外形参数对涡扇发动机冠状喷口气动性能影响*

郑国雨1,李伟鹏1,林佳佳2,孙一峰3

(1. 上海交通大学 航空航天学院,上海 200240;2. 中国航发沈阳发动机研究所,辽宁 沈阳 110015;3. 中国商用飞机有限责任公司 上海飞机设计研究院,上海 201210)

摘 要:为准确评估涡扇发动机冠状喷口的气动性能,提出了一种基于流量守恒的出口定义方式, 并验证该出口定义方式与物理出口的一致性,对冠状喷口在设计点和非设计点工况下的气动性能进行了 系统性评估与考察。结果表明:在设计点工况下,冠状喷口外形参数中,内切角对推力性能影响最大、 齿数影响次之、齿长影响最小;冠状喷口下游流向涡对是导致剪切层增厚、湍动能衰减、核心区长度减 小的主要原因;在非设计点工况下,冠状喷口可有效降低出口附近的激波强度,使其堵塞状态压比远高 于基础构型喷管。

关键词: 涡扇发动机; 冠状喷口; 气动性能; 推力损失; 流向涡对; 外形参数 中图分类号: V231.1 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2021) 12-2734-10 DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 200233

Effects of Configuration Parameters on Aerodynamic Performance for Chevron Nozzle in Turbofan Engine

ZHENG Guo-yu¹, LI Wei-peng¹, LIN Jia-jia², SUN Yi-feng³

School of Aeronautics and Astronautics, Shanghai Jiaotong University, Shanghai 200240, China;
 AECC Shenyang Engine Institute, Shenyang 110015, China;

3. Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Commercial Aircraft Corporation of China Ltd., Shanghai 201210, China)

Abstract: In order to evaluate aerodynamic performance of chevron nozzle accurately, one definition of its outlet based on flow conservation was firstly proposed. And the consistency between outlet definition method and physical outlet was verified. Then aerodynamic performance of chevron nozzle was assessed and investigated systematically at the design point and off-design point. The results show that among chevron parameters bend angle has the greatest influence on thrust performance, chevron number has less influence and length has the least influence at the design point. Streamwise vortices introduced by chevrons result in thicker shear layer, faster turbulent energy decay and shorter potential core. Chevron nozzle can efficiently decrease shock wave intensity downstream the exit at the off-design point. Larger pressure ratio is needed for chevron nozzle to reach to blockade condition accordingly.

Key words: Turbofan engine; Chevron nozzle; Aerodynamic performance; Thrust loss; Streamwise vortex; Configuration parameter

* 收稿日期: 2020-04-16;修订日期: 2020-05-26。

作者简介:郑国雨,硕士生,研究领域为喷流噪声。

通讯作者:李伟鹏,博士,研究员,研究领域为气动噪声、湍流减阻。

引用格式:郑国雨,李伟鹏,林佳佳,等.外形参数对涡扇发动机冠状喷口气动性能影响[J].推进技术,2021,42(12): 2734-2743. (ZHENG Guo-yu, LI Wei-peng, LIN Jia-jia, et al. Effects of Configuration Parameters on Aerodynamic Performance for Chevron Nozzle in Turbofan Engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(12):2734-2743.)

1 引 言

喷流噪声是大型客机的重要噪声源,开发可靠、 有效的喷流噪声抑制方法尤为重要,关系到大型客 机的适航取证和环保舒适性。目前喷流噪声的抑制 方法主要包括波瓣混合器^[1]、冠状喷口^[2]、微射流^[3]、 斜切喷口^[4]和偏置喷口^[5]等,其中冠状喷口成功应用 于GE90、湍达1000等主流发动机,是目前唯一在用 的涡扇发动机喷流降噪装置。

近年来,针对冠状喷口的降噪效果与降噪机理, 国内外开展了大量的实验与数值研究。Bridges等^[6] 实验研究了齿数、渗透度、齿长以及分布方式对单喷 流噪声的影响规律,发现冠状喷口可有效抑制低频 段噪声,而高频段噪声有所上升,其中渗透度对降噪 量影响最为明显,齿数影响次之,齿长影响最小;文 献[7-9]对双涵道喷流开展了类似的参数分析实验, 得到了与单喷流基本一致的规律;文献[10-12]采用 大涡模拟研究了冠状喷口的降噪机理,结果表明,锯 齿增强了剪切层中大尺度湍流结构掺混,缩短了喷 流核心区长度,从而使得喷流低频噪声降低;文献 [13-15]对大涡模拟数据分别进行了抛物化稳定性 分析(PSE)、线性稳定性分析(LST)和谱正交分解 (SPOD),发现锯齿增加了喷口附近小尺度湍流结构, 加速了下游大尺度相干结构的衰减,从湍流结构演 化角度进一步阐释了锯齿降噪机理。关于冠状喷口 降噪,综述性文章可参考文献[16-17]。

虽然冠状喷口是一种有效的发动机喷流降噪方 法,但会导致发动机推力损失,一定程度上限制了该 技术的广泛应用[18]。前期研究工作主要集中于冠状 喷口的降噪量评估、预测和降噪机理分析方面,而对 冠状喷口气动性能的关注较少。缩比试验中难以准 确测量冠状喷口推力性能,基于大涡模拟的数值模 拟不能开展多算例分析,而真实模型台架试验的研 制成本昂贵,一定程度上限制了对冠状喷口气动性 能的认识。文献结果表明,系统性开展冠状喷口气 动性能分析的工作少之又少。康冠群等[19]对比分析 了首贵、内外交错和内向偏转三种不同锯齿外形下 的喷管气动性能,发现内外交错锯齿对剪切层掺混 强度最高,推力损失也最大;Weißschuh等^[20]简单比 较了单个冠状喷口相比圆形喷口的推力性能差异。 Mohan 等^[21]针对单喷流喷管分析了锯齿渗透度对推 力损失与降噪量的影响,发现当渗透度较小时降噪 量与推力损失比值接近定值,但当渗透度较大时推 力损失远超过降噪量收益。

在工程实际中,综合评估冠状喷口的气动性能 是采用冠状喷口降噪的第一步。本文针对大涵道比 涡扇发动机,开展了冠状喷口气动性能的综合分析, 主要研究内容包括:(1)分析冠状喷口出口定义方法 对气动性能评估的影响,从而明确与物理出口最为接 近的出口截面定义方式。(2)在设计点状态下,阐明冠 状喷口外形参数对发动机气动性能和流场特征的影 响规律及其物理原因。(3)在非设计点状态下,全面分 析冠状喷口相较于基础构型的推力特性差异。

2 计算方法

2.1 物理模型与网格

计算所用的基础构型为由涡扇发动机,采用1:10 缩比而成。对冠状喷口进行参数化建模,保证外涵外 壁表面积与基础构型基本一致,共3个几何外形控制 参数:齿数n,齿长L和内切角α。计算中,锯齿齿数分 别取12,16,20;齿长分别取0.068D,0.113D,0.158D (D为外涵出口直径);内切角分别取4°,8°,12°。

采用三维多块结构化网格,图1展示了基础构型 和冠状喷口网格。为准确捕捉喷管壁面附近的强剪 切流动,对近壁区网格进行加密处理,第一层网格高 度约为10⁻⁴D,满足y^{*}≈1。远场网格呈圆柱形,远场边 界在径向距喷管15D,在轴向距喷管50D,充分确保 了远场距离喷管足够远以尽量求解完整喷流。为了 尽量避免网格变化导致的计算不确定性,不同构型 的网格拓扑形式、计算域大小、网格密度等参数均尽



(a) Round nozzle



(b) Chevron nozzle Fig. 1 Close-up view of the mesh near the nozzle

量保持一致,网格量约为2500万。

2.2 数值模拟方法

采用商业软件 CFD++进行时均流场计算。鉴于 喷管出口处出现局部超声速流动,且内外涵喷管流 动的速度差较大,采用预处理方法对三维可压雷诺 平均 Navier-Stokes 方程进行求解,空间离散选取二阶 Roe 格式,时间推进为二阶隐式 LU-SGS格式,采用多 重网格技术加速收敛。针对所有计算状态下,残差 指标均下降至少5个数量级,且内外涵出口流量均保 持稳定后,认定计算收敛。

边界条件设置如图2所示,内、外涵入口采用压力入口条件,设计点状态下外涵落压比(*NPR*_{bypass})为1.6,温比为1.2,内涵落压比(*NPR*_{core})为1.4,温比为3.0。周向远场和远场入口采用压力远场边界条件,远场出口采用压力出口条件,固体壁面均采用绝热无滑移壁面边界条件。



Fig. 2 Settings of boundary conditions in nozzle flowfield calculation

2.3 数值模拟方法验证

为验证数值方法计算喷流剪切层的准确性,采 用兰利研究中心的声学参考喷管(Acoustic reference nozzle,ARN)作为标模进行了算例考核。采用的网格 如图3所示,具体网格参数设置与文献[22]相同,选 取高亚声速的Point 27作为对比工况。



Fig. 3 Grid of ARN2 computational domain

图 4 展示了不同湍流模型计算所得轴向速度 v 与 喷管出口轴向速度 (v_j) 比值和试验数据的比较^[23],可 见 Realizable $k-\varepsilon$ 模型对喷流的预测与试验最为吻 合; S-A模型计算结果耗散过大,下游流动衰减快; *k-w* SST模型对喷流核心区长度预测过长。综上,本 文后续计算时采用了 Realizable *k-ε* 湍流模型。



(a) Axial velocity distribution along the centerline



Fig. 4 Comparation of the experiment with calculation using different turbulent models

2.4 推力性能参数

描述喷管推力性能的参数包括:流量系数 $C_{\rm p}$,推力系数 $C_{\rm F}$,总压恢复系数 $C_{\rm p}$ 和速度系数 $C_{\rm s}$ 。

(1) 流量系数表征喷管的流通能力,表达式为

$$C_{\rm D} = \frac{m_1 + m_2}{\dot{m}_{1,\rm i} + \dot{m}_{2,\rm i}} \tag{1}$$

式中下标1表示外涵,下标2表示内涵。下同。 *m*_i为等熵流量

$$\dot{m}_{i} = K \frac{p_{t,in} A_{out} q(\lambda_{0})}{\sqrt{T_{t,in}}}$$
(2)

式中K为常数; $p_{t,in}$ 和 $T_{t,in}$ 为喷管入口总压与总 温; A_{out} 为喷管出口面积; $q(\lambda_0)$ 为喷管出口流量函数。 (2) 推力系数为喷管实际推力与在一维等熵流动 条件下的推力比值,即

$$C_{\rm F} = \frac{F}{F_{1,\rm i} + F_{2,\rm i}} \tag{3}$$

式中Fi为内外涵完全膨胀时的等熵推力。

$$F_{i} = \dot{m}v_{\text{out,i}} = \dot{m}\sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma - 1}}RT_{t,\text{in}}\left[1 - \left(\frac{1}{\pi}\right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}}\right] \quad (4)$$

)

式中*v*_{out,i}为喷管等熵条件下喷口出口速度,γ为 绝热指数,*R*为通用气体常数,π为喷管落压比。

实际推力由外涵推力、内涵推力以及壁面推力 三部分构成,见式(5),(6)。壁面推力的积分面定义 如图5所示。

$$F = F_{1} + F_{2} + F_{wall}$$
(5)

$$\begin{cases}
F_{1} = \dot{m}_{1} (v_{1,out})_{x} + (p_{1,out} - p_{0})A_{1,out} \\
F_{2} = \dot{m}_{2} (v_{2,out})_{x} + (p_{2,out} - p_{0})A_{2,out} \\
F_{wall} = \left(\int (p - p_{0}) dA\right)_{x}
\end{cases}$$
(6)

式中 p_0 为远场环境静压; $p_{1,out}$ 和 $p_{2,out}$ 分别为外涵、内涵出口静压。

以上为整体推力系数,为了更细地研究冠状喷 口对推力的影响,定义内外涵推力系数为

$$C_{F_1} = \frac{F_1}{F_{1,i}}$$
(7)

$$C_{F_2} = \frac{F_2}{F_{2i}}$$
(8)



Fig. 5 Schematic diagram of the engine thrust calculation

(3) 总压恢复系数反映喷管流道中的总压损失,表 达式为

$$C_p = \frac{p_{\text{tout}}}{p_{\text{tin}}} \tag{9}$$

(4) 速度系数为喷管出口实际速度与等熵条件下 出口速度的比值,即

$$C_v = \frac{v_{\text{out}}}{v_{\text{out,i}}} \tag{10}$$

2.5 基于流量守恒的冠状喷口出口定义方式

由于冠状喷口具有流向和轴向不均匀性,在推 力性能评估中,若将出口设定为与圆形基础构型出 口相同的环形平面,会导致通过出口流量小于入口 实际流量,实际推力计算偏低。这是由于该平面上 存在内外气流掺混引起的流量泄漏,另一方面锯齿 有厚度,锯齿下偏导致部分区域没有流动。

为解决该问题,本文选取由锯齿边缘和位于外 涵內壁面上圆形曲线构成的不规则曲面作为出口进 行冠状喷口实际流量和实际推力的计算,而理想流 量和理想推力仍采用基准圆形喷管的出口面积作为 冠状喷管的名义出口面积。如图6所示,图中*lld*_{chevron}该 曲面与外涵入口形成封闭流道,确保了流量守恒。但 内壁面上圆形曲线的位置发生变化时(*lld*_{chevron},*d*_{chevron},*d*_{chevron},*d*_{chevron},*d*_{chevron},*d*_{chevron},*d*_{chevron},), 曲面积分推力性能指标会发生 一定变化,因而本文在确保流量守恒的前提下,首先 研究了不同圆形曲线位置对推力性能指标的影响, 以便选出合适的冠状喷口性能评价指标。



Fig. 6 Schematic diagram of different definitions of chevron nozzle exit

图 7 展示了推力性能参数对圆形曲线轴向位置 的敏感性分析,其中速度系数对出口定义方式最为 敏感,在外涵设计点压比(*NPR*_{bypass}=1.6)下最大变化 幅度为 4%,而当 *NPR*_{bypass}=2.4 时,变化幅度则增至 10.5%。相比之下,推力系数受出口定义的影响较 小,总压恢复系数则基本不受影响。由于出口截面 是人为定义,故后续进行冠状喷口推力评估时,不宜 将对出口定义敏感的速度系数作为评价指标。图 8 展示了 *Ma*=1 的等值面,作为冠状喷口的物理出口, 该等值面靠近外涵内壁面一侧与锯齿中部轴向位置 接近,即与图 6 中 *Ud*_{chevron}=0.5 对应的出口最为接近, 故本文采用 *Ud*_{chevron}=0.5 圆形曲线与锯齿边缘构成的 不规则曲面作为出口进行后续冠状喷口推力性能评 估中实际流量与实际推力的计算。



Fig. 7 Effects of the exit position on thrust performance calculation



Fig. 8 Contour surface of *Ma*=1 for chevron nozzle at the condition of *NPR*_{bynass}=2.4

3 结果与讨论

3.1 冠状喷口气动性能及流场结构分析

表1给出了基础构型(Case 0)和7组冠状喷口 (Case 1~7)的气动性能指标对比,包括内/外涵喷管的推 力系数、总压恢复系数和流量。首先可以发现外涵加装 冠状喷口对内涵推力参数和流量几乎没有影响,故下 文仅分析冠状喷口几何参数对外涵推力性能的影响。 3.1.1 内切角影响

如表1中Case 3, Case 5与Case 6所示,保持齿数 和齿长相同,内切角增大,外涵推力系数和流量降 低、外涵总压恢复系数略有升高。相较于基础构型, 当内切角由4°增大到12°时,冠状喷口推力损失由 0.082%增加到0.628%,流量损失由1.04%增大到 6.08%。其中流量变化更能反应锯齿对流场的直接 影响,同时流量损失也会导致实际推力降低,如图9 所示,内切角增大时,外涵出口速度降低,动量推力 减小,而压力推力增大,其增大幅度小于动量推力减 小幅度,导致外涵总推力降低。

冠状喷口气动性能变化与流场结构紧密相关,下 面从下游轴向速度分布、湍动能和流向涡发展三个方 面,阐释冠状喷口内切角对流场结构的影响规律。

以Case 3为例,图 10展示了不同轴向站位轴向



速度分布云图,可见基础构型轴向速度等值线呈同 心圆分布,而冠状喷口的轴向速度等值线则呈花瓣 状分布,在x=3D处冠状喷口的扰流作用基本消除,速 度分布形态与基础构型一致。表明冠状喷口可增强 下游流动的不均匀性,提高剪切流掺混能力,与大涡 模拟结果一致^[12]。为了定量分析内切角对轴向速度 分布的影响,图11给出了不同内切角冠状喷口下游 沿径向的轴向速度分布曲线。由于内/外涵喷流核心 区的存在,尾椎下游出现两个速度平台。锯齿的引 入导致外涵喷流核心区速度降低,且内切角越大,减 小量越多。在 x=2D 处,相比其它构型, $\alpha = 12^{\circ}$ 的冠 状喷口已位于外涵核心区末端或其下游,说明加装 锯齿,可以有效地缩短外涵喷流核心区长度,且内切 角越大核心区愈短。在靠近外涵出口处,冠状喷口 齿顶截面剪切层厚度(v/v=0.1~0.9的径向距离)小于 基础构型,而齿根截面则相反。在远离外涵出口处, 由于剪切混合作用,相较于基础构型,齿顶与齿根截 面的剪切层厚度均增大。

图 12 展示了湍动能分布云图,图 13 为沿外涵唇 线(即图 12 黑实线)的湍动能变化曲线。冠状喷口齿 根区域的湍动能峰值低于基础构型,而齿顶区域峰 值高于基础构型。但是从平均角度来看,冠状喷口

Table 1	Thrust	performance	of round	nozzle an	d chevron	nozzles with	different shap	e parameters
---------	--------	-------------	----------	-----------	-----------	--------------	----------------	--------------

Case -	Chevron parameter				Bypass		Core		
	n	L/D	α/(°)	$C_{F1}^{}/(C_{F1}^{})_{0}^{}$	$C_{p1}/(C_{p1})_0$	$\dot{m}_1/(\dot{m}_1)_0$	$C_{F2}/(C_{F2})_0$	$C_{p2}/(C_{p2})_0$	$\dot{m}_2/(\dot{m}_2)_0$
0	0	-	-	1.0000	1.0000	1.0000	1.0000	1.0000	1.0000
1	12	0.113	8	0.9963	1.0019	0.9623	0.9982	0.9998	1.0089
2	16	0.068	8	0.9978	1.0016	0.9700	0.9994	0.9999	1.0035
3	16	0.113	8	0.9968	1.0018	0.9672	0.9990	0.9999	1.0053
4	16	0.158	8	0.9959	1.0021	0.9675	0.9987	0.9999	1.0071
5	16	0.113	4	0.9992	1.0007	0.9896	0.9996	1.0000	1.0018
6	16	0.113	12	0.9937	1.0028	0.9392	0.9984	0.9998	1.0089
7	20	0.113	8	0.9952	1.0020	0.9677	0.9992	0.9999	1.0035



Fig. 10 Axial velocity contours for round nozzle and chevron nozzle of Case 3 at different x planes



Fig. 11 Radial profiles of axial velocity for round nozzle and chevron nozzles with different angles at different x planes



Fig. 12 Turbulence kinetic energy contours for round nozzle and chevron nozzle of Case 3

齿顶和齿根区域湍动能高于1000m²/s²的范围均比基 础构型大,反映出锯齿的引入大大增强了外涵气流 与环境大气的掺混强度。掺混的增强也加快了下游





湍动能的衰减,导致冠状喷口下游湍动能小于基础 构型,且内切角越大,湍动能越小,而这正是冠状喷 口能够实现抑制喷流噪声的一个重要因素^[12]。

如图 14 所示,在远离出口站位,冠状喷口诱导产 生的流向涡对强度逐渐减小而消失,与图 10 中冠状



喷口轴向速度等值线的花瓣特征逐渐淡化至同心圆 状,在空间轴向站位上完全吻合。说明冠状喷口引 起的下游流场变化与流向涡有关,与文献[9]中结论 一致。故通过对流向涡的分析,可进一步理解几何 参数对推力性能的影响规律。

在轴向截面上对流向涡强度绝对值面积分别作 平均,图15展示了不同内切角下流向涡强度平均值 的发展变化过程,可见增大内切角,使得下游流向涡 对强度增大,同时意味着剪切层的掺混能力增强,喷 管出口速度降低,最终推力损失也相应增多。



chevron angles

3.1.2 齿长影响

如表1中Case 2~4所示,保持齿数和内切角相 同,当齿长增大时,外涵推力系数减小、外涵总压恢 复系数增大,与内切角影响规律相同。当齿长由 0.068D 增加到 0.158D, 推力损失仅增加了 0.19%, 外 涵流量则基本没变。可见相比内切角,齿长对推力 性能影响较小。

在内切角的影响分析中,发现冠状喷口诱导产 生的流向涡对是影响推力性能变化的重要物理原 因。图16展示了齿长变化对流向涡对演化的影响, 影响规律与内切角一致。不过在同一轴向截面处, 流向涡强度随齿长变化的幅度要小于内切角,这正 导致了齿长对推力性能影响小于内切角。



Fig. 16 Streamwise vortices development for different chevron lengths

3.1.3 齿数影响

如表1中Case 1,3,7所示,保持内切角和齿长相 同,当齿数增多时,外涵推力系数先增大后减小,外 涵总压恢复系数先减小后增大,与内切角和齿长参 数影响呈单调的规律不同,同时变化幅度小于内切 角影响,与齿长影响基本一个水平。在齿数变化时, 外涵流量发生较小的变化,变化幅度介于齿长与内 切角影响之间。故综合来看,内切角对推力性能影 响最大,齿数影响次之,齿长影响最小。

由于齿数增加,流向涡对数目也相应增加,其作 用范围也相应扩大,如图17所示。流向涡对增加的同 时涡与涡之间相对距离缩小,涡核区强度也发生变 化,相邻涡对之间存在有负面影响的相互作用。以上 对流向涡复杂的影响导致了齿数变化时推力性能参 数呈非单调变化,说明存在最优齿数的设计方案。

3.2 不同外涵压比下推力特性分析

在发动机实际工作中,当飞机飞行高度、飞行速 度变化,或进气道入口出现畸变时,喷管内/外涵压比 均会发生改变,进入非设计状态,故在喷管设计中需



Fig. 17 Streamwise vortices contours for chevron nozzles with different counts at the chevron tip

要考察非设计点工况的气动性能。本文重点考察外涵冠状喷口对非设计工况下气动性能的影响,仅对 比分析了基础构型和冠状喷管(*n*=16,*L*=0.113*D*,α = 8°,即Case 3)在内涵压比固定、外涵压比变化下的推 力特性差异。

图 18 为基础构型和冠状喷口内/外涵流量、流量 系数以及推力系数随外涵压比变化的曲线。在外涵 压比较低时,两种构型的内涵流量接近而外涵流量 相差较大,随着外涵压比的增大,两种构型的内涵流 量减小、内涵流量差增加,而外涵情况则相反。当外 涵压比增大时,如图 19 所示,两种构型的内涵出口压 力增加,相应的内涵压比降低,导致内涵流量减少, 其中基础构型内涵出口压力增加幅度要高于冠状喷口,



Fig. 18 Comparison of thrust characteristics with *NPR* varying between round nozzle and chevron nozzle of Case 3

尤其在外涵压比较高、外涵出口出现激波的情况下,导 致在较高外涵压比下,两种构型内涵流量差较大。

在流量系数方面,当NPR_{bypass}<2.0时,外涵压比增 大,两种构型的流量系数都呈线性增加;然后继续增 加,基础构型流量系数基本不变而冠状喷口仍继续 增加,但增长率逐渐放缓。原因如图 20 中的马赫数 等值线所示,当NPR_{bypass}>2.0,基础构型外涵出口已进 入堵塞状态(Ma=1),出口下游产生激波;而冠状喷口 出口在齿顶区域 Ma=1, 而齿根区域 Ma<1, 即冠状喷 口出口还未达到完全堵塞状态。同时根据图中压力 梯度云图, 可以明显发现冠状喷口有效削弱了高压 比下外涵出口下游的激波强度。



Fig. 19 Comparison of static pressure at the core exit with NPR_{bypass} varying between round nozzle and chevron nozzle of Case 3



(b) Baseline chevron nozzle



在推力系数方面,随着外涵压比的增加,两种构 型推力系数都逐渐增加,但冠状喷口的增长幅度要 小于基础构型,即两者之间的推力系数差逐渐变大。

4 结 论

本文对外涵加装冠状喷口的双涵道发动机推力 性能进行了数值分析研究,结论如下:

(1)从流量守恒角度出发,采用锯齿边缘和外涵 内壁锯齿中部投影线所构成的曲面作为冠状喷口出口,与物理出口最为接近。速度系数不宜作为评价 推力性能的指标。

(2)冠状喷口外形参数中,内切角对推力性能影 响最大、齿数影响次之、齿长影响最小。其中内切角和 齿长的影响呈单调性,齿数呈非单调性,存在最优齿 数设计。冠状喷口诱导流向涡对产生,流向涡对增强 了外涵气流与大气环境的掺混强度,是剪切层增厚、 湍动能衰减加快、喷流核心区长度减小的主要原因。

(3)在非设计工况下,冠状喷口可有效减小高压 比状态下出口激波强度,使得堵塞压比远高于基础 喷管。压比升高,两构型的流量系数差减小而推力 系数差增大。

参考文献

- [1] Mengle V. Optimization of Lobe Mixer Geometry and Nozzle Length for Minimum Jet Noise [C]. Lahaina: 6th Aeroacoustics Conference and Exhibit, 2000.
- [2] Martens S. Jet Noise Reduction Technology Development at GE Aircraft Engines[C]. Toronto: 23rd Congress of International Council of the Aeronautical Sciences, 2002.
- [3] Castelain T, Sunyach M, Béra J C, et al. Effect of Microjets on a High-Subsonic Jet. Parametric Study of Far-Field Noise Reduction [R]. AIAA 2006-2705.
- Viswanathan K. Elegant Concept for Reduction of Jet Noise from Turbofan Engines [J]. Journal of Aircraft, 2006, 43(3): 616-626.
- [5] 张正伟,张靖周,邵万仁,等.外涵偏轴分开排气喷 管的流场和声场数值计算[J].航空动力学报,2012, 27(5):1139-1145.
- [6] Bridges J, Brown C. Parametric Testing of Chevrons on Single Flow Hot Jets [C]. Manchester: 10th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 2004.
- [7] Callender B, Gutmark E J, Martens S. Far-Field Acoustic Investigation into Chevron Nozzle Mechanisms and Trends[J]. AIAA Journal, 2005, 43(1): 87-95.
- [8] 何敬玉,邵万仁,许影博,等.V形槽喷管在分开式排 气系统中的降噪实验[J]. 航空动力学报,2015,30 (2):324-330.
- [9] 单 勇,张靖周,邵万仁,等.冠状喷口抑制涡扇发动机喷流噪声试验和数值研究[J].航空学报,2013, 34(5):1046-1056.

- [10] Xia H, Tucker P G. Numerical Simulation of Single-Stream Jets from a Serrated Nozzle[J]. Flow, Turbulence and Combustion, 2012, 88(1/2): 3-18.
- [11] Fosso Pouangué A, Sanjosé M, Moreau S, et al. Subsonic Jet Noise Simulations Using Both Structured and Unstructured Grids[J]. AIAA Journal, 2014, 52(1): 55-69.
- [12] Wang Z N, Tyacke J, Tucker P. Large Eddy Simulation of Serration Effects on an Ultra-High-Bypass-Ratio Engine Exhaust Jet[J]. Comptes Rendus Mécanique, 2018, 346(10): 964-977.
- [13] Sinha A, Gudmundsson K, Xia H, et al. Parabolized Stability Analysis of Jets from Serrated Nozzles[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2016, 789: 36-63.
- [14] 冉令可,杨海华,张星辰,等.锯齿射流与圆射流流 场和远场噪声特性的对比研究(英文)[J].应用数学 和力学,2016,(12):1255-1271.
- [15] Schmidt O T, Towne A, Rigas G, et al. Spectral Analysis of Jet Turbulence [J]. Journal of Fluid Mechanics, 2018, 855: 953-982.
- [16] 李晓东,徐希海,高军辉,等.喷流噪声研究进展与 展望[J]. 空气动力学学报,2018,(3):42-53.

- [17] Bodony D J, Lele S K. Current Status of Jet Noise Predictions Using Large-Eddy Simulation [J]. AIAA Journal,
- [18] Colub R A, Rawls J W, Russell J W. Evaluation of the Advanced Subsonic Technology Program Noise Reduction Benefits [R]. NASA TM-2005-212144, 2005.

2008, 46(2): 364-380.

- [19] 康冠群,王 强.分开式与混合式排气喷管气动特性 对比研究[J]. 航空发动机, 2013, 39(6): 24-30.
- [20] Weißschuh M, Staudacher S. Investigation on the Influence of a Core Chevron Nozzle on the Performance of a Modern Bypass Engine[R]. ASME GT 2004-53212.
- [21] Mohan N K D, Dowling A P. Jet-Noise-Prediction Model for Chevrons and Microjets [J]. AIAA Journal, 2016, 54(12): 3928-3940.
- [22] Georgiadis N J, Yoder D A, Engblom W B. Evaluation of Modified Two-Equation Turbulence Models for Jet Flow Predictions [J]. AIAA Journal, 2006, 44 (12) : 3107-3114.
- [23] Bridges J, Wernet M P. Measurements of the Aeroacoustic Sound Source in Turbulent Jets[C]. Hilton Head: 9th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference and Exhibit, 2003.

(编辑:朱立影)