

# 预冷器对高超声速轴对称进气道设计状态 气动性能影响<sup>\*</sup>

李超<sup>1,2</sup>, 张悦<sup>1</sup>, 谭慧俊<sup>1</sup>, 王娟娟<sup>1,3</sup>, 薛洪超<sup>1</sup>, 张晗天<sup>1</sup>

- (1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016;  
2. 济南先进动力研究所 济南市先进动力重点实验室, 山东 济南 251401;  
3. 中国航发四川燃气涡轮研究院 高空模拟技术重点实验室, 四川 绵阳 621000)

**摘要:** 为获取预冷器对高超声速进气道内流特性的影响机理和影响规律, 设计了一种在扩张段加入台阶型预冷器的高超声速轴对称进气道, 并利用混合网格建立了仿真模型, 获得了 $Ma6.0$ 来流条件下带预冷器进气道与原型进气道在节流状态的数值仿真结果。结果表明: 引入预冷器后进气道临界耐反压能力略有下降, 并且进气道下游背压在 $1.0 \leq p_b/p_0 < 150$ 时出口性能参数明显下降; 预冷器上游总是存在节流, 上游节流程度由预冷器的堵塞和出口背压共同决定, 当 $p_b/p_0 \leq 20$ 时, 上游流场结构完全由预冷器的堵塞作用决定, 当 $p_b/p_0 > 20$ 时, 由两者共同决定; 进气道下游背压在 $20 \leq p_b/p_0 < 275$ 时, 预冷器为上游流场带来消极影响, 而当背压在 $20 \leq p_b/p_0 < 200$ 范围时, 预冷器的引入能有效改善下游流场品质, 通过上下游的耦合作用, 出口性能参数在 $p_b/p_0 \geq 150$ 后与原型进气道趋于一致。当 $p_b/p_0 \geq 275$ 时, 唇罩侧放气缝对激波串根部低能流的抽吸使得预冷器几乎不对上游产生影响。

**关键词:** 高超声速; 预冷器; 轴对称进气道; 流场结构; 数值仿真

中图分类号: V211.48 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2023) 10-2203001-11

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 2203001

## Effects of Precooler on Aerodynamic Performance of Hypersonic Axisymmetric Inlet at Design Condition

LI Chao<sup>1,2</sup>, ZHANG Yue<sup>1</sup>, TAN Hui-jun<sup>1</sup>, WANG Juan-juan<sup>1,3</sup>, XUE Hong-chao<sup>1</sup>, ZHANG Han-tian<sup>1</sup>

- (1. College of Energy and Power, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;  
2. Jinan Key Laboratory of Advanced Gas-Turbine, Jinan Institute of Advanced Gas-Turbine, Jinan 251401, China;  
3. Science and Technology on Altitude Simulation Laboratory, AECC Sichuan Gas Turbine Establishment, Mianyang 621000, China)

**Abstract:** In order to obtain the influence mechanism and law of the precooler on the internal flow characteristics of the hypersonic inlet, a hypersonic axisymmetric inlet with a stepped precooler is designed in the expansion section, and a simulation model was established by using a hybrid grid, further, the numerical simulation results of the inlet with precooler and the prototype inlet in the throttling states under the condition of  $Ma6.0$  free flow are obtained. The results show that after the introduction of the precooler, the critical back pressure ca-

<sup>\*</sup> 收稿日期: 2022-03-01; 修订日期: 2022-06-15。

基金项目: 国家科技重大专项 (J2019-II-0014-0035); 江苏省科协青年科技人才托举工程 (TJ-2021-052); 中国航发四川燃气涡轮院委课题、基础性军工科研院所某国家财政支持项目 (GJCZ-0015-19); 1912项目。

作者简介: 李超, 硕士生, 研究领域为进气道内流空气动力学。

通讯作者: 张悦, 博士, 副教授, 研究领域为进气道内流空气动力学。E-mail: y.zhang@nuaa.edu.cn

引用格式: 李超, 张悦, 谭慧俊, 等. 预冷器对高超声速轴对称进气道设计状态气动性能影响[J]. 推进技术, 2023, 44(10): 2203001. (LI Chao, ZHANG Yue, TAN Hui-jun, et al. Effects of Precooler on Aerodynamic Performance of Hypersonic Axisymmetric Inlet at Design Condition[J]. Journal of Propulsion Technology, 2023, 44(10): 2203001.)

pability of the inlet decreases slightly. And when  $1.0 \leq p_b/p_0 < 150$ , the performance parameters of the inlet outlet decrease significantly. There is always throttling at the upstream of the precooler, and the throttling state at the upstream is determined by the blockage of the precooler and the back pressure at the outlet. When  $p_b/p_0 \leq 20$ , the upstream flow field structure is completely determined by the blockage of the precooler, and when  $p_b/p_0 > 20$ , it is determined by both. When  $20 \leq p_b/p_0 < 275$ , the precooler has a negative effect on upstream flow field, and when  $20 \leq p_b/p_0 < 200$ , the introduction of precooler can effectively improve the quality of downstream flow field. Through the coupling effect of upstream and downstream, the outlet performance parameters tend to be consistent with the prototype inlet when  $p_b/p_0 \geq 150$ . When  $p_b/p_0 \geq 275$ , the suction of the low energy flow at the root of the shock train by the bleeding slot on the side of the lip makes the precooler almost have no influence on the upstream.

**Key words:** Hypersonic; Pre-cooler; Axisymmetric inlet; Flow field structure; Numerical simulation

## 1 引言

$Ma0 \sim 6$  级的宽域高速推进系统及飞行器技术是目前航空航天领域的战略制高点之一。但是受限于压气机前总温限制,常规涡轮发动机最高工作马赫数很难超过3,难以满足目前高速飞行的需求。因此,各种新型的发动机概念<sup>[1]</sup>不断被提出。以英国反应发动机公司(REL)的 SABRE<sup>[2-4]</sup>为代表的带轻质紧凑型强预冷器的组合循环发动机受到业内密切关注,通过压气机前由直径不足1mm的预冷管束制成的预冷器将进气道捕获的高焓气流迅速冷却,从而使发动机有能力在高飞行马赫数下工作,强预冷型发动机以其创新的循环方式与优异的性能使其成为除 TBCC<sup>[5]</sup>和 RBCC<sup>[6]</sup>发动机外又一类有望用于宽域高速飞行器的推进系统。

预冷器的引入成功将发动机吸气模态飞行上限提升至  $Ma6$ ,因此亟需能与之匹配的宽域进气道,且由于在进气道内需要设置预冷器这一大流阻部件,为进气道设计提出更大的挑战。SABRE 采用三波系可调进气道<sup>[7-9]</sup>,在飞行器加速过程中中心锥不断前伸,以保证在每个马赫数下对流量做到全捕获,并使激波恰好贴口。值得注意的是,在中心锥与唇罩口部之间设置了三层锥形隔板,飞行器加速至  $Ma5.0$  后,锥形隔板完全封闭进气道入口,发动机进入火箭模态。另一种预冷型发动机 ARTEX<sup>[10-13]</sup> 同样配备了中心锥可调的混压进气道,通过平移中心锥实现流量的全捕获,并在外罩扩张段开设旁路以排除多余气体。该进气道已在多平台完成风洞试验。蔡伊雯等<sup>[14-15]</sup> 针对预冷涡轮+冲压组合发动机设计了一种在  $Ma2 \sim 6$  内流量全捕获的轴对称变几何进气道。通过中心锥与分流板的轴向协同运动可满足涡轮与冲压通道的流量分配与压缩量的需求,并

指明小的起始半锥角可明显提升进气道性能。文献[16-18]以类似 SABRE 的前移中心锥形式的轴对称变几何进气道为基础,通过多孔介质耦合源项法,探究了预冷对进气道气动性能的影响。李明迪<sup>[19]</sup> 设计了类似的前移中心锥形式的可调进气道,同样借助多孔介质耦合源项法研究了出口反压与孔隙率对预冷特性的影响。罗佳茂等<sup>[20]</sup> 率先对 TBCC 的涡轮进气道喷水预冷进行了研究,指明喷水冷却可有效拓展涡轮模态向冲压模态转换的衔接速域。

通过以上分析可以看出,目前对于预冷型进气道的研究主要侧重于进气道设计,在研究时对预冷器也采用了简化的多孔介质模型,而对预冷器流场与进气道内流动耦合特性的研究还需进一步深入研究。为此,本文从预冷器流阻角度,探究预冷器与进气道内流场的耦合特性。

## 2 物理模型及计算方法

### 2.1 物理模型

本文采用的进气道基本方案如图1所示,进气道为轴对称混压式,外压缩锥采用一级压缩形式,半锥角为  $12^\circ$ ,唇罩为一级压缩,压缩角为  $12^\circ$ ,为实现在宽速域内的飞行,本文所建立的进气道模型采用了部分变几何结构,将唇罩分为前后两级,可通过平移两级唇罩实现不同马赫数下进气道捕获流量与压缩量的独立调节。在本文工作马赫数为6.0状态下,为提高进气道性能,将喉道面积设置处于最小状态,此时进气道总收缩比为14.34,其中内收缩比为6.99,进气道进口捕获半径  $H_c = 500\text{mm}$ ,总长为  $13.6H_c$ ,出口截面半径也为  $H_c$ ,其余重要参数见图1中。为抑制高马赫数下进气道内激波/边界层干扰带来的不利流动问题,在中心锥和唇罩侧开设了多组放气缝以排出低能流,中心锥侧在  $3.828H_c \sim 4.817H_c$  位置间开设了15

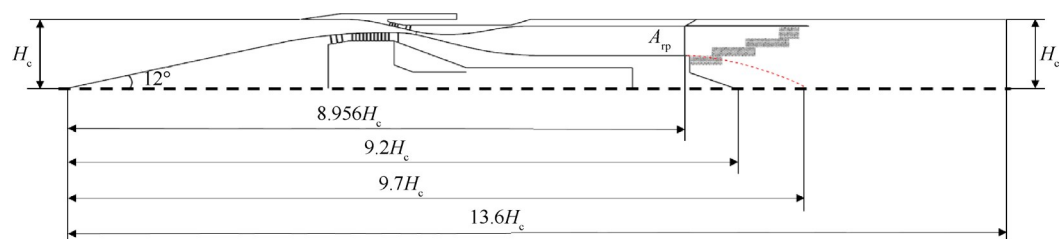


Fig. 1 Model of prototype inlet and the pre-cooler inlet

条放气缝,其中前三条放气缝流向间距均为40mm,第4~14条放气缝流向间距均为26.5mm,第15条放气缝在中心锥后肩部,所有放气缝放出的低能流均通过中心体排出流道。唇罩侧在喉道上游设置6条放气缝,前4条放气缝流向间距19mm,后2条放气缝流向间距29mm。放气缝缝宽均为5mm。通过改动尾锥型线,将预冷器引入扩张段,安装在 $8.956H_c$ 位置,结构与SABRE的预冷器形式类似,采用阶梯状布置,分为4个模块,其中靠近中心体的模块为16行×100列,中间两个模块为16行×140列,最外侧模块为21行×64列,共计3712根预冷管束。预冷管束直径 $D=0.9\text{mm}$ ,管束排列方式为叉排排列,管束与气流流动方向垂直。如图2所示,预冷器管束的排布成正三角形,在流向方向管间距 $S_L=5D$ 。本文将预冷器引入前后的两种进气道分别称为原型进气道和带预冷器进气道。

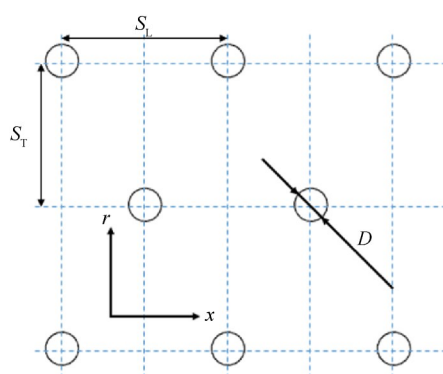


Fig. 2 Model of cross arrangement pre-cooler tube

## 2.2 仿真方法

本文的研究模型均使用ICEM软件进行网格划分,原型进气道全流域采用结构化网格进行模拟,并在壁面附近进行网格加密,计算中保证近壁面附近 $y^+$ 在1左右。带预冷器进气道采用混合网格进行模拟,如图3所示,进气道主流域网格划分采用结构化网格,并与原型进气道完全相同。预冷器区域也采用结构化网格,网格能完整描述预冷管束的几何结构,每根预冷管束附近都做O型网格划分,第一层近壁面网格高度都给定 $0.01\text{mm}$ ,以保证壁面 $y^+$ 在30以下,沿径向相邻网格的增长比率不超过1.2。预冷器区域与进气道主流路区域之间采用非结构化网格过渡。非结构化网格的区域不包括近壁面附近,近壁面附近在全域范围内都设置为结构化网格。原型进气道与带预冷器进气道总网格量分别在10万和390万左右。

图4给出了进气道的计算域及边界条件,其中边界条件包括压力远场边界、对称轴边界、压力出口边界,图中未标出的其他壁面包括预冷器壁面都设置为无滑移绝热边界。

本文使用Fluent软件进行数值模拟,求解时时间推进采用点隐式(Gauss-Seidel)方法,无黏对流通量采用Roe格式进行差分分裂,其界面左右态值通过具有二阶精度的插值得到。湍流模型选用 $k-\omega$  SST (Shear Stress Transport)模型,黏性通量使用二阶迎风格式离散。计算的收敛以各方程的残差均下降3个

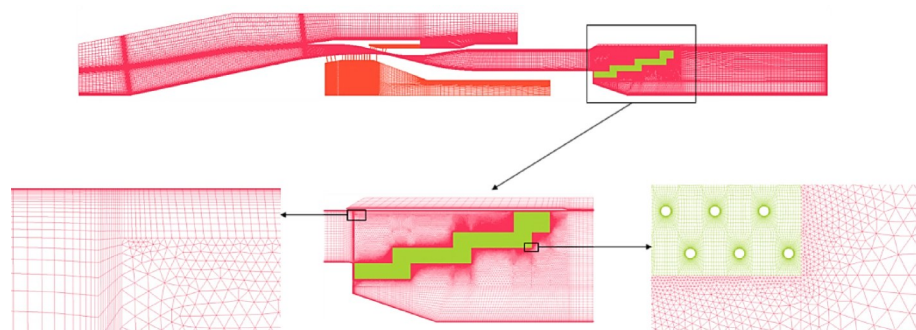


Fig. 3 Meshing of the inlet

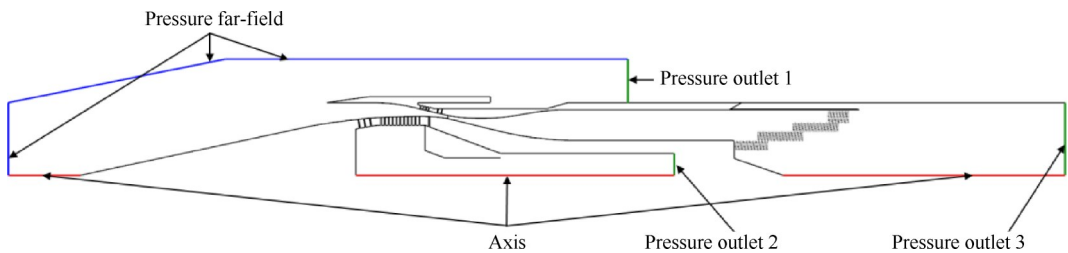


Fig. 4 Calculation domain and boundary conditions of the inlet

数量级,且进气道出口流量和总压稳定为准则。

设定进气道飞行高度为 30.22km,因此自由来流条件如表 1 所示。进气道中心锥放气腔的出口压力也给定 1 倍自由流静压。仿真过程中通过改变进气道出口压力模拟下游发动机的影响。

Table 1 Flight altitude and standard atmospheric parameters

| Ma  | Altitude/km | Static pressure/Pa | Static temperature/K |
|-----|-------------|--------------------|----------------------|
| 6.0 | 30.22       | 1158.34            | 226.727              |

2.3 算例验证

为检验仿真方法的可靠性,以本文仿真方法对 NASA 的某一轴对称混压式进气道<sup>[21]</sup>进行了仿真研究,进气道模型如图 5 所示,该进气道采用第二级压缩面可调的两级外压缩中心体,唇罩前缘采用等熵压缩面,在设计马赫数 2.5 下,等熵压缩面将唇罩激

波化解为一系列弱压缩波,使其汇聚于中心锥肩部,并在肩部做了合适的放气腔以消除边界层分离。

该进气道完成了在设计马赫数 2.5 下关于不同放气方案、攻角及唇罩位置的风洞实验。图 6 给出了对应文献[21]中 M-1 方案、0°攻角、临界状态下中心体及唇罩侧沿程静压分布与实验结果的对比,图中横坐标 0 点为中心锥尖,并分别以进气道捕获半径  $R$  和来流总压  $p^*$  对横纵坐标进行无量纲化。可以发现,二者吻合较好,本文所采用的仿真方法可以准确模拟进气道内流动状况。

为探究本文仿真方法对预冷器特性模拟的可靠性,本文采用文献[22]给出的实验数据进行了算例验证。预冷器构型与文献[22]相同:预冷管束直径 2mm,等边三角形排列,9 排 6 列共 54 根管束。如图 7 (a)所示预冷器区域网格划分与 2.2 节描述一致,预冷器区域采用结构网格,外侧通过非结构网格过渡。

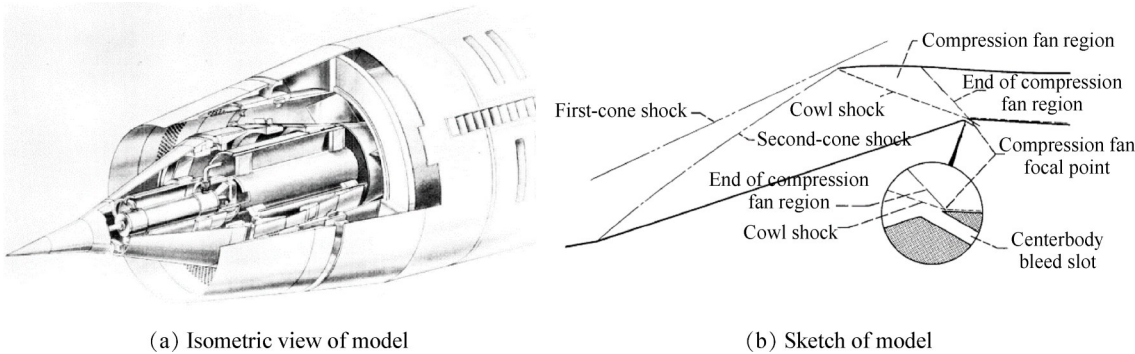


Fig. 5 NASA axisymmetric adjustable inlet

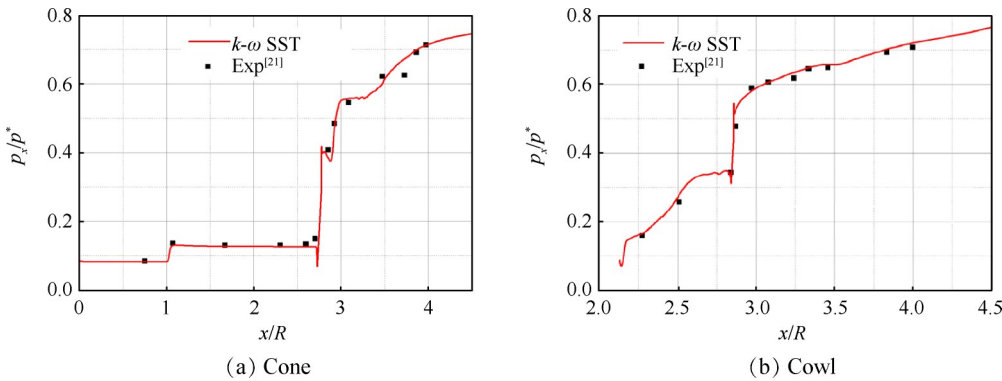


Fig. 6 Pressure distribution for critical inlet operation

预冷器第一层网格高度与本文研究模型相同,均为0.01mm,网格量在10万左右。仿真中预冷器给定289.75K无滑移等温壁面条件,入口热空气温度为424.15K,并通过改变入口气流速度获得不同当量雷诺数。图7(b)给出了仿真获得的在不同当量雷诺数下气流经过预冷管束后静压损失对比情况。可以看到,仿真获得的压降损失与实验结果吻合较好,表明仿真方法可以有效预测预冷器的阻力特性。

### 3 结果与讨论

为探究加入预冷器对进气道内流特性的影响,本文从进气道总体性能入手,以马赫数和总压恢复系数为主要性能参数,通过分别考察预冷器上下游的流场结构和损失特性,探究预冷器对进气道总体性能的影响规律和对内流场的作用机理。

#### 3.1 预冷器对进气道总体性能影响

为探究预冷器引入前后进气道的总体性能,图8给出了预冷器引入前后进气道在马赫6工作时的出口节流特性曲线。图8中横坐标为进气道出口压比,通过来流静压进行无量纲化,纵坐标分别对应进气道出口总压恢复系数和出口马赫数,均以质量加权平均方法获得。图8中最左侧点对应两进气道 $p_b/p_0=1.0$ 的通流状态,最右侧点为临界状态。从图8中可

以看到,考虑预冷器后,进气道的临界耐反压能力从原先的 $319p_0$ 降低到 $315p_0$ ,此外进气道的节流性能出现了一些差异,尤其是在低节流条件下这些差异体现的更加明显。在 $1.0 \leq p_b/p_0 < 150$ 时,带预冷器进气道出口马赫数和总压恢复系数都明显低于原型进气道,并且在此阶段原型进气道出口总压恢复系数先下降后上升,而带预冷器进气道出口总压恢复系数大致是单调上升的。而当 $p_b/p_0 \geq 150$ 后,预冷器带来的影响逐渐减弱,引入预冷器前后进气道的出口马赫数和总压恢复系数相对差距均小于1%。下文从预冷器引入对流场结构的影响入手,探究引入预冷器对进气道总体性能的影响机理。

为探究引入预冷器对进气道总体性能的影响机理,本文从几个典型状态着手研究预冷器对内流场的影响。图9和图10分别给出了预冷器引入前后不同节流状态的马赫数与总压恢复系数云图,图中用黑色实线标出了 $Ma=1.0$ 的位置。可以看到,在原型进气道出口背压 $p_b/p_0=1.0$ 时,内通道没有形成节流,为典型的通流状态,扩张段内不断反射的斜激波均为壁面引起的弱解激波,总压损失较小,出口有较高的总压恢复系数。随着出口背压的提高,扩张段开始节流,出现由压力条件引起的强解激波串,总压损失很大,出口总压恢复系数有较大程度下降。而后

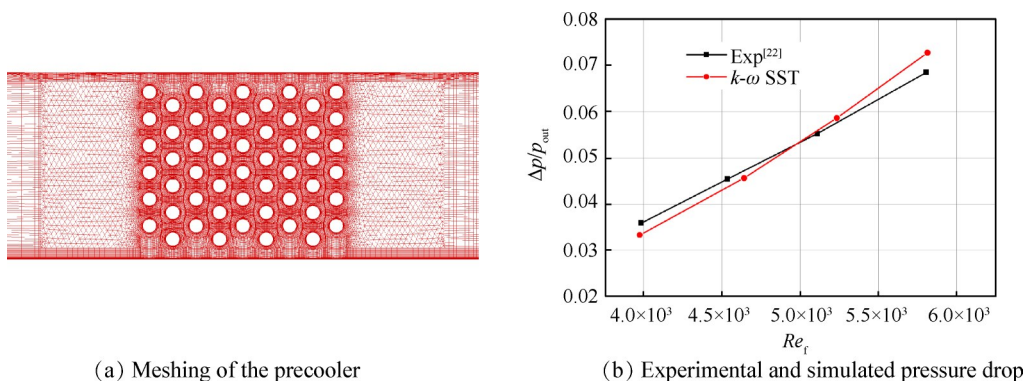


Fig. 7 Meshing and pressure drop of the pre-cooler

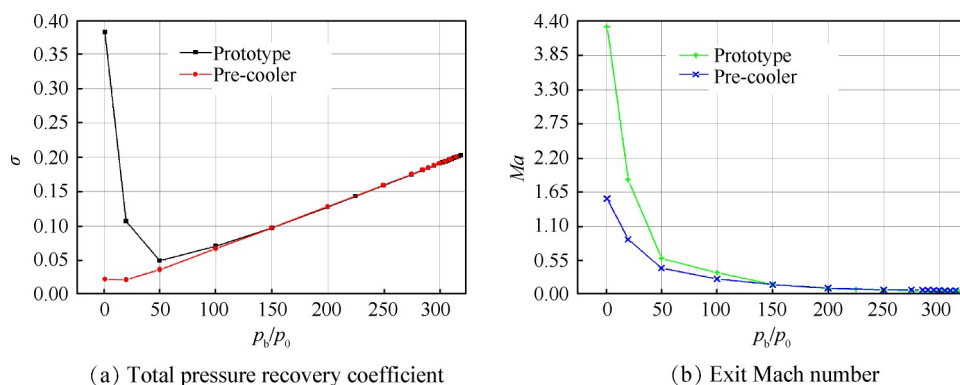


Fig. 8 Comparison of the performance between the two inlets

结尾激波不断向上游移动,波前马赫数降低,激波强度减弱,出口总压恢复系数不断上升。

引入预冷器后,进气道失去了典型的通流状态,如图10所示,在 $p_b/p_0=1.0$ 时,预冷器就对上游形成了节流,出现强解激波串,此时出口总压恢复系数很低。当出口背压提高至 $p_b/p_0=20$ ,在预冷器下游出现了新的强解激波,这是出口背压对进气道形成的节流,此时出口总压恢复系数稍有下降。继续提高出口背压,预冷器上下游亚声速区连通,只在预冷器上游存在强解的结尾激波,节流趋势变得与原型进气道一致,出口总压恢复系数逐渐上升。这解释了图7中引入预冷器后进气道节流特性曲线发生转变的原因。

引入预冷器后进气道内流场的影响机理发生变化,原型进气道节流情况完全由出口背压决定,而带预冷器进气道节流情况由出口背压和预冷器的堵塞作用共同决定。从图10中可以看到,在 $1 \leq p_b/p_0 \leq 20$ 时,预冷器下游的超声速区隔绝了出口背压对预冷器上游的影响,因此预冷器上游的节流情况由预冷器的堵塞作用单独决定。随着出口背压的增加,当 $p_b/p_0 > 20$ 后,预冷器后亚声速区与预冷器上游的亚声速区域连通,出口背压与预冷器的堵塞作用开始耦合,带预冷器进气道的节流情况与流场结构由耦合后的综合效果决定。

进气道流场结构的转变解释了进气道出口节流特性曲线发生变化的原因,下文探究出口背压 $p_b/p_0 \geq$

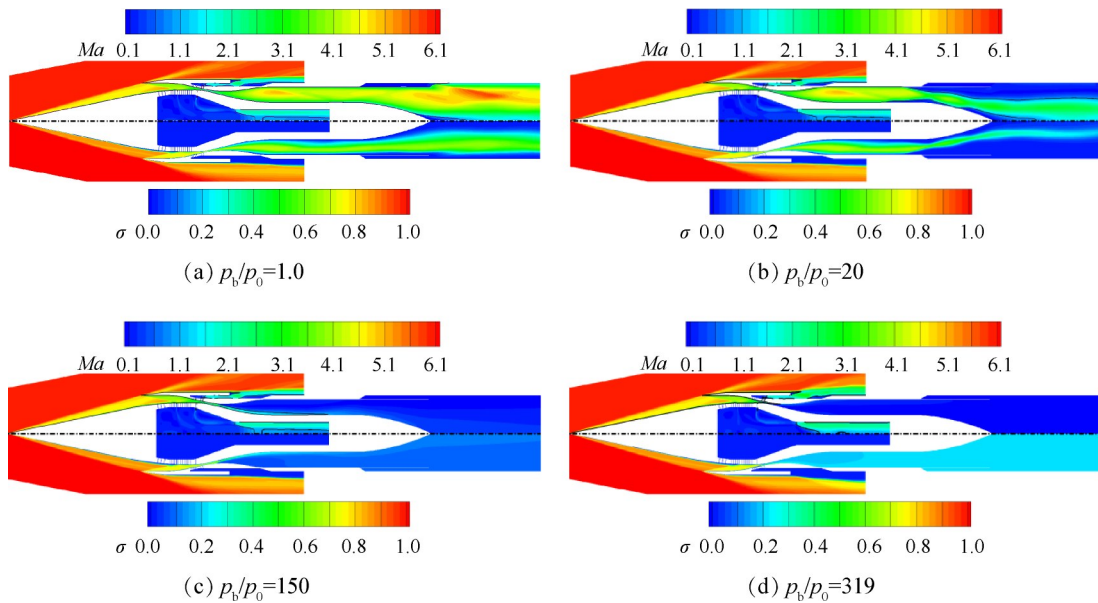


Fig. 9 Mach number and total pressure recovery coefficient contour of the prototype inlet

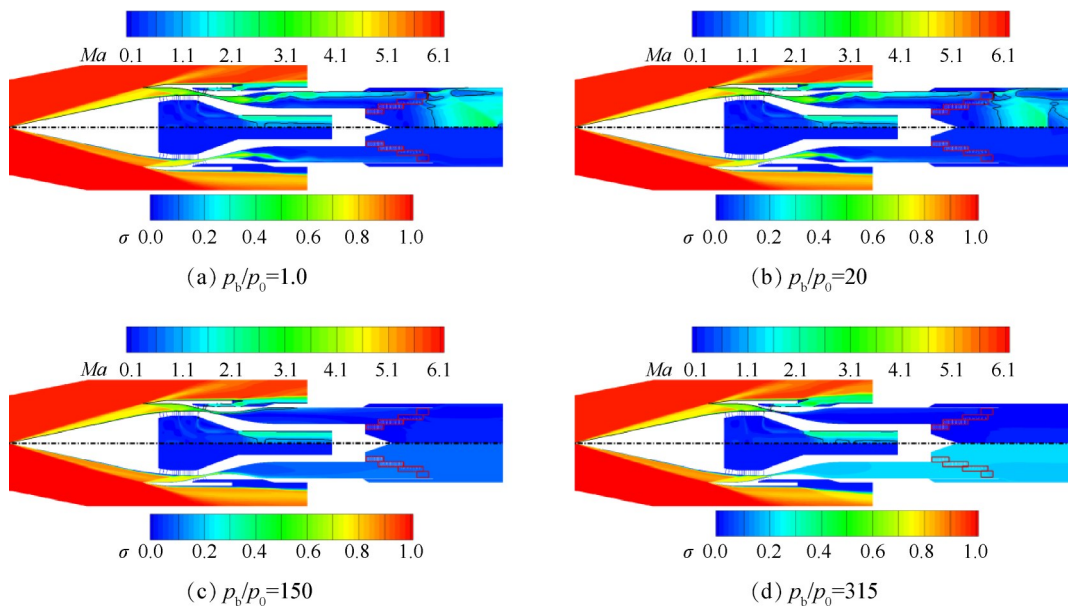


Fig. 10 Mach number and total pressure recovery coefficient contour of the pre-cooler inlet

150 后两种进气道节流特性曲线趋于一致的影响机理。

以主流路内沿轴向距中心锥尖  $8.956H_c$  的环形截面  $A_{\text{tp}}$  为预冷器前的参考面(如图 1 所示),图 11 给出了以  $A_{\text{tp}}$  面上无量纲压力  $p_{\text{tp}}$  为参考绘制的  $A_{\text{tp}}$  面上总压恢复系数和马赫数的性能曲线。可以看到,在引入预冷器后,  $A_{\text{tp}}$  面的性能参数与原型进气道的差距依旧可以分为两个阶段。在第一阶段,即  $p_{\text{tp}}/p_0 \leq 278.7$  时,带预冷器进气道  $A_{\text{tp}}$  面马赫数和总压恢复系数都明显低于原型进气道,说明此时预冷器的引入给上游流场带来了明显的阻力和流动损失。在第二阶段,即  $p_{\text{tp}}/p_0 > 278.7$  时,两种进气道性能参数的相对差距均小于 1%,预冷器几乎不对上游流场产生影响。与总体性能曲线不同的是,其分界点并不在  $p_b/p_0 = 150$  状态,而是  $p_{\text{tp}}/p_0 = 278.7$  状态,对应两进气道出口背压  $p_b/p_0$  均在 275 左右。说明预冷器的引入对流场

带来了更为复杂的影响,  $p_b/p_0 = 150$  时两种进气道出口性能参数相近并不意味着两种进气道有相似的上下游流动特性,有必要对预冷器上下游分别进行探究。

### 3.2 预冷器上游流场结构及损失特性分析

为研究预冷器对进气道上游的影响机理与规律,本文从两种进气道参考面  $A_{\text{tp}}$  上的静压  $p_{\text{tp}}$  相仿的状态入手,对比研究参考面上游的流场结构及有何异同。在本文中当两种进气道  $p_{\text{tp}}/p_0$  在数值上偏差小于 1 时即认为  $p_{\text{tp}}$  相仿。为此选取了  $p_{\text{tp}}/p_0$  约为 156, 254, 279 和 318 时的两种进气道进行探究。

图 12 给出了几个  $A_{\text{tp}}$  面上压力相仿时两种进气道的马赫数云图,其每张图中对称轴上下分别为带预冷型进气道和原型进气道,并且依旧用黑色实线标出了声速线位置,为便于观察流场结构,适当调整了流场与马赫数的范围。可以发现,原型进气道在节

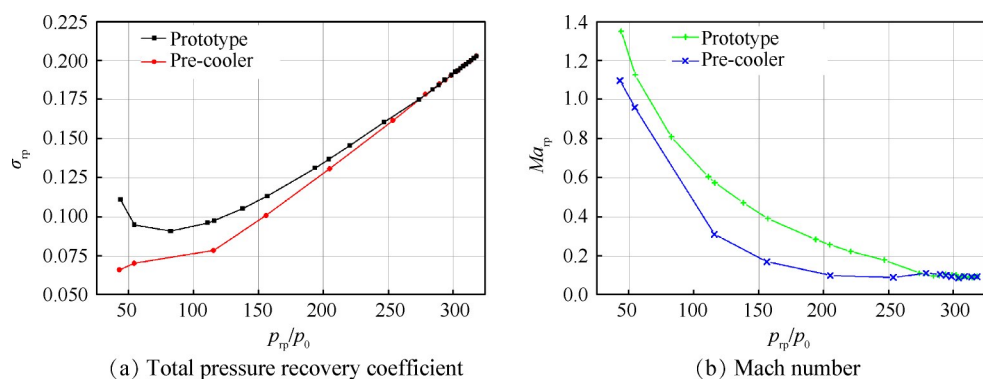


Fig. 11 Comparison of the performance in  $A_{\text{tp}}$  surface between the two inlets

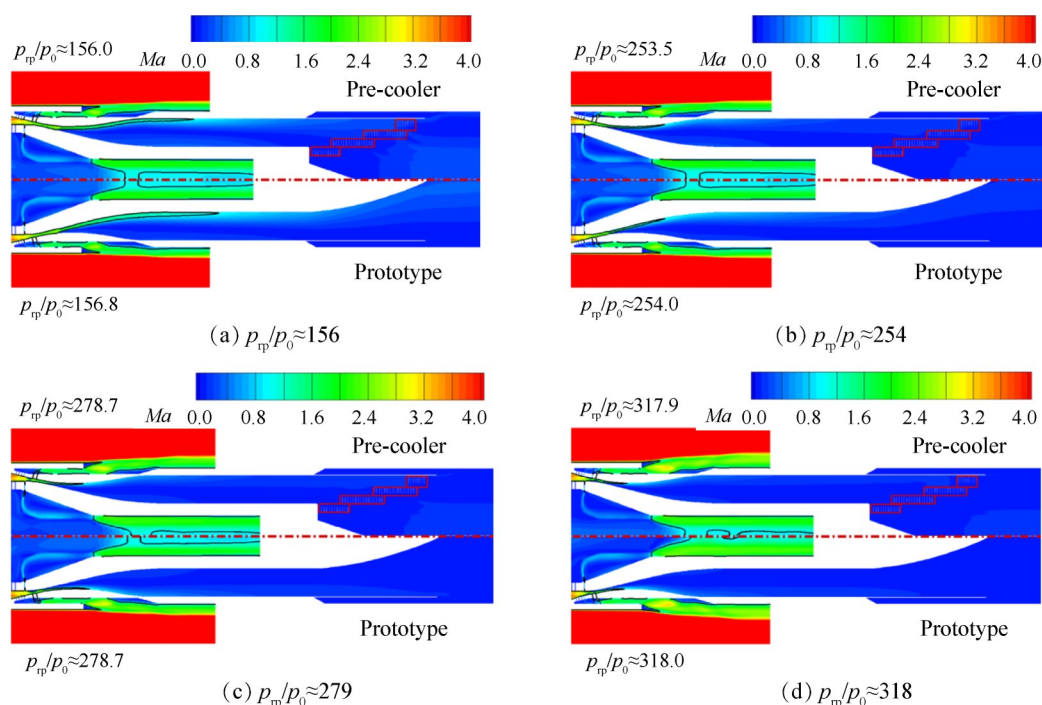


Fig. 12 Mach number contour of the two inlets in the condition of similar value of  $p_{\text{tp}}/p_0$

流过程中会出现激波串位置转换的现象,喉道下游激波串的位置从第一阶段的贴近中心锥侧转换到第二阶段的贴近唇罩侧。这是由于唇罩侧型面扩张角太大,有较大逆压力梯度,出现了明显的分离区,从而使得喉道下游的激波串始终贴近中心锥侧。至第二阶段,激波串前移至唇罩侧放气缝位置,从图中可以看到此时唇罩侧放气量明显增加,说明放气缝对激波串根部低能流进行了有效的吸除,唇罩侧气流动能增加,不易分离,激波串转为贴近唇罩侧。

引入预冷器后,激波串在节流过程中始终贴近唇罩侧。说明在第一阶段预冷器的引入会直接改变了预冷器上游的流场结构,从而导致 $A_{\text{mp}}$ 面总压恢复系数和马赫数有所变化。在第二阶段,两种进气道激波串位置相同, $A_{\text{mp}}$ 面性能参数趋于一致,这是 $p_b/p_0 > 275$ 后两种进气道出口性能参数参数趋于一致的基础。

进气道的沿程静压不仅可以直观地描述壁面压力沿流向的变化趋势,还可以根据气流经过激波的压升规律细致地描述进气道内流场中激波的形态、位置和强度。本文借此进一步探究预冷器的引入对上游流场作用机理。图 13 给出了 $A_{\text{mp}}$ 面的静压 $p_{\text{mp}}$ 相仿时两种进气道的沿程静压分布,图中实线表示原型进气道沿程静压分布,虚线表示带预冷器进气道沿程静压分布,相同颜色的线表示两种进气道 $p_{\text{mp}}$ 相仿,并用黑色点划线标出了 $A_{\text{mp}}$ 面位置。

从图 13 中可以看到,原型进气道在节流过程中预冷器上游的沿程静压虽然有小幅度波动,但大致是单调上升的,且波动幅度随节流状态的增加逐渐减小。引入预冷器后,沿程静压在第一阶段有很强的起伏,峰值点的压力明显高于 $p_{\text{mp}}$ 。对比前面的马赫数云图可以发现,沿程静压大幅提高的位置正位

于内通道局部扩张角最大的位置附近,此处气流偏折角更大,且压升前气流压力更低,波前马赫数更高,因此在更大的局部气流偏折角和更高的波前马赫数共同影响下激波强度也更大,相应地有了高的压升。节流至第二阶段,沿程静压只在唇罩侧放气缝处有所波动,不论是唇罩侧还是中心锥侧沿程静压分布都呈现较好的一致性,且结尾激波位置基本相同,说明在第二阶段唇罩侧放气有效控制了激波串强度和大小,预冷器的引入对上游流场结构影响很小。

3.3 预冷器下游流场结构与损失特性分析

作为预冷器上下游的分界面, $A_{\text{mp}}$ 面在研究预冷器下游流场时成为下游流场的来流面,因而 $A_{\text{mp}}$ 面的节流特性曲线能为下游流场的研究提供指导。图 14 给出了 $A_{\text{mp}}$ 面总压恢复系数与出口背压的关系,可以发现,在出口背压 $1.0 \leq p_b/p_0 \leq 150$ 时,预冷器的引入使 $A_{\text{mp}}$ 面总压明显降低,即使在 $p_b/p_0 = 150$ 时,原型进气道 $\sigma_{\text{mp}} = 0.10524$ ,带预冷进气道 $\sigma_{\text{mp}} = 0.10086$ ,其相对偏差依旧在 4% 以上。但上一节指出,在出口背压 $p_b/p_0 = 150$ 时,两种进气道出口性能参数相对差距已小于 1%。表明在某些状态下预冷器的引入应对下游流场品质有所改善。

为探究预冷器对下游流场的影响规律,图 15 给出了预冷器下游相对总压恢复系数与出口背压的关系,其中预冷器下游相对总压恢复系数 $\sigma^*$ 定义为进气道出口总压/ $A_{\text{mp}}$ 面总压。可以发现,除了通流状态,在 $p_b/p_0$ 不超过 200 时带预冷器进气道相对总压恢复系数更高,表明此时预冷器的引入能有效地改善预冷器及更下游流场的品质。如在 $p_b/p_0 = 150$ 时,原型进气道 $\sigma^* = 0.9235$ ,带预冷器进气道 $\sigma^* = 0.9639$ 。再耦合预冷器前的总压恢复系数,其出口总压恢复系数都在 0.0972 左右。当 $p_b/p_0 > 200$ 后,两种进气道在下游流场相对总压恢复系数都在 0.98 以上,预冷器的

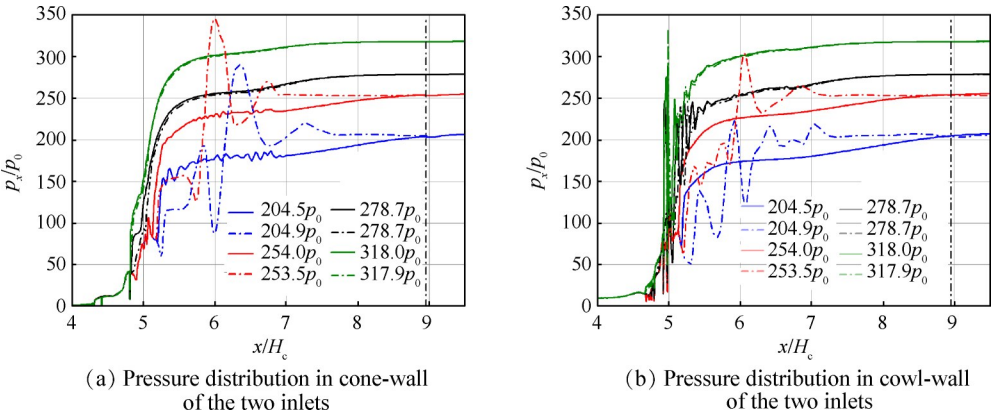


Fig. 13 Comparison of pressure distribution between the two inlets

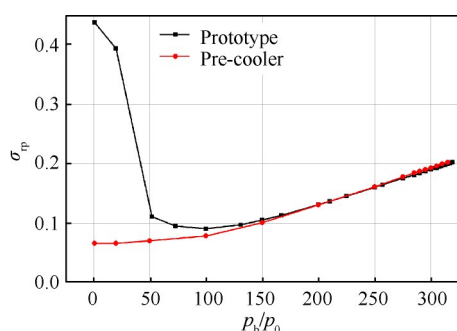


Fig. 14 Comparison of total pressure recovery coefficient of  $A_{tp}$  surface between the two inlets

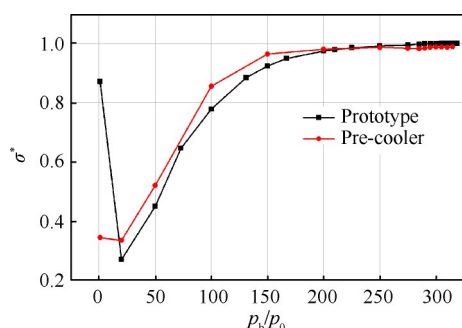


Fig. 15 Comparison of the relative total pressure recovery coefficient between the two inlets

引入对下游流场影响较小。

图16给出了 $A_{tp}$ 面马赫数与出口背压的关系,可以发现,预冷器对上游气流的滞止作用使其在相同背压下 $A_{tp}$ 面马赫数更低,这能有效减弱下游流动损失的强度。因此预冷器的引入虽然在预冷管束处多

了额外的摩擦损失与掺混损失,但更低马赫数使其强度的减弱最终对下游带来改善效果。为细致描述预冷器下游的流动损失情况,定义预冷器下游总压损失系数为 $1-\sigma^*$ 。则在 $p_b/p_0=150$ 时,原型进气道预冷器上游来流马赫数 $Ma_{tp}=0.4718$ ,下游总压损失系数为0.0765。引入预冷器后预冷器上游来流马赫数 $Ma_{tp}=0.1694$ ,为原型进气道的35.91%,下游总压损失系数为0.0361,只有原型进气道的47.19%。

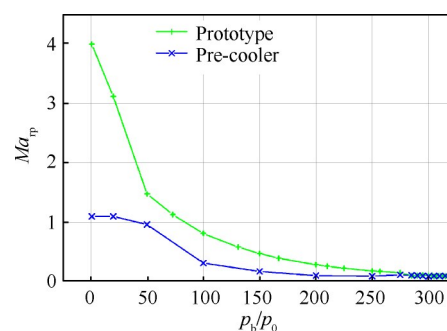


Fig. 16 Comparison of the Mach number of  $A_{tp}$  surface in different condition of backpressure

图17给出了带预冷器进气道在不同状态的预冷器下游马赫数云图与总压恢复系数云图。可以发现,在所有状态下,预冷器下游流场总是表现为内侧马赫数与总压恢复系数大于外侧,并有较为明显的分界线。这是由于预冷器对上游流场的节流总是使气流以亚声速流过预冷器,而亚声速气流通过感知

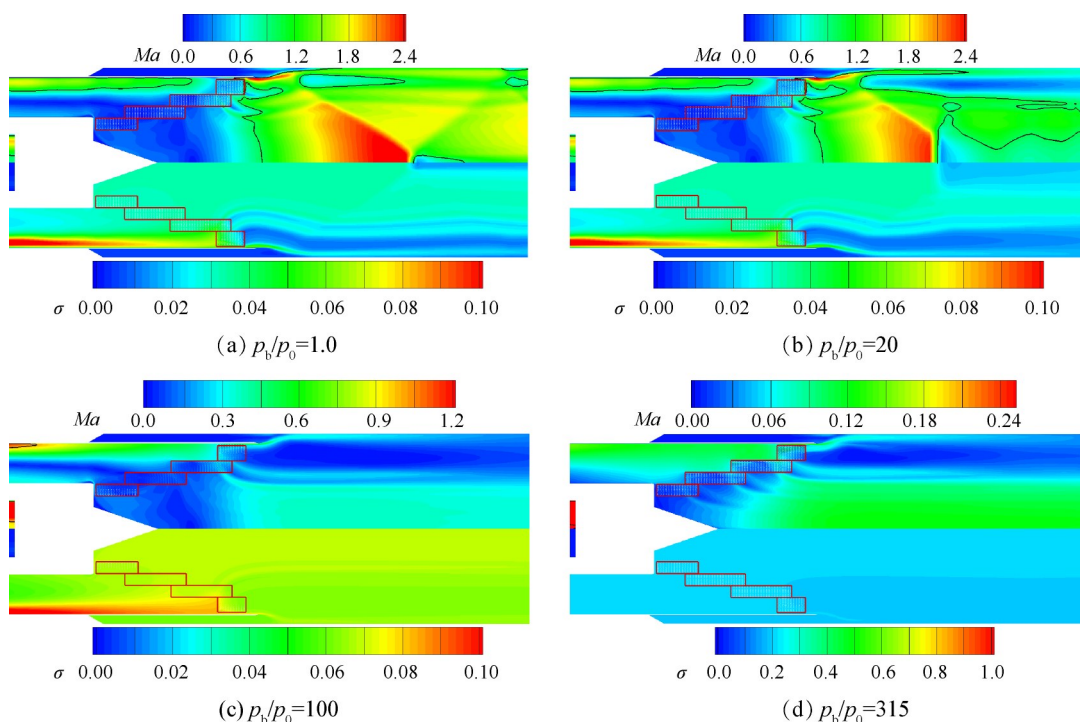


Fig. 17 Mach number and total pressure recovery coefficient contour downstream of the pre-cooler

下游流场中的扰动,总是选择沿流动损失最小的流经流动。茹卡乌斯卡斯<sup>[23]</sup>的研究表明,当管排数大于9排时,流动阻力与损失与管排数正相关,本文设计的台阶型预冷器在径向上有最少的管束数量,因而气流都更多的沿流动损失最小的径向从外侧流向内侧,因此下游流场内侧的马赫数与总压恢复系数均更高。而预冷器上游最外侧气流只能沿流向通过最外侧预冷模块,该模块在流向的管束数量是中间两预冷模块沿径向预冷管束数量的4倍,因此其流动阻力与流动损失更大,下游流场的马赫数与总压恢复系数有较为明显的分界线。

## 4 结 论

本文采用混合网格,对比研究了在来流 $Ma6.0$ 条件下扩张段加入预冷器对高超声速轴对称进气道内流特性的影响,主要得到以下结论:

(1)引入预冷器后进气道节流特性有所改变,临界耐反压能力从原先的 $319 p_0$ 降低到 $315 p_0$ 。在小节流条件下( $1.0 \leq p_b/p_0 < 150$ )出口性能参数明显下降,随着节流的增加( $p_b/p_0 \geq 150$ ),两种进气道出口性能参数几乎相同。

(2)对预冷器上游流场的研究表明,引入预冷器后上游流场结构主要由预冷器的堵塞作用和出口背压决定,当 $p_b/p_0 \leq 20$ 时,上游流场结构完全由预冷器的堵塞作用决定,当 $p_b/p_0 > 20$ 后,由预冷器的堵塞与出口背压耦合后的综合效果决定。

(3)当 $20 \leq p_b/p_0 < 275$ 时,预冷器的引入会显著增强上游流场中激波串强度,恶化上游流场品质,当节流至 $p_b/p_0 \geq 275$ 后,通过唇罩侧放气缝对激波串的控制,预冷器不再对上游流场产生明显影响。而在 $20 \leq p_b/p_0 < 200$ 时,预冷器的引入能有效改善下游流场品质,经上下游流场耦合,在 $p_b/p_0 \geq 150$ 后,两种进气道出口性能参数趋于一致。

**致 谢:**感谢国家科技重大专项、江苏省科协青年科技人才托举工程、中国航发四川燃气涡轮院委课题、基础性军工科研院所某国家财政支持项目、1912项目的资助。

## 参考文献

- [1] 张升升,郑 雄,吕 雅,等. 国外组合循环动力技术研究进展[J]. 科技导报, 2020(12): 33-53.
- [2] Davies P, Hemsell M, Varvill R. Progress on SKYLON and SABRE[C]. *Beijing: The 64th International Astronautical Congress*, 2013.
- [3] Davies R, Bond A. The Skylon Spaceplane[J]. *Journal of the British Interplanetary Society*, 1999, 52(1).
- [4] Webber H, Bond A, Hemsell M. Sensitivity of Pre-Cooled Air-Breathing Engine Performance to Heat Exchanger Design Parameters[C]. *Valencia: 57th International Astronautical Congress*, 2007.
- [5] 王 超,张 悦,谭慧俊,等. 内并联型进气道模式转换过程中流道间干扰特性研究[J]. 推进技术, 2022, 43(7): 200764. (WANG Chao, ZHANG Yue, TAN Hui-jun, et al. Interference Characteristics Between Flowpaths During Over-Under Type Inlet Mode Transition [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(7): 200764.)
- [6] 秦 飞,吕 翔,刘佩进,等. 火箭基组合推进研究现状与前景[J]. 推进技术, 2010, 31(6): 660-665. (QIN Fei, LV Xiang, LIU Pei-jin, et al. Research Status and Perspective of Rocket Based Combined Cycle Propulsion System [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2010, 31(6): 660-665.)
- [7] Longstaff R, Bond A. The SKYLON Project[C]. *Orlando: 17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, 2011.
- [8] REL. The SABRE Engine[EB/OL]. <http://www.reactionengines.co.uk/sabre.html>, 2015-09-10.
- [9] 黄志澄. “佩刀”为天地往返提供新动力[J]. 国际太空, 2015(7): 11-12.
- [10] Kojima T, Tanatsugu N, Sato T, et al. Development Study on Axisymmetric Air Inlet for ATREX Engine[C]. *Kyoto: International Space Planes & Hypersonic Systems & Technologies Conference*, 2013.
- [11] Tanatsugu N, Sato T, Balepin V, et al. Development Study on ATREX Engine[C]. *Norfolk: Space Plane and Hypersonic Systems and Technology Conference*, 1996.
- [12] Sawai S, Sato T, Kobayashi H, et al. Flight Test Plan for ATREX Engine Development [C]. *Norfolk: AIAA International Space Planes & Hypersonic Systems & Technologies*, 2003.
- [13] 商旭升,蔡元虎,陈玉春. 预冷却ATREX发动机主要部件发展研究[J]. 弹箭与制导学报, 2004(s6): 313-315.
- [14] 蔡伊雯,金志光,周建兴,等. 一种多热力循环组合发动机进气道设计方案[J]. 航空学报, 2020(11): 194-201.
- [15] 蔡伊雯. 宽范围碳氢预冷发动机进气道设计方案探索研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2020.
- [16] 薛亮波,孙 波,卓长飞,等. 预冷对发动机进气道流动特性影响的数值模拟研究[J]. 推进技术, 2020, 41(6): 1227-1236. (XUE Liang-bo, SUN Bo, ZHUO

- Chang-fei, et al. Numerical Simulation Study of Effects of Precooling on Flow Characteristics of Engine Inlets[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(6): 1227-1236.)
- [17] 薛亮波. 预冷发动机进气道/预冷器一体化设计与数值研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2019.
- [18] 王海, 孙波, 卓长飞, 等. 预冷发动机进气道节流特性数值研究[J]. 航空动力学报, 2021, 36(3): 553-563.
- [19] 李明迪. 可调进气道气动-预冷的耦合机理研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2020.
- [20] 罗佳茂, 乐嘉陵, 杨顺华, 等. TBCC发动机涡轮进气道喷水冷却特性数值研究[J]. 推进技术, 2019, 40(6): 1210-1219. (LUO Jia-mao, LE Jia-ling, YANG Shun-hua, et al. Numerical Study on Pre-Cooling Characteristics with Water Injection for TBCC Turbine Inlet [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(6): 1210-1219.)
- [21] Choby D A, Wasserbauer J F. Mach 2.5 Performance of a Bicone Inlet with Internal Focused Compression and 40 Percent Internal Contraction [R]. NASA TM-X-2294, 1971.
- [22] 贾云涛. 细管束低温冷却空气的流动换热与表面结霜的研究[D]. 北京: 清华大学, 2017.
- [23] 茹卡乌斯卡斯 A A. 换热器内的对流传热[M]. 马昌文, 居滋象, 肖宏才, 等, 译. 北京: 科学出版社, 1994.

(编辑: 朱立影)