强预冷风扇气动设计及数值仿真

张晏通，周安宇，孟德君
（中国航发沈阳发动机研究所，沈阳 110015）

摘要：为探究航空发动机强预冷风扇的工作特性、寻求适应宽速域多工况风扇的设计方案，通过理论分析了风扇低换算转速下高通流能力，利用1维等熵假设推导了低换算转速工况下风扇末级静子攻角与进口气流角之间的关系，提出前加载大弯度末级静子设计方法，完成了3级风扇的气动方案设计，采用Numeca数值仿真软件建立了风扇宽速域下的气动仿真。结果表明：全新设计的3级强预冷风扇各工况效率及喘振裕度均满足风扇设计指标要求；对比相同设计指标常规设计风扇工作特性，强预冷风扇在55%相对换算转速下堵点相对流量更大，流量-压比特性更优，匹配工作点流量提高了2.25%；数值仿真结果验证了1维等熵推导的合理性，表明采用前加载大弯度末级静子设计，在“过负”攻角工况下减小损失20%。

关键词：强预冷风扇；气动设计；高通流；1维等熵；前加载叶型；大弯度静子；航空发动机
中图分类号：V231.3 **文献标识码：**A doi：10.13477/j.cnki.aeroengine.2025.06.003

Aerodynamic Design and Numerical Simulation of a Strongly Pre-Cooled Fan

ZHANG Yan-tong, ZHOU An-yu, MENG De-jun
（AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China）

Abstract: To investigate the operating characteristics of a strongly pre-cooled fan for aeroengines and seek a fan design scheme capable of operating under various conditions with a wide speed range, this study focuses on achieving high through-flow capacity of the fan at low corrected speeds through theoretical analysis. By utilizing the one-dimensional isentropic hypothesis, the relationship between the incidence of the final stage stator vane and the inlet flow angle under low corrected speed conditions was derived. A design method for a fore-loaded, high-camber profile for the final stage stator vane was proposed. Subsequently, the aerodynamic design of a three-stage fan was completed, and its performances under a wide speed range were established using the Numeca numerical simulation software. The simulation results indicate that the newly designed three-stage strongly pre-cooled fan meets the efficiency and surge margin requirements across all operating conditions. Compared to a conventional fan design with the same design requirements, the strongly pre-cooled fan exhibits a higher relative flow rate at the 55% relative corrected speed choking point, a superior flow-pressure ratio characteristic, and a 2.25% increase in flow rate at the matching operating point. These numerical simulation results not only validate the rationality of the one-dimensional isentropic derivation but also demonstrate that the design with fore-loaded, high-camber final stage stator vanes reduces losses by 20% under the "over-negative" incidence condition.

Key words: strongly pre-cooled fan; aerodynamic design; high through-flow; one-dimensional isentropic; fore-loaded profile; high-camber stator; aeroengine

0 引言

高超声速飞行器是指飞行Ma>5、且能在距水平面20 km以上高空作业的飞行器[1]，不仅能缩短跨洲际旅行时间[2]，还能在太空发射任务中重复使用，降低发射成本和缩短周期[3]；同时飞机飞行速度的提高，使其获得更强的生存能力及响应[4]。高超声速飞行器诞生于20世纪30年代，国外研制出采用了火箭助推动力的银鸟战机。动力系统是高超声速飞行器的核心，为实现飞行器速度从0至高马赫数的宽速域下稳定工作，常规喷气式动力装置在高空高超声速飞行环境下很难实现[5]，而组合动力系统是一种很好的解决途径。常见的组合动力系统方案主要包含以下几种：火箭基组合循环（Rocket Based Combined Cycle，RBCC）[6]、

收稿日期：2024-02-27 **基金项目：**国防工业重点研究项目资助
作者简介：张晏通（1992），男，硕士，工程师。

引用格式：*张晏通，周安宇，孟德君. 强预冷风扇气动设计及数值仿真[J]. 航空发动机，2025，51(6)：26-33. ZHANG Yantong，ZHOU Anyu，MENG Dejun. Aerodynamic design and numerical simulation of a strongly pre-cooled fan[J]. Aeroengine，2025，51(6)：26-33.*

涡轮基组合循环(Turbine Based Combined Cycle, TBCC)[7]、空气涡轮火箭(Air Turbo Rocket, ATR)、涡轮辅助火箭增强冲压组合发动机(Turbo-aided Rocket-augmented Ramjet Combined Cycle Engine, TRRE)[8]、吸气式预冷火箭组合(Synergetic Air-Breathing Rocket Engine, SABRE)[9]发动机。其中,采用涡轮和冲压发动机的TBCC具有技术成熟度高、成本低、可靠性和安全性高等优势,是当前各国研发的主要方向。然而,传统涡轮发动机的上限马赫数不超过2.5,冲压发动机起动下限马赫数约为3.0,“速度陷阱”问题是制约TBCC发展和应用的主要问题之一[10]。

预冷技术可解决“速度陷阱”问题,还可作为SABRE组合循环下的低马赫数动力。预冷技术形式上可分为射流预冷和强预冷,杨天宇等[11]认为强预冷技术采用换热装置通过氢等介质冷却来流,不影响进入发动机的工质的比冲,且冷却效率更高,比射流预冷技术更具优势;姚尧等[12]研究的燃料换热预冷和邹正平等[13]研究的闭式循环预冷构成了强预冷发动机的主要类别;Webber等[14]实现了强预冷发动机的热力循环及性能分析;Soltani等[15]完成了适应宽速域的先进强预冷发动机进排气道设计和性能评估;Gholami等[16]对强预冷换热器的内部流动开展了研究;苗辉等[17]综述了当前世界强预冷发动机高马赫数试验技术水平。

在高马赫数工况下,风扇/压气机末级的堵塞现象明显,压气机虽可采用多级可调和旁路放气技术提升整机气动稳定性[10],但尚未有公开文献结合强预冷发动机宽速域的工作特点对发动机压缩系统的设计方法开展相关研究。本文在理论分析的基础上,提出前加载大弯度末级静子设计方法,通过细化级压比分配和先进设计实现3级强预冷风扇的气动设计。

1　强预冷风扇设计方法

1.1　设计难点

(1)强预冷技术拓宽了飞行器的飞行包线,相比传统风扇,飞行器可达到更高的巡航马赫数。在此状态下,强预冷风扇匹配在低换算转速工况,为保证发动机能提供足够推力,要求风扇具备高流通能力。

(2)飞行器在高马赫数巡航状态时,即使采取了强预冷措施,风扇首级转子叶片进口气流温度仍很高,材料强度问题使得转子叶尖切线速度只能限制在较低的水平,直接导致各级叶片负荷的增大,在不同于常规级间压比分配的前提下实现高负荷风扇设计。

(3)在强预冷风扇宽速域工况范围内,受不同换算转速级匹配变化的影响,风扇末级静子攻角在不同工况下变化极大,对末级静子可用攻角范围要求很高。

针对上述3个难点,难点(2)可采取先进的高负荷叶片3维造型技术缓解,难点(1)和难点(3)是本文的主要研究内容。

1.2　设计理论

强预冷风扇为3级单涵风扇,通过理论分析,风扇低换算转速工作点流量主要受以下3方面影响。

(1)末级转子A/A^*。

设流管进口流量为G;流管实际通流面积为A;对应当地总温T、总压P条件下,流过G时达到声速所需面积为A^*。因此A/A^*的大小能反映气流在叶片槽道中的堵塞程度。

风扇不同换算转速下转子切线速度发生变化,各级转子作功能力产生差异。当低换算转速工况时3级风扇的各级匹配点位置发生较大变化,呈现出“前喘后堵”的现象,即第1级匹配至近喘点、第2级匹配变化不大、第3级匹配至近堵点。因此,第3级成为限制风扇堵点流量提高的主要因素。增大末级转子的A/A^*,有助于提高堵点流量,缓解因堵塞造成的槽道损失,从而实现低转速高通流能力的目的。末级转子A/A^*增大对风扇特性的影响如图1所示。从图中可见,深色线为定性的风扇低换算转速特性线。当增大末级转子A/A^*后,预估特性线趋于红色线,浅色线为低换算转速匹配工作点压比。

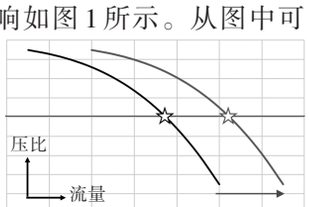


图1　末级转子A/A^*增大对风扇特性的影响

(2)第2、3转子作功能力。

受风扇低换算转速“前喘后堵”及转子切线速度降低的双重影响,第1级转子在低换算转速气流折转能力下降明显,单级压比大幅下降;第2级转子不同换算转速工作点间攻角差异不大,压升能力接近与切线速度的平方成正比,从级匹配来看工作点始终处于较好的效率区间;第3级转子匹配偏堵,单级压比提升潜力最大。对于低换算转速工作点流量,除受堵点流量的限制外,还受等转速流量-压比特性线的斜率

影响，风扇总的压升能力越弱，特性线越平，工作点流量越小。因此，提升风扇压升能力需要匹配状态较好的第2、3级转子，设计时应适度降低第1级设计压比分配，提升第2、3级设计压比分配。该措施增加了后面级叶片的气动负荷，不利于设计点高效率和高喘振裕度的实现，与常规风扇的设计思想有所差异。增大第2、3级转子作功能力对风扇特性的影响如图2所示。从图中可见，预计增大第2、3级转子作功能力后，特性线趋于浅色线，深色线为低换算转速工作压比。

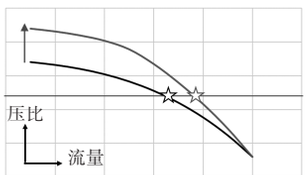


图2 增大第2、3级转子作功能力对风扇特性的影响

(3)末级静子“过负”攻角状态下的损失。

对于强预冷3级风扇，当末级静子不同换算转速工作点时攻角的1维变化量很大。通过下面基于等熵假设的1维推导能够定量分析这种变化：

针对本文所设计3级风扇，设置2个1维计算站。计算站1位于风扇进口，以下标1表示；计算站2位于末级转子与静子之间，以下标2表示。该风扇处于1.0换算转速工作点工况时各参数不加上标；处于低换算转速工作点工况时各参数均加上标“′”。

由等熵过程及理想气体状态方程

$$\frac{\rho_2}{\rho_1}=\left(\frac{P_2}{P_1}\right)^{\frac{1}{k}} \tag{1}$$

式中：ρ为总密度；P为总压；k为定比热系数。

由连续性方程

$$m=\rho_1 V_{1x} A_1=\rho_2 V_{2x} A_2 \tag{2}$$

式中：m为流量；A为流通面积。

可得

$$V_{2x}=\frac{m}{\rho_2 A_2}=\frac{m}{\rho_1 \pi^{\frac{1}{k}} A_2} \tag{3}$$

式中：V为绝对速度；π为计算站2与计算站1的压比；x为轴向。

对比1.0换算转速和低换算转速工作点，得

$$\frac{V_{2x}}{V'_{2x}}=\frac{m}{m'}\cdot\frac{\rho'_1\pi'^{\frac{1}{k}}}{\rho_1\pi^{\frac{1}{k}}} \tag{4}$$

$$V'_{2x}=V_{2x}\cdot\frac{m'}{m}\cdot\frac{\rho_1\pi^{\frac{1}{k}}}{\rho'_1\pi'^{\frac{1}{k}}} \tag{5}$$

由此建立了2个工况间末级静子前轴向速度的换算关系。

压气机叶排进口速度三角形如图3所示，相对速度和转速共同组成了绝对速度。根据几何关系，易得

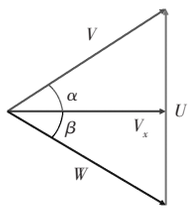


图3 叶排进口速度三角形

$$\alpha_2=\arctan\left(\tan\beta_2+\frac{U_2}{V_{2x}}\right) \tag{6}$$

式中：α为绝对气流角；β为相对气流角；U为叶片转动的切向速度。

将式(5)和式(6)合并，即可得到低转速下末级静子绝对进口气流角随末级转子出口相对气流角的变化关系

$$\alpha'_2=\arctan\left(\tan\beta'_2+\frac{U'_2\cdot m\cdot\rho'_1\pi'^{\frac{1}{k}}}{V_{2x}\cdot m'\cdot\rho_1\pi^{\frac{1}{k}}}\right) \tag{7}$$

在通常情况下，压气机总体设计指标应包含各工况的物理转速、流量、压比等值，因推导基于1维等熵假设，因此可认为末级转子出口落后角在各转速下均相同，即末级转子出口相对气流角$\beta_2=\beta'_2$。由此，上式中所有物理量均可通过总体设计指标或简单推导得出，成功建立了末级转子出口气流角β_2与1.0换算转速及低换算转速末级静子气流角之间的关系式。

根据式(6)及式(7)，结合强预冷风扇的总体设计指标，可得到1.0及低换算转速下，末级转子出口相对气流角与末级静子进口绝对气流角间的关系，如图4所示。2条曲线间对应的α差值即反映了末级静子在1.0和低换算转速工作点下的攻角变化量。从图中可见，随β增大，即末级转子出口相对气流角偏向转动方向(末级反力度降低)，末级静子攻角变化量呈减小趋势。对于合理的风扇末级静子设计，$10^\circ\leqslant\alpha\leqslant50^\circ$，$-66^\circ\leqslant\beta\leqslant-52^\circ$。

不同β取值对应δ变化量如图5所示。从图中可见，相同β值黑色和红色线纵坐标的差值为δ(图4)。

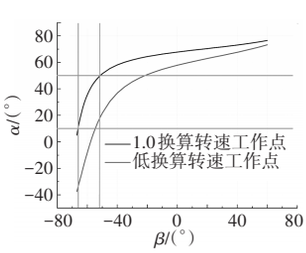


图4 末级转静子气流角对应关系

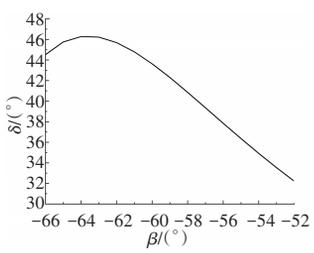


图5 不同β取值对应δ变化量

随β增大,级反力度下降,末级静子负荷增加,但相比1.0转速工作点,低换算转速工作点的攻角变化量也呈下降趋势。为减小末级静子过负攻角带来的总压损失,末级反力度取值不可过大,末级静子气流折转角应尽可能接近单排静子叶片气流折转极限。超过30°的负攻角仍超出了常规风扇叶片的可用攻角范围,在叶型设计过程中要考虑到末级静子叶型负攻角性能的优化。

在低换算转速下风扇末级静子工作在相当大的负攻角环境,本文称为“过负”攻角状态,该状态会导致静子压力面发生分离,静子通道堵塞,造成额外的总压损失,这正是上文提到的强预冷风扇设计难点(3)。因此拓宽末级静子负攻角范围是必要的,按照图5所示的趋势,末级静子的气流折转角应尽可能大,同时叶型安装角应尽可能小,从而缓解了“过负”攻角状态下的压力面分离损失,因此末级静子叶片负荷较大,弯角也较大。叶片前加载设计有助于减小末级静子叶片安装角,同时提升叶片*A/A**,与上述设计想法契合,应予以采用。减小末级静子损失对风扇特性的影响如图6所示。从图中可见,深色五角星为定性的采用常规设计末级静子的风扇低换算转速工作点,对末级静子针对性设计以减小“过负”攻角状态下的损失后,风扇低换算转速工作点趋向浅色五角星,工作点流量预估有所提升。

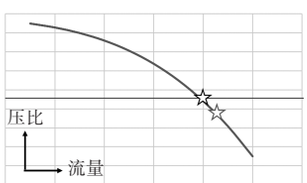


图6　减小末级静子损失对风扇特性的影响

综上所述,实现强预冷风扇低换算转速高通流能力可采取增大第3级转子*A/A**设计取值;提升第2、3级转子作功能力;降低末级静子总压损失3种主要措施,而降低末级静子总压损失的途径则必须采取高负荷前加载叶片造型技术。

2　强预冷风扇气动设计及仿真

2.1　风扇气动方案设计

在理论分析的基础上,开展了3级强预冷风扇的气动设计,强预冷风扇子午流路图分布如图7所示。指标要求强预冷风扇具备高流通能力,因此采用了小轮毂比设计,第1级转子前轮毂持续收缩以提升转子进口根部马赫数。在设计过程中由于各排转子叶尖切线速度受限导致的各排叶片气动负荷偏大,叶片多采用小展弦比设计,轮毂广泛采用波浪壁造型,第1级静子采用了前缘复合掠型改善角区二次流,末级静子通过机匣大幅收缩降低气动负荷。

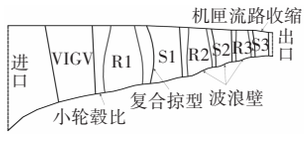


图7　强预冷风扇子午流路分布

设计点下风扇各级转子*A/A**对比如图8所示。第1、2级转子*A/A**差别不大,根部相差约为0.025,中部和尖部相差约为0.01;第3级转子大幅增大了*A/A**的取值,相比第2级转子,根部、中部、尖部、分别大约为0.04、0.02、0.05,有效提高了第3级转子的通流能力。

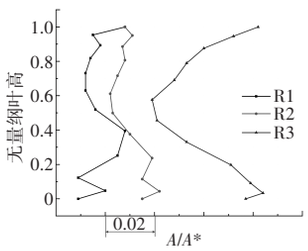


图8　各级转子*A/A**对比

根据理论分析,在3级风扇设计过程中应着重关注级匹配关系,适度增大第2级和第3级的匹配压比。强预冷风扇与相同设计指标常规风扇压比如图9所示。从图中可见,对比了强预冷风扇与相同设计指标下常规3级风扇的各级压比分布,强预冷风扇大幅降低了第1级设计压比,提升了第2、3级的设计压比。从压比分配来看,2级成为单级压比最高的级别,由此兼顾了高、低换算转速下的风扇性能。

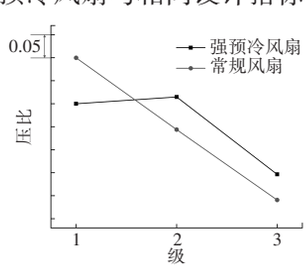


图9　强预冷风扇与相同设计指标常规风扇压比

通过上文的理论分析,强预冷风扇末级静子应采用大弯度前加载叶型如图10所示。从图中可见,末级静子根、中、尖3个叶高上的中弧线分布,其中根部及中部前加载较大,尖部由于流路收缩,负荷相对较小,中弧线较符合可控扩散叶型,以此减小叶型损失。

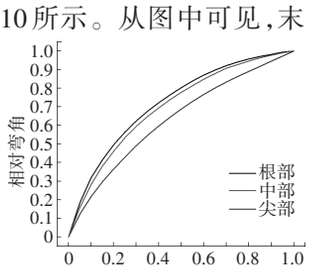


图10　强预冷风扇末级大弯度前加载静子叶型

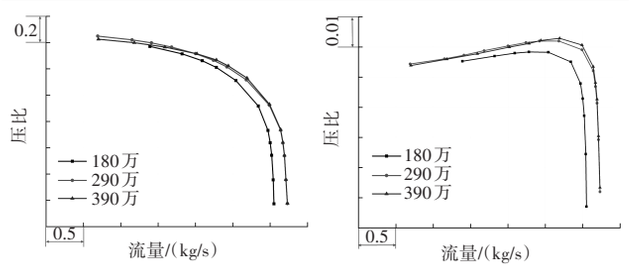
2.2　强预冷风扇数值仿真

在开展强预冷风扇的数值仿真计算之前,需对所使用的网格拓扑结构及网格密度进行数值校验。校验采用了3套相同拓扑结构但不同密度的网格,网格数分别为180、290、390万,采用相同的NUMECA计算

设置参数和边界条件见表1，开展基于上述4套网格的强预冷风扇1.0转速总特性及分级特性计算。根据传统工程经验，3级风扇采用SA湍流模型在采用400万量级的网格可获得与试验较为相近的计算结果。不同网格密度风扇总特性如图11所示。从图中可见，通过结果对比，网格数290万和390万的2套网格在流量-压比、流量-效率特性均具有一致性。

表1 NUMECA主要计算设置参数

版本号	NUMECA11.2
网格密度	180万、290万、390万
介质类型	真实气体
转静交界面	周向平均的掺混面
差分格式	中心差分
湍流模型	不带壁面函数的S-A
$Y+$	<10
边条给定	进口总温、总压；出口静压
其他设置	反流控制（backflow control）



（a）流量-压比特性 （b）流量-效率特性

图11 不同网格密度风扇总特性

不同网格密度风扇分级特性及匹配压比如图12所示。从图中可见，180万网格计算的设计点1级匹配压比明显偏高，290万和390万网格设计点各级压比分配接近，可认为网格密度已达到无关性要求。综合各特性计算结果，最终采用网格密度为390万的网格用于后续数值仿真计算。

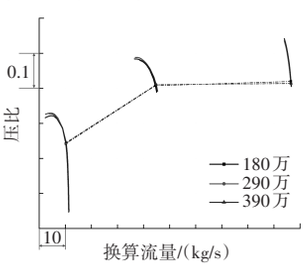


图12 不同网格密度风扇分级特性及匹配压比

3 结果与讨论

强预冷风扇各换算转速下的总特性如图13所示，图中流量、压比、效率均经过无量纲处理。相对换算转速定义为风扇工作点转速与设计点转速的比值。从图中可见，100%相对换算转速特性为设计状态，55%相对换算转速特性为高空高马赫数强预冷状态，也是本设计的关注的重点。通过图中给出的风扇喘振边界线，除在90%相对换算转速下裕度相对偏低外其余各转速喘振边界线相对光滑，中低转速效率相比1.0转速没有大幅衰减，风扇的设计合理。经与风扇设计指标校对，强预冷风扇实现设计点流量大于指标要求0.7 kg/s、高空高马赫数强预冷55%相对换算转速工况下匹配流量大于指标要求0.7 kg/s、各工况效率及喘振裕度均满足风扇设计指标要求。

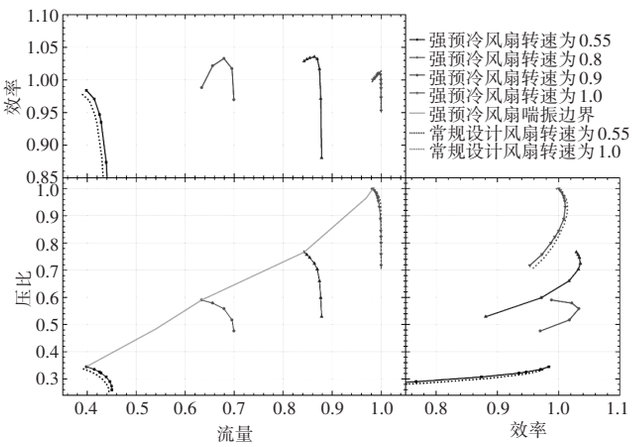
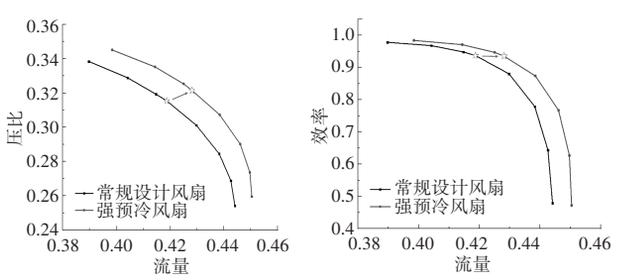


图13 强预冷风扇各换算转速总特性

本文提出风扇低换算转速通流能力主要受3方面影响，为验证理论分析的正确性，对比了强预冷风扇与相同设计指标下常规3级风扇55%相对换算转速下的特性，如图14所示。2种风扇计算时保持了VIGV角度一致，且均采用100%相对换算转速下的堵点流量、最高压比、设计点效率分别做无量纲处理。从图中可见，在相同低换算转速下，强预冷风扇堵点相对流量更大、特性线斜率稍大，且相对效率保持不变，由于强预冷风扇100%相对换算转速设计点效率更高，因此55%相对换算转速下强预冷风扇实现了更高的绝对效率，与前文理论分析结果相一致。经计算，相比常规设计风扇，强预冷风扇55%相对换算转速匹配工作点流量增大2.25%。



（a）流量-压比特性 （b）流量-效率特性

图14 55%相对换算转速风扇特性对比

通过1维简化假设推导了非设计转速状态点风扇末级静子进口气流角与末级转子出口相对气流角

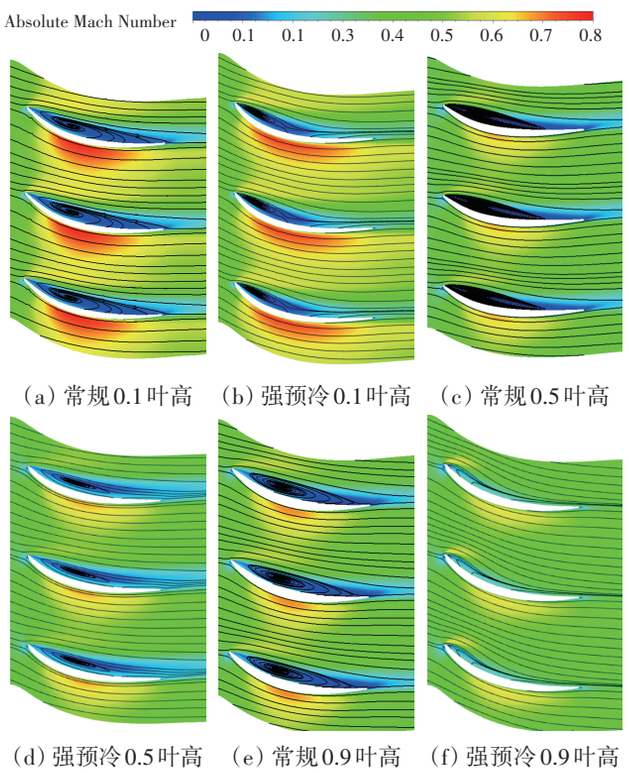
的关系,同时指出末级静子大弯角设计有助于减小低换算转速工作点的负攻角值。55% 相对换算转速匹配工作点攻角值对比见表2。基于1维推导及3维数值仿真结果提取的末级静子攻角,由于1维推导结果基于理想气体等熵假设,同时未考虑末级转子落后角的变化,结果过度预估了攻角的变化量,估计误差达8.7°。因此,非设计工况末级转子出口相对气流角与末级静子进口气流角变化规律对于设计具有指导意义,后续可采用在公式中加入合适经验系数的方式提高1维推导结果的准确性。对于末级静子,-23°以上的攻角仍远超常规叶型的可用攻角范围,采用大弯度前加载叶型减小安装角提高通流能力的设计是合适的。

表2　55% 相对换算转速匹配工作点攻角值

	1维推导	3维提取	绝对误差
攻角/(°)	-32.1	-23.4	-8.7

在55% 相对换算转速下常规设计风扇与强预冷风扇末级静子各叶高的流动状态对比如图15所示。从图15(a)、(c)、(e)中可见,常规设计末级静子在55% 相对换算转速工作点时各叶高均产生了严重的压力面分离现象,且各叶高分离程度相当,可认为在该工况下常规静子流动严重堵塞。强预冷风扇末级静子在0.1叶高发生了较为严重的压力面分离,分离区附近流线随流动向吸力面一侧折转,使得叶片气流折转能力下降,同时低速区的存在引发流路收缩,通流能力下降。随叶高增大,0.5叶高上叶片压力面的分离区强度虽有缓解,但分离涡发展至整个叶片弦长,叶片压升能力大幅减弱。0.9叶高位置由于机匣流路下压作用的影响,叶型负荷较小,压力面未出现明显分离区。总之,强预冷风扇末级静子在55% 相对换算转速工作点各叶高吸力面最大马赫数均低于常规设计末级静子,说明强预冷风扇末级静子一定程度上有效缓解了叶片通道内的堵塞情况,流动状态相比常规设计末级静子效果要好。

55% 相对换算转速匹配工作点末级静子叶表压力对比如图16所示。从图中可见,在0.1叶高上,强预冷风扇末级静子在一定程度上改善了压力面的分离问题,吸力面 C_p 最小值有所增大,说明吸力面最高马赫数降低,叶型喉道附近的堵塞问题缓解;在0.5叶高上2种静子叶表压力分布在60% 弦长后差异不大,前加载叶型仅改善了压力面前半段的分离程度,对叶

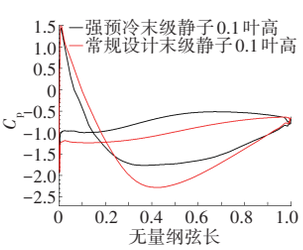


(a) 常规0.1叶高　(b) 强预冷0.1叶高　(c) 常规0.5叶高

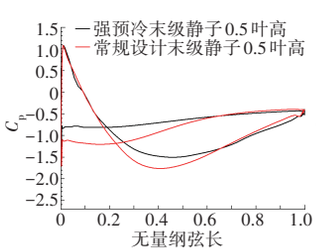
(d) 强预冷0.5叶高　(e) 常规0.9叶高　(f) 强预冷0.9叶高

图15　55% 相对换算转速下匹配工作点末级静子流动状态对比

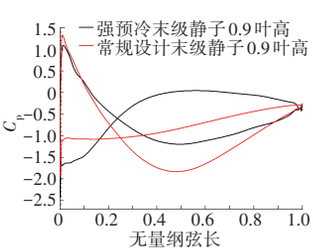
中截面的堵塞缓解程度有限;在0.9叶高上叶型前加载和机匣流路收缩的双重作用下,叶型通道内堵塞近乎消失,叶型在大攻角下仍保持正常的压升能力。可见,大弯度前加载叶型在"过负"攻角工况下有效改善了常规末级静子叶片通道内的堵塞流动现象,但尚无法完全抑制整个叶高上的压力面分离。



(a) 0.1叶高



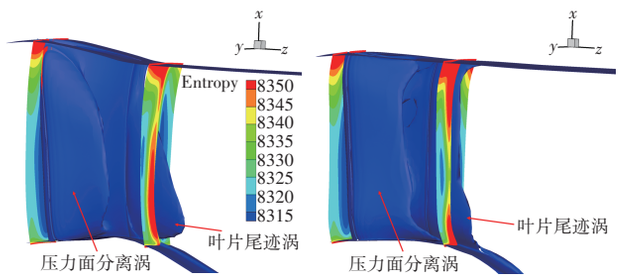
(b) 0.5叶高



(c) 0.9叶高

图16　55% 相对换算转速匹配工作点末级静子叶表压力对比

55% 相对换算转速强预冷风扇设计与相同设计指标常规风扇设计下末级静子的高涡量区及叶片熵增对比如图17所示。从图中可见,受"过负"攻角影响,2种设计均包含压力面分离涡和叶片尾迹涡2大旋涡。对于强预冷风扇,压力面分离涡呈现叶中强,



(a) 强预冷风扇 (b) 常规设计风扇

图 17 55% 相对换算转速匹配工作点末级静子涡量为 18000 s^{-1} 等值面与熵对比

尖根弱的趋势,避免了分离涡与端壁附面层低能流体叠加作用造成额外损失,从叶片尾缘后的熵分布可见,高熵区位于压力面一侧的叶中区域。对于常规设计风扇,未采用大弯度前加载叶型的末级静子攻角偏负程度更大,压力面分离涡贯穿整个叶高,并诱发了近端壁区域的分离流动,叶片尾缘后的高熵区位于根尖,叶中区域熵增较小源于叶片根尖堵塞造成的叶中流管收缩。55% 相对换算转速末级静子损失对比见表 3,对比了该工况下 2 种风扇末级静子损失的差异,相比常规设计风扇,强预冷风扇在总压损失系数和熵增降幅均超 20%,验证了本文末级静子设计,实现了降低“过负”攻角状态下叶片损失的目的。

表 3 55% 相对换算转速末级静子损失对比

种类	总压损失系数	熵增/(J/mol·K)
强预冷	0.2012	6.3
常规设计	0.2587	7.9
相对量	−22.2%	−20.3%

4 结论

(1)为满足强预冷发动机在宽速域下的使用需求,要求 3 级风扇具备多工况下的高流通能力。增大末级转子 *A*/*A**,提升后 2 级转子作功能力,采用前加载大弯角末级静子设计以降低静子低换算转速下的高损失;

(2)基于 1 维等熵假设推导,估算了非设计工况下末级转子气流角与末级静子攻角的对应关系,经数值仿真验证具有合理性和准确性;

(3)相比常规设计风扇末级静子,强预冷风扇末级静子在 55% 相对换算转速匹配工作点下总压损失系数及熵增均减小 20% 以上,前加载大弯度叶型设计有助于缓解叶片在“过负”攻角下的压力面分离,避免近端壁区附面层与压力面分离的耦合效应,提高了低换算转速下风扇通流能力。

参考文献:

[1] 王鹏飞,王光明,蒋坤,等. 临近空间高超声速飞行器发展及关键技术研究[J]. 飞航导弹,2019(8):22-34.
WANG Pengfei, WANG Guangming, JIANG Kun, et al. Development of hypersonic vehicles in near space and research on key technologies [J]. Aerodynamic Missile Journal, 2019 (8):22-34.(in Chinese)

[2] Taguchi H, Murakami A, Sato T, et al. Conceptual study on hypersonic airplanes using pre-cooled turbojet[C]//15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Dayton:AIAA ,2008:2503.

[3] Sziroczak D, Smith H. A review of design issues specific to hypersonic flight vehicles[J]. Progress in Aerospace Sciences,2016,84(4):1-28.

[4] 左林玄,张辰琳,王霄,等. 高超声速飞机动力需求探讨[J]. 航空学报,2021,42(8):70-86.
ZUO Linxuan, ZHANG Chenlin, WANG Xiao, et al. Requirement of hypersonic aircraft power[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021,42(8):70-86.(in Chinese)

[5] Ye Y D. How does the rarefaction of the air affect hypersonic vehicles [J]. Acta Mechanica Sinica, 2021, 37(1):18-19.

[6] 刘晓波,罗月培,曾慧,等. 国外 TBCC 关键技术及试验设备研究综述[J]. 燃气涡轮试验与研究,2016,29(4):51-56.
LIU Xiaobo, LUO Yuepei, ZENG Hui, et al. A review of research on key technologies and test equipment of TBCC in foreign countries [J]. Gas Turbine Testing and Research,2016,29(4):51-56.(in Chinese)

[7] Gong C, Chen B, Gu L. Design and optimization of RBCC powered sub-orbital reusable launch vehicle[C]//19th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Atlanta: AIAA ,2014:2361.

[8] 韦宝禧,凌文辉,江强,等. TRRE 发动机关键技术分析及推进性能探索研究[J]. 推进技术,2017,38(2):298-305.
WEI Baoxi, LING Wenhui, JIANG Qiang, et al. Analysis of key technologies and propulsion performance research of TRRE engine[J]. Journal of Propulsion Technology,2017,38(2):298-305.(in Chinese)

[9] Webber H, Feast S, Bond A. Heat exchanger design in combined cycle engines[J]. Journal of the British Interplanetary Society, 2009, 54(4): 122-130.

[10] 尹泽勇,蔚夺魁,徐雪. 高马赫数涡轮基推进系统的发展及挑战[J]. 航空发动机,2021,47(4):1-7.
YIN Zeyong, YU Duokui, XU Xue. Development trend and technical challenge of high mach number turbine based propulsion system[J]. Aeroengine,2021,47(4):1-7.(in Chinese)

[11] 杨天宇,韩佳,芮长胜,等. 基于燃料介质的开式循环预冷高速涡轮发动机关键技术研究[C]//第六届空天动力联合会议暨中国航天第三专业信息网第四十二届技术交流会暨 2021 航空发动机技术发展高层论坛论文集(第一册). 北京:中国科协航空发动机产学联合体,2022:193-198.

YANG Tianyu, HAN Jia, RUI Changsheng, et al. Research on key technologies of open-cycle pre-cooled high-speed turbine engine based on fuel medium [C]//Proceedings of the 6th Aerospace Power Joint Conference and the 42nd Technical Exchange Meeting of China Aerospace Third Professional Information Network and the 2021 High-level Forum on Aero Engine Technology Development (Volume 1). Beijing: China Association for Science and Technology Aero-Engine Industry-Academia Consortium, 2022: 193-198.(in Chinese)

[12] 姚尧,王占学,张晓博,等. 液氢预冷吸气式发动机建模与循环特性分析[J]. 推进技术,2022,43(4):26-36.
YAO Yao, WANG Zhanxue, ZHANG Xiaobo, et al. Modeling and cycle characteristics analysis of liquid hydrogen pre-cooled air-breathing engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(4): 26-36.(in Chinese)

[13] 邹正平,王一帆,杜鹏程,等. 强预冷发动机新型热力循环布局及性能分析[J]. 火箭推进,2021,47(6):62-75.
ZOU Zhengping, WANG Yifan, DU Pengcheng, et al. Thermodynamic performance analysis of a novel precooled airbreathing engine layout[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2021, 47(6): 62-75.(in Chinese)

[14] Webber H, Bond A, Hempsell M. The sensitivity of pre-cooled air-breathing engine performance to heat exchanger design parameters[J]. Journal of the British Interplanetary Society, 2007, 60(5): 188.

[15] Soltani M R, Farahani M. Performance study of an inlet in supersonic flow[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2013, 227(1): 159-174.

[16] Gholami A, Wahid M A, Mohammed H A. Numerical investigation of the air-side performance in the corrugated fin-and-oval tube compact heat exchangers[J]. Recent Advances in Mechanics and Mechanical Engineering, 2015: 134-140.

[17] 苗辉,马意文,朱江楠,等. 强预冷发动机技术验证试验[J]. 航空动力,2021(3):73-75.
MIAO Hui, MA Yiwen, ZHU Jiangnan, et al. Technical verification test of strong precooling engine [J]. Aerospace Power, 2021(3): 73-75.(in Chinese)

(编辑:贺红井)