

参考文献:

- [1] 中国民用航空总局. 中国民用航空规章: 第25部 运输类飞机适航标准: CCAR-25-R3[S]. 北京: 中国民用航空总局, 2001: 151-152.
- [2] DEWEY P E. A preliminary investigation of aerodynamics characteristics of small inclined air outlets at transonic Mach number[R]. NACA TN3442, 1953.
- [3] DEWEY P E, VICK A R. An investigation of the discharge and drag characteristics of auxiliary-air outlets discharging into a transonic stream[R]. NACA TN3466, 1955.
- [4] VICK A R. An investigation of discharge and thrust characteristics of flapped outlets for stream Mach numbers from 0.4 to 1.30[R]. NACA TN4007, 1957.
- [5] PRATT P R, WATTERSON J K, BENARD E. Computational and experimental studies of pressure relief doors in Ventilated Nacelle Compartments[J]. Investigative Ophthalmology and Visual Science, 2003, 28(10): 1678-86.
- [6] BENARD E, WATTERSON J K, GAULT R, et al. Review and experimental survey of flapped exhaust performance[J]. *Journal of Aircraft*, 2008, 45(1): 349-352.
- [7] SCHOTT T. Computational analysis of aircraft pressure relief doors [D]. Fort Collins, US: Colorado State University, 2016.
- [8] 王晨臣, 冯诗愚, 彭孝天, 等. 开启方式对短舱泄压门性能特性影响[J]. *航空动力学报*, 2019, 34(5): 1069-1075.
WANG Chenchen, FENG Shiyu, PENG Xiaotian, et al. Influence of opening mode on performance characteristics of nacelle pressure relief door[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2019, 34(5): 1069-1075. (in Chinese)
- [9] FENG Shiyu, WANG Chenchen, PENG Xiaotian, et al. Influence of the pressure relief door area and aspect ratio on discharge and force characteristics[J]. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 2019, 92(2): 107-116.
- [10] 王晨臣, 冯诗愚, 彭孝天, 等. 发动机短舱泄压过程瞬态仿真[J]. *航空动力学报*, 2019, 45(11): 2284-2290.
WANG Chenchen, FENG Shiyu, PENG Xiaotian, et al. Transient simulation on pressure relief process of engine nacelle[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2019, 45(11): 2284-2290. (in Chinese)
- [11] 牟斌. 流动控制数值模拟研究[D]. 四川 绵阳: 中国空气动力研究与发展中心, 2006.
MOU Bin. Numerical simulation and investigation of flow control [D]. Mianyang Sichuan: China Aerodynamics Research and Development Center, 2006. (in Chinese)
- [12] 肖中云. 旋翼流场数值模拟方法研究[D]. 四川 绵阳: 中国空气动力研究与发展中心, 2007.
XIAO Zhongyun. Investigation of computational modeling techniques for rotor flowfields[D]. Mianyang Sichuan: China Aerodynamics Research and Development Center, 2007. (in Chinese)
- [13] 肖中云, 江雄, 牟斌, 等. 并行环境下外挂物动态分离过程的数值模拟[J]. *航空学报*, 2010, 31(8): 1509-1516.
XIAO Zhongyun, JIANG Xiong, MOU Bin, et al. Numerical simulation of dynamic process of store separation in parallel environment[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2010, 31(8): 1509-1516. (in Chinese)
- [14] 王建涛, 易贤, 肖中云, 等. ARJ21-700飞机冰脱落数值模拟[J]. *空气动力学学报*, 2013, 31(4): 430-436.
WANG Jiantao, YI Xian, XIAO Zhongyun, et al. Numerical simulation of ice shedding from ARJ21-700[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2013, 31(4): 430-436. (in Chinese)
- [15] 余永刚, 周铸, 黄江涛, 等. 单通道客机气动标模CHN-T1设计[J]. *空气动力学学报*, 2018, 36(3): 505-513.
YU Yonggang, ZHOU Zhou, HUANG Jiangtao, et al. Aerodynamic design of a standard model CHN-T1 for single-aisle passenger aircraft[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2018, 36(3): 505-513. (in Chinese)
- [16] 马率, 邱名, 王建涛, 等. CFD在螺旋桨飞机滑流影响研究中的应用[J]. *航空学报*, 2019, 40(4): 622365.1-622365.15.
MA Shuai, QIU Ming, WANG Jiantao, et al. Application of CFD in slipstream effect on propeller aircraft research[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2019, 40(4): 622365.1-622365.15. (in Chinese)
- [17] LEVY D W, LAFLIN K R, TINOCO E N, et al. Summary of data from the fifth computational fluid dynamics drag prediction workshop[J]. *Journal of Aircraft*, 2014, 51(4): 1194-1213.
- [18] TINOCO E N, BRODERSEN O, KEYE S, et al. Summary of data from the sixth AIAA CFD drag prediction workshop[R]. AIAA-2017-1208, 2017.

(编辑: 王碧琚)