分开式与混合式排气喷管气动特性对比研究

康冠群,王 强 (北京航空航天大学能源与动力工程学院,北京 100191)



康冠群(1984),男,在读博士研究生, 研究方向为航空发动机内流气动热力学。 收稿日期:2013-05-15 摘要:通过内外流场的3维数值模拟,考察多种结构形式的V形齿和波瓣混合器分 别对分开式和混合式排气喷管气动特性的影响,此外,比较了涵道比为7一级的分开式 和混合式2种喷管在起飞和巡航状态下的推力性能,以期为大涵道比涡扇发动机排气 系统的方案选择和气动设计提供参考和指导。计算结果表明:内外交错型V形尾缘十分 显著地加强了分开排气喷管尾喷流的掺混,并且造成的推力损失不大;内窄外宽型尾缘 的波瓣混合器有利于混合排气喷管气动性能的提高;在7一级的涵道比下,混合排气喷 管的推力性能要优于分开排气喷管的。

关键词:排气喷管;气动特性;数值模拟;分开流动;混合流动;航空发动机

Comparison Investigation on Aerodynamic Characteristics of Separate-Flow and Mixed-Flow Exhaust Nozzles KANG Guan-gun, WANG Qiang

(School of Energy and Power Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: Three-dimensional numerical simulation of internal and external flow fields was conducted to identify the influence of a variety of chevrons and lobed mixers on the aerodynamic characteristics of separate -flow and mixed -flow exhaust nozzles respectively. Moreover, a thrust efficiency comparison between separate -flow and mixed -flow exhaust nozzles with the equal bypass ratio of 7 was presented under both take-off and cruise conditions. The objective of the research reported here is to provide reference and guideline for the scheme selection or aerodynamic design of high bypass ratio turbofan engine exhaust system. The calculation results show the chevrons which alternately deflect inward and outward significantly enhance the jets mixing of separate-flow exhaust nozzle. The lobed mixer with the trailing edge of narrow inner wall and broad outer wall contributes to improve aerodynamic performance of the mixed-flow exhaust nozzle. The thrust coefficient of mixed-flow exhaust nozzle is higher than that of separate-flow exhaust nozzle at a bypass ratio of 7.

Key words: exhaust nozzle; aerodynamic characteristics; numerical simulation; separate-flow; mixed-flow; aeroengine

0 引言

由于大涵道比涡扇发动机具有工作可靠、经济性 好、噪声水平低等特点,成为大型飞机(民用客机、军 用运输机等)所采用的主要动力装置。现有和未来大 型飞机使用的大涵道比涡扇发动机不仅能够提供高 推力以满足飞机较大的起飞总质量,还需要确保发动 机在巡航状态下拥有尽可能低的单位燃油消耗率 (SFC),同时还必须严格控制高速尾喷流产生的噪声 污染^[1-3]。排气喷管是航空发动机的重要组成部分,其 设计的优劣直接关乎大涵道比发动机的上述性能或 指标,例如:发动机的推力和耗油率受排气喷管的影 响较大,无论是在超声速飞行状态还是在亚声速巡航 状态下,若排气喷管的效率下降 1%,发动机的净推力 损失将会大于 1%¹⁴。对于大涵道比涡扇发动机而言,排 气喷管分为分开式和混合式 2种,其中,经过 V 形尾缘 修形的分开排气喷管和带有波瓣混合器的混合排气喷 管分别是分开式和混合式这 2种排气喷管的关键技 术,国外众多知名的科研机构和工业部门针对这 2项 技术已经开展了大量卓有成效的研究工作¹⁵⁻⁹。

本文对带 V 形尾缘的分开排气喷管和拥有波瓣 混合器的混合排气喷管进行了内外流场的 3 维数值 模拟,考察多种形式的结构修形对喷管流场和气动特 性的影响,并在相同的涵道比下比较分开式和混合式 2 种排气喷管的推力性能。

1 数值计算方法及算例验证

本文采用商业软件 Fluent 进行流场模拟。CFD 算法为耦合隐式的有限体积法,求解时间推进的雷诺 平均 N-S 方程。流体物理量和湍流量的离散均选用 2 阶迎风格式,对流通量的计算使用通量差分分裂 (FDS)法,扩散通量项利用中心差分方法处理。所有 固壁均假设为无滑移绝热壁。

为了保证所用计算网格、数值方法、湍流模型等数值计算要素选择和设置的准确性和可靠性,首先需要进行相关的算例验证。用于数值验证的基准轴对称分开排气喷管(命名为 3BB)的局部网格分布如图 1 所示(实际计算采用的是周向范围为 30°的区域,为了明晰地呈现网格划分结果,此处给出的是经过周向扩展后在 180°范围内的网格分布),模型的具体尺寸见文献[3]。计算区域在轴向延伸至距离风扇喷管出口 30D(D 为风扇喷管出口的外径)处,径向延伸至距离喷管轴线 10D 处。计算网格数大约为 159 万,均为 6 面体结构化网格。



图 1 3BB 模型的局部计算网格

计算条件为:核心喷管和风扇喷管的落压比分别 为 1.68 和 1.83,进口气体总温分别为 833.33 K 和 333.33 K,自由流 Ma=0.28。在距风扇喷管出口(x=0) 为 8.04D 的轴向位置处,使用多种湍流模型计算得到 的沿径向的轴向速度分布如图 2 所示。从图中可见, 在喷流中心线附近的径向区域,使用 SST k-ω 湍流模 型的计算结果与试验数据^[10] 的吻合程度明显优于 3 种 k-ε 模型的。据此,本文选取 SST k-ω 模型作为后 续流场模拟的湍流模型。



图 2 喷流沿径向的轴向速度计算结果(x=8.04D 位置)

2 带 V 形尾缘的分开排气喷管内外流场数 值模拟

2.1 计算模型与网格

本文中所有的 V 形尾缘分开排气喷管均是在基 准轴对称喷管 3BB 基础上对核心喷管进行尾缘修形 得到的,并且 V 形齿的数量均为 12。其中,3C12B 表 示直齿型修形,即 V 形齿与基准喷管的尾缘方向一 致,V 形齿的长度为 25.4 mm;3IB 是将 3C12B 的所 有 V 形齿向内(喷管轴线方向)偏转 5°形成的;3AB 代表内外交错型,即将 3C12B 的 V 形齿依次向内、向 外偏转 5°。3C12B 模型的局部计算网格如图 3 所示, 网格总数大约为 170 万。



图 3 3C12B 模型的局部计算网格

2.2 计算结果和分析

通过数值模拟方法,对比第 2.1 节中各种 V 形尾 缘修形方案对飞机起飞状态下(计算边界条件数值与 验证算例中的数值相同)喷流流场的影响。

在不同的 V 形尾缘修形方案下喷流中心线 (y=0 mm)附近 y=12.7 mm 位置沿轴向的最大速度分 布和中心线上的总温分布分别如图 4、5 所示。总体来 看,这 2 幅图反映的基本趋势和规律是相似的,均能 体现各种 V 形尾缘修形方案对于喷流核心区的影 响。从图中可见,相对基准喷管 3BB,若对核心喷管尾 缘进行直齿修形(3C12B),喷流中心线附近的速度并 没有显著变化,仅出现细微的下降。若将核心喷管上 的 V 形齿全部向内偏转(3IB),则喷流速度出现明显 的下降,出现此结果的部分原因是由于 V 形尾缘向 内偏转有利于诱导外涵道气流偏向内涵道气流,增强 了 2 股气流的掺混,故而带来喷流速度的衰减和温度 的降低。值得注意的是,3AB 修形方案加强内外涵道 2 股喷流混合的效果最为显著,喷流中心线附近的速 度出现大幅下降,而高温核心区的长度由 3BB 的 7D 剧烈缩减为大约 3D。



图 4 喷流中心线附近(y=12.7 mm)沿轴向的速度计算结果





喷流横截面上的流线分布如图 6 所示。从图中可 见,相对于基准轴对称喷管 3BB 的喷流横截面上的 常规径向流动,3C12B 和 3IB 生成的离散结构以及 3AB 产生的波瓣结构中的每个凸起处 2 侧(内外涵 2 股喷流的剪切层处)均存在 1 对逆向旋转的大尺度流 向涡,该流向涡的出现显然极大地促进了内外涵 2 股 气流之间的质量、动量和能量交换,是 V 形尾缘强化 不同气流掺混的关键原因;同时,3IB 和 3AB 的漩涡 在尺寸上大于 3C12B 的漩涡,有利于卷吸更多的气 流参与到掺混中,并且 3AB 的流向涡衰减速度比 3C12B 和 3IB 的漩涡衰减速度要缓慢,使其流向涡在 轴向的作用距离更长,因此,3AB 强化气流掺混的效 果最佳。



3 带波瓣混合器的混合排气喷管内外流场数 值模拟

3.1 计算模型与网格

本文研究的所有波瓣混合排气喷管模型的外罩 壁面、风扇气流通道的内外壁面、核心气流通道的内 外壁面、中心锥壁面均与文献[11]中的"V1 confluent" 模型相同,所不同的仅是汇流混合器被波瓣混合器取 代。3种尾缘形式的波瓣模型如图 7 所示,其中图 7 (a)、(b)中的波瓣尾缘均为内宽外窄型(周向波瓣数 目分别为 8 和 12),并且图 7(a)的内宽外窄特征尤为 明显,图 7(c)中的波瓣尾缘为内窄外宽型(周向波瓣 数目为 16),需要指出的是,这 3 种波瓣混合器虽然 构造不同,但是在混合器出口处内、外涵道的面积比分 别为 3.91、3.87、3.93,十分接近。考虑到波瓣几何结构 的周期特性,选取 1 个波瓣范围的周向区域进行网格 划分和数值模拟。周向波瓣数目为 12(对应于图 7(b) 模型)的波瓣混合排气喷管内外流场的计算区域和局 部网格划分如图 8 所示,总的网格数约为 265 万,均 为 6 面体结构化网格,所有固壁附近进行网格加密。 喷管内、外涵进口截面使用压力入口边界条件,外流 场 3 个截面(前部、顶部、后部)采用压力无穷远边条, 计算域的周向 2 个截面采用周期性边条,所有固体壁 面设定为绝热、无滑移固壁。



图 8 波瓣混合排气喷管的计算区域及网格划分

3.2 计算结果与分析

选取 10000 m 高空下飞机的巡航状态(Ma_{*}=0.8) 进行计算研究,内外涵气流的落压比均为 2.46,内外 涵进口的气流总温分别为 807.8 K 和 300 K。评价波 瓣结构对于混合排气喷管性能的影响通常首先关注 其热混合效率,热混合效率反映了在不考虑波瓣内气 体流动偏转带来的损失和波瓣壁面摩擦损失的前提 下,混合排气方式相对分开排气方式的实际推力增益 与理想(2 股气流 100%完全混合)推力增益的比值, 即用以衡量混合器能够使内外涵 2 股气流达到何种 混合程度的能力。本文使用文献[12]提出的热混合效 率(设为 K)计算式(1),该式可以克服传统热效率计 算方法由于诸多假设条件而可能出现较大的计算偏 差甚至违背真实的物理机制。

$$K = 1 - \frac{\int (T_t - T_{tM})^2 dm}{m_e T_{te}^2 + m_f T_{tf}^2 - (m_e + m_f) T_{tM}^2}$$
(1)

式中,T_{tm}为冷热2股气流完全混合后的均匀总温,可通过下式求出

$$T_{tM} = \frac{m_c T_{t_c} + m_f T_{t_f}}{m_c + m_f}$$
(2)

式中: m_e 、 m_f 分别为内外涵道气流的质量流率,Tt_e、Tt_f 分别为内外涵道进口气流的总温。

分别使用图 7 中的 3 个波瓣模型的混合排气喷 管的热混合效率自波瓣尾缘向下游发展变化的计算 结果如图9所示,同时无波瓣的汇流混合式排气喷管 (confluent)的热混合效率也一并给出。显而易见,流 体从波瓣尾缘向下游发展到喷管出口的过程中,随着 内外涵2股气流掺混的不断深入,所有形式混合排气 喷管的热混合效率呈现单调增加的趋势,并且采用波 瓣混合器的热混合效率在大部分位置都远高于汇流 混合器的热效率(在波瓣尾缘附近的位置,由于气流 掺混处于初始阶段,故波瓣混合器强化混合的效果尚 未充分显现)。此外,波瓣尾缘为内窄外宽型(即16 波瓣模型)的排气喷管在喷管出口处的热效率已经超 过 70%,体现了该型波瓣结构加强冷热 2 股气流掺混 的优异性能。随着波瓣数目的增加,也即波瓣尾缘由内 宽外窄型变化到内窄外宽型的过程中, 热混合效率出 现明显的提高,说明拥有内窄外宽型尾缘的波瓣有利 于产生较高的热混合效率,而对尾缘形式为内宽外窄 型的波瓣结构,其具有的气流混合能力逊色不少。



热混合效率代表了混合排气方式能够获得的正 面收益的程度,与此同时,波瓣结构的引入势必对混 合排气喷管的气动性能带来负面影响,具体讲,主要 包括气流在流经波瓣时由于偏转所造成的损失以及 波瓣混合器壁面的气动摩擦损失,并且前者在总损失 中起主导作用。本文使用总压恢复系数来衡量混合排 气喷管内的流动损失,其定义为

$$\sigma = \left(\frac{\mathbf{p}_{\text{tmix}}}{\mathbf{p}_{\text{tc}}} \mathbf{m}_{\text{c}} + \frac{\mathbf{p}_{\text{tmix}}}{\mathbf{p}_{\text{tf}}} \mathbf{m}_{\text{f}}\right) / (\mathbf{m}_{\text{c}} + \mathbf{m}_{\text{f}})$$
(3)

式中:p_{tmix}为混合器尾缘下游某个位置处横截面上通 过质量加权平均得到的总压值;p_{te}、p_{tf}分别为内外涵 气流在上游入口处的总压;m_e、m_f分别为内外涵气流 的质量流率。

相对于汇流混合排气喷管,波瓣混合器的使用导 致排气喷管在各轴向位置的总压恢复系数均有所降 低,如图 10 所示,在 x/L=0 位置的总压恢复系数反映 了气流经过波瓣结构后产生的能量损失,可见在本文 研究的几何参数范围内,单纯由波瓣结构带来的壁面 摩擦损失和流动偏转损失并不明显。由于波瓣结构产 生的流向涡向喷管出口发展的过程中持续存在,其不 断地强烈卷吸冷热2股气流以加强二者的混合,因此 卷吸掺混过程中随之产生的掺混压力损失也一直比 较大,而汇合器仅由剪切层混合造成的流动损失始终 较小,因此二者之间的压力损失差值顺着下游方向呈 现扩大的趋势。此外,比较图 9、10 可以发现,3 种尾 缘形式的波瓣构造对排气喷管热混合效率和总压恢 复系数的影响规律呈现相反的趋势,即有利于冷、热 2股气流热混合效率提高的波瓣混合器产生的流动 损失也相对较大,说明混合排气喷管的热混合效率和 流动损失是1对相互抵触的性能参数。



4 分开式和混合式 2 种排气喷管的气动性能 计算及对比

针对基准轴对称分开排气喷管进行的各种 V 形 尾缘修形,在不同程度上改变了原本设计合理的喷管 型面和流动通道,不可避免地增加了气流在喷管内部 的流动损失。因此,在研究各种结构方案的 V 形尾缘 对分开排气喷管的喷流混合带来裨益的同时,必须兼 顾 V 形齿给喷管气动性能造成的损失,对其进行综 合评判。

本文选取推力系数 C_{fg} 来衡量分开排气喷管的气动性能,其定义为

$$C_{f,g} = F_{g,a} / F_{g,i}$$
(4)

式中:F_{ga}为数值模拟得到的分开排气喷管总的实际 推力,包括气体在喷管内部所产生的推力和气体流出 喷管后对固壁的作用力;F_{gi}为总的理想完全膨胀推 力(即最大推力)。

计算公式为

$$\mathbf{F}_{g,i} = \mathbf{m}_{e} \mathbf{v}_{i,e} + \mathbf{m}_{f} \mathbf{v}_{i,f} \tag{5}$$

式中:m_e、m_f分别为核心流和风扇流的实际质量流率; v_{ie}、v_{if}分别为核心流和风扇流的理想完全膨胀速度。

理想完全膨胀速度的计算式为

$$v_{i} = \sqrt{\frac{2\gamma}{\lambda - 1}} \mathsf{RT}_{i} [1 - (\frac{\mathsf{p}_{a}}{\mathsf{p}_{t}})^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}}]$$
(6)

式中:p。为外流大气压,T,、p,分别为喷管进口的总温 和总压。

在起飞和巡航2种状态下经过不同V形尾缘修 形的分开排气喷管相对基准喷管3BB的推力性能损 失如图11所示。起飞状态的计算条件数值与验证算 例中的对应参数保持一致,巡航状态的飞行高度选为 10000 m,飞行马赫数为0.8,核心喷管和风扇喷管的 落压比分别为2.4和2.58。从图中可见,3AB的推力 系数在2种状态下的下降程度均大于3C12B和 3IB,3IB的推力损失在起飞状态下大于3C12B,而在 巡航状态下却略微小于3C12B。此外,在巡航状态下, 各种V形尾缘修形方案造成的推力损失均小于 0.3%,喷管气动性能仅出现微小的下降,因此,综合 权衡其利弊可知,合理的V形尾缘修形方案是1种 对分开排气喷管的推力性能影响较小、十分有效的强 化喷流掺混的方式。

6,35 0.10 0.25 0.55 2.0.29 1 0.21£0. s 0.5 ≟v. a 0.03 9.05 318 340 .!!!! 35B SCI28 ж. н (a) 起飞状态 (b) 巡航状态

由前述的研究结果可知,对于混合排气喷管而

图 11 各种 V 形齿给分开排气喷管造成的推力性能损失

言,有利于喷管热混合效率提高的混合器结构其产生 的流动损失也相对较大,即混合排气喷管的热混合效 率和流动损失是1对相互矛盾的性能指标,因此必须 通过反映喷管综合气动性能的推力系数来衡量各种 混合器构造形式的优劣。

在巡航状态下使用前述 3 种波瓣混合器的混合 排气喷管相对于自然汇流方式的推力增益计算结果 - 9.5

如图 12 所示,以此评判 这3种尾缘形式的波瓣 对于混合排气喷管综合 气动性能的影响。推力的 增益通过有、无波瓣混合 器这 2 种混合方式之间的 图 12 带有不同波瓣混合器的 推力系数差值来确定,混 混合排气喷管的推力性能增益 合排气喷管的推力系数定义为



 $C_{f} = \frac{\int \left[\rho_{e} v_{e} v_{e} + (p_{e} - p_{a}) dA_{e}\right]}{m_{c} v_{i,c} + m_{f} v_{i,f}}$ (7)

式中:分子为通过积分得到的喷管出口的实际推力; 分母为基于主、次流实际流量 m, 和 m, 的 2 股气流分 别通过理想完全膨胀得到的推力之和;v_i,v_i分别为 主流和次流的理想完全膨胀速度。

从图 12 中可见,相对于汇流混合器,本文的 3 种 波瓣混合器使混合排气喷管的推力性能均有不同程 度的提升,可见采用波瓣混合器后带来的热混合效率 增加的正面收益超过了压力损失造成的不利影响。由 于 12 波瓣和 16 波瓣模型的排气喷管产生的推力系 数增益接近 0.4%, 而 8 波瓣的推力收益为 0.29%,故 采用内窄外宽形尾缘的波瓣构造更有利于整个混合排 气喷管气动性能的提高,而内宽外窄型波瓣结构应该 弃用。

上述内容分别考察了 V 形尾缘修形和波瓣混合 器分别对分开式和混合式 2 种排气喷管推力性能的 影响,为同一种排气方式下的各种气动方案的评价和 选择提供了参考和依据。对于大涵道比涡扇发动机排 气系统的研发和设计而言,首先面临的1个问题就是 排气方式的选择,而排气系统的气动性能在排气方式 的选择上起到至关重要的作用。在起飞状态和巡航状 态下混合式和分开式排气喷管的推力系数计算结果 如图 13 所示,其中混合式喷管选用前述的 12 波瓣模 型,而分开排气喷管选用 3BB 模型,为了使 2 种排气 方式的涵道比相同(B_m=6.9),将 3BB 的模型按比例

进行调整以使其内外涵出口面积与混合排气喷管中 混合器出口处的内外涵面积分别保持相等(即喉道面 积保持相等)。从图中可见,无论是在起飞还是巡航状 态,混合排气方式的推力性能均优于分开排气方式, 并且作巡航状态飞行时更为显著(推力系数相差 1.0%),可见在涵道比为7一级的涡扇发动机上使用 合适的波瓣混合式排气喷管相对分开排气喷管拥有 更佳的推力性能,进而有利于降低整个发动机的单位 燃油消耗率。之所以混合式喷管的推力性能优于分开 式,是由于分开式的核心喷管和风扇喷管分别将核心 流和风扇流直接排入到外界大气中,2股气流在排气 系统内部并未产生任何掺混,而在外部发生的气流掺 混对发动机推力没有增益作用;而混合排气方式由于 较长的外部机匣,为内外涵2股气流在进入外界环境 前在排气系统内部进行充分混合创造了条件,使混合 排气方式的热效率相对分开式明显提高,故而其推力 系数大于分开式,可以获得较低的 SFC。需要强调的 是,虽然混合排气喷管的气动性能优于分开排气喷 管,但混合式喷管较长的外罩以及波瓣结构的存在明 显增加了整个动力装置的质量和排气系统的外罩阻 力,并且随着发动机涵道比的提高上述质量和阻力增 加的程度愈发明显,若在作短距飞行的大型飞机上采 用此类型混合排气喷管,则由混合式排气带来的节油 收益很有可能抵不过质量和阻力增加所造成的负面 效应。因此,在遴选、设计大涵道比涡扇发动机的排气 方式时,必须综合考虑和权衡排气系统的气动性能、 质量和阻力大小、噪声水平,以及发动机的用途(短距 飞行 / 远距飞行)、涵道比大小、发动机厂商的设计习 惯和技术优势等多种因素,通过科学的研究和论证, 来最终确定合理的排气方式。



结论 5

(1)对分开排气喷管的核心喷管进行 V 形尾缘

修形时,直齿型对于内外涵2股喷流混合的强化作用 较小,而内外交错型和向内偏转型能够明显增强喷流 的掺混,内外交错型的效果最为显著。

(2)內窄外宽型尾缘的波瓣结构有利于混合排气 喷管热混合效率和推力性能的提高,相比之下,若采 用内宽外窄尾缘特性明显的波瓣,喷管的推力性能逊 色不少。

(3)本文研究的各种 V 形齿给分开排气喷管带 来的气动损失均较小,在巡航状态下推力系数的下降 不超过 0.3%。

(4)对于 7 一级的涵道比,混合排气喷管的推力 性能要优于分开排气喷管的,但需要兼顾混合排气方 式由于质量和阻力的增加所造成的性能损失。

参考文献:

[1] 梁春华. 欧盟大涵道比涡扇发动机技术研究计划[J]. 航空发动机, 2007, 33(2): 57-58.

LIANG Chunhua. The technology research program of EU high bypass ratio turbofan engine [J]. Aeroengine, 2007, 33(2): 57–58. (in Chinese)

- [2] Janardan B A, Hoff G E, Barter J W, et al. AST critical propulsion and noise reduction technologies for future commercial subsonic engines[R]. NASA-CR-2000-210039.
- [3] Low JK C, Schweiger P S, Premo J W, et al. Advanced Subsonic Technology(AST) separate–flow high bypass ratio nozzle noise re– duction program test report[R]. NASA–CR–2000–210040.
- [4] 刘大响. 航空发动机设计手册:第7册[M]. 北京: 航空工业

出版社, 2000: 202-203.

LIU Daxiang. Design manual of aeroengine: 7th part [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2000: 202–203. (in Chinese)

- [5] Loheac P, Julliard J, Dravet A. CFM56 jet noise reduction with the chevron nozzle[R]. AIAA-2004-3044.
- [6] Kenzakowski D C, Shipman J, Dash S M, et al. Study of three-stream laboratory jets with passive enhancements for noise reduction[R]. AIAA-2000-0219.
- [7] Elliott J K, Manning T A, Qiu Y J, et al. Computational and experimental studies of flow in multilobed forced mixers [R]. AIAA-92-3568.
- [8] Rayee T, Verstraete D, Hendrick P. Development of a mixer model to compare mixed and unmixed HBPR turbofans[R]. AIAA-2008-4963.
- [9] Cooper N J, Merati P, Hu H. Numerical simulation of the vortical structures in a lobed jet mixing flow[R]. AIAA-2005-635.
- [10] Koch L D, Bridges J, Khavaran A. Flowfield comparisons from three Navier–Stokes solvers for an axisymmetric separate flow jet[R]. AIAA–2002–0672.
- [11] Salikuddin M, Babbit R R, Shin H, et al. Acoustic and laser doppler anemometer results for confluent and 12–lobed E3 mixer exhaust systems for subsonic jet noise reduction [R]. NASA-CR-2002-211597.
- [12] 谢翌. 涡扇发动机波瓣混合排气系统气动热力性能研究
 [D]. 北京: 北京航空航天大学, 2012
 XIE Yi. Investigation on aerothermodynamic characteristic of turbofan lobed mixed exhaust system [D]. Beijing: Beihang University, 2012. (in Chinese)

开式转子发动机已具备飞行试验技术条件

2013年11月5日,欧洲洁净天空联合技术计划 中对转开式转子发动机方案研发团队声称,该发动 机进入飞行试验阶段已经没有技术障碍,预计2016 年初进行发动机地面试车,2019年进行飞行试验。

该发动机可替代涡扇发动机,适用于短中程飞 行飞机。具有无外机匣包裹的2排对转叶片,有望节 省30%的燃油消耗。开式的设计意味着无风扇外机 匣来减小转动叶片的噪声,但可通过改变转动叶片 的外形和结构,以及将发动机安装位置从机翼转移 至机身后方来降噪。工程师花费了2年时间来研究 2排对转级之间的最佳距离、每级上的叶片数量以 及叶片本身外形,并考虑采用增加该发动机风扇级 之间空气流量的技术,以提高燃油效率。另外,该项 目也关注了无外机匣叶片的安全问题。

RR、赛峰和空客公司均参与研制。该项目研究 是长远计划,是涡扇发动机发展的自然趋势。

(中航工业动力所 杨东丹)