

# 分开排气系统的1种设计方法及其性能研究

张建东, 陈俊, 王维, 李永国, 刘建军  
(中航商用航空发动机有限责任公司, 上海 200241)

**摘要:**针对大涵道比涡扇发动机,开展了其排气系统气动型面参数化设计方法和气动性能的研究。通过控制外涵、内涵喷管流道的中心线形状和流通面积,设计了外涵、内涵分开排气喷管气动型面。采用数值模拟的方法模拟了喷管的流场结构,并分析了外涵落压比和自由流马赫数对喷管推力系数的影响。在自由流马赫数为0.050时,推力系数随外涵落压比的增大而增大,在自由流马赫数为0.785时,推力系数随外涵落压比的增大而减小;在外涵落压比相同时,自由流马赫数越大,核心机舱外罩b段与尾锥b段所受轴向力在喷管总推力中所占比例越大,对喷管推力系数的影响也增大。

**关键词:**喷管;排气系统;气动性能;气动型面;推力系数;大涵道比涡扇发动机

**中图分类号:**V235.13      **文献标识码:**A      **doi:**10.13477/j.cnki.aeroengine.2014.02.009

## A Design Method and Performance Research of Separately Exhaust System

ZHANG Jian-dong, CHEN Jun, WANG Wei, LI Yong-guo, LIU Jian-jun

(AVIC Commercial Aircraft Engine Co., Ltd. Shanghai 200241, China)

**Abstract:** An aerodynamic profile parametric design method of engine exhaust system and aerodynamic performance were investigated for highbypassratio turbofan engine. The bypass duct and core duct of the nozzle were designed by controlling the centerlines and corresponding cross-section area of the two ducts. The nozzle flow field was simulated by CFD, and the influence of bypass nozzle pressure ratio and ambient Mach number on nozzle thrust coefficient was analyzed. The results show that the nozzle thrust coefficient increase with the rising of bypass pressure ratio when the ambient Mach number is 0.050, and correspondingly the nozzle thrust coefficient decrease with the rising of bypass pressure ratio when the ambient Mach number is 0.785. Additionally, the nozzle thrust coefficient increase with the growth of ambient Mach number. When the bypass nozzle pressure ratio is identical, the bigger the ambient Mach number is, the larger the proportion of the axial force of B stage of core engine cover cowling and tail-cone is in nozzle total thrust, the more obvious the influences on nozzle thrust coefficient is.

**Key words:** nozzle; exhaust system; aerodynamic performance; aerodynamic profile; thrust coefficient; high bypass ratio turbofan engine

## 0 引言

在大涵道比涡扇发动机排气系统中,由于流过风扇外涵的空气流量远大于核心机的,与混合排气形式的喷管相比,采用分开排气的喷管能使内涵喷管和外涵各自处于最佳工作状态,同时降低了喷管的质量,因此在大涵道比涡扇发动机(如CFM56系列、GE90系列、Trent系列等发动机)排气系统中被广泛应用,分开排气喷管的设计、材料、降噪等各项技术均已成熟,目前已向3维设计<sup>[1-3]</sup>和更高效率的自适应面积可

调<sup>[4]</sup>方向发展。在国内,邵万仁等<sup>[5-8]</sup>开展了对大涵道比涡扇发动机排气喷管设计技术的研究,王志栋<sup>[9]</sup>、沈克扬<sup>[10]</sup>等开展了涡扇发动机喷管气动设计和性能分析的研究,张正伟等开展了外涵偏轴分开排气喷管的流场和声场数值计算研究<sup>[7]</sup>,唐宇峰等开展了喷管喉道面积变化对大涵道比分排涡扇发动机性能影响的研究<sup>[12]</sup>,康冠群等研究了V形尾缘分开排气喷管喷流流场<sup>[13]</sup>,并进行了分开式与混合式排气喷管气动特性对比研究,朱彦伟等通过数值计算的方法分析了某型大涵道比发动机内、外涵喷管的流量特性<sup>[14]</sup>,张恩和较

收稿日期:2013-01-16

作者简介:张建东(1982),男,博士,工程师,从事航空发动机进排气系统气动设计工作;E-mail:zhangjiandong@acaec.com.cn。

引用格式:张建东,陈俊,王维,等.分开排气系统的1种设计方法及其性能研究[J].航空发动机,2014,40(2):47-50,69.ZHANG Jiandong, CHEN Jun, WANG Wei, et al. A design method and performance research of separately exhaust system[J]. Aeroengine, 2014, 40(2): 47-50, 69.

为系统地总结了国外大涵道比涡扇发动机的研制特点和设计特点,对涡扇发动机喷管的设计从可靠性、耐久性、可维护性等方面提出了更高的要求<sup>[5]</sup>。但从总体看,国内对于商用大涵道比涡扇发动机排气系统的设计技术尚不成熟。

本文研究了大涵道比涡扇发动机用分开排气喷管的气动型面设计方法及其性能。

## 1 喷管型面设计方法

典型的喷管大涵道比涡扇发动机剖面如图1所示。本文主要研究喷管气动型面设计,即图中外涵外壁、核心机舱外罩、内涵喷管外壁和尾锥。以外涵出口截面为界,核心机舱外罩位于外涵出口截面之前的部分称为外涵内壁;以内涵喷管出口截面为界,尾锥位于内涵喷管出口截面之前的部分称为内涵喷管内壁。外涵进口连接风扇支板出口,内涵喷管进口接核心机低压涡轮支板出口,风扇支板出口与低压涡轮支板出口的尺寸作为喷管型面设计的限制参数(图1)。

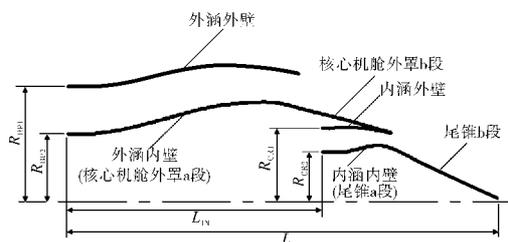


图1 典型涡扇发动机剖面

表1 喷管设计点气动参数

	参数	巡航安装
外涵	空气总温 / K	280
	空气流量	1.000
	落压比	2.2
内涵喷管	空气总温 / K	670
	空气流量	0.106
	落压比	1.6

喷管设计点一般选大涵道比涡扇发动机工作时间最长的巡航安装状态,本文所涉及的巡航安装状态飞行高度为11 km,其余内涵喷管进口和外涵进口气动参数见表1,表中外涵、内涵喷管流量均以外涵流量进行了无量纲化处理。

基于1维气体动力学基础理论,根据上述气动参数,外涵膨胀至临界状态,确定的外涵喉部面积(即出

口面积)为0.781,内涵喷管实现完全膨胀,确定的内涵喷管出口面积为0.198。

如图1所示,构成喷管的各型面均为轴对称型面,其设计过程分为外涵型面设计、内涵喷管设计、核心机舱外罩b段设计和尾锥b段设计。组成外涵流道的外涵内壁面和外壁面,与通过发动机轴线的平面相交,所得剖面线为距离发动机轴线径向长度不同的2条曲线(图2中AC与BD),可看作是一系列沿轴向分布的、半径不同的圆(圆心连线即为外涵中心线)的包络线,如图2所示。外涵中心线通过控制中心线上的关键点实现,外涵中心线共有5个控制点(如图3所示),其中A点为外涵进口内外壁连线的中点,B点用于控制外涵入口段斜率,C点用于控制外涵径向最高点(发动机后安装节的预留空间),E点位于外涵出口内外壁连线的中点,D点用于控制外涵出口段斜率,各控制点之间通过样条曲线连接,也可以根据需求采用分段样条曲线连接。

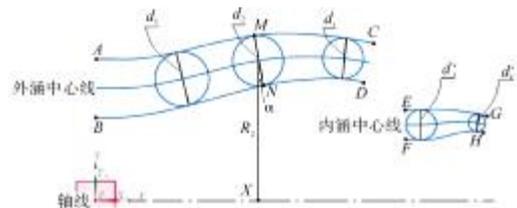


图2 喷管型面曲线与中心线

在外涵中心线半径为 $R_2$ 的轴向位置 $X$ ,对应轴向位置的流通面积为 $A_2$ ,则

$$A_2 = \frac{\pi \cdot \left[ \left( R_2 + \frac{d_2}{2} \cdot \cos \alpha \right)^2 - \left( R_2 - \frac{d_2}{2} \cdot \cos \alpha \right)^2 \right]}{\cos \alpha}$$

$$\text{得 } d_2 = \frac{A_2}{2\pi \cdot R_2}$$

从而,对应于 $R_2$ 的外涵外壁点M坐标为

$$\left( X - \frac{d_2}{2} \cdot \sin \alpha, R_2 + \frac{d_2}{2} \cdot \cos \alpha \right),$$

对应于 $R_2$ 的外涵内壁点N的坐标为

$$\left( X + \frac{d_2}{2} \cdot \sin \alpha, R_2 - \frac{d_2}{2} \cdot \cos \alpha \right),$$

分别连接对应外涵外壁和内涵内壁的所有点,即可得到外涵外壁曲线与外涵内壁曲线,再通过绕轴线旋转外涵外壁与外涵内壁曲线,完成外涵型面设计。

组成内涵喷管流道的内涵喷管内、外壁面,其设

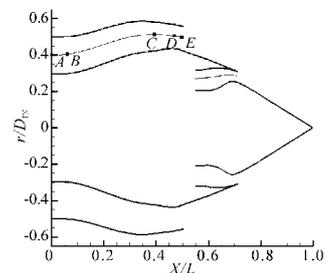


图3 外涵控制点

计方法与外涵的相同,仅内涵喷管出口径向与轴向尺寸的设计需考虑与核心机舱外罩 b 段协调,而无后安装节的影响。而内涵喷管中心线和内涵喷管流通面积与外涵的不同。

核心机舱外罩 b 段型面即图 2 中连接 D 点和 G 点的曲线,其中 D 点保持光滑连接,G 点的梯度与内涵喷管出口气流角保持一致。尾锥 b 段型面即图 2 中连接 H 点和轴线的曲线,其中 H 点保持光滑连接,尾锥曲线与轴线连接点决定喷管的最终长度。

通过上述设计方法所得典型喷管型面 2 维模型如图 4 所示。

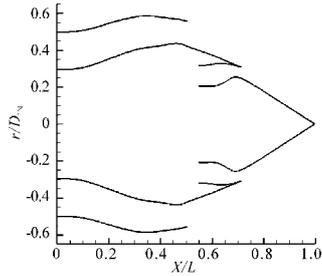


图 4 喷管型面 2 维模型

## 2 喷管气动性能分析

### 2.1 典型分开排气喷管气动性能分析方法

为了准确模拟喷管流场,以研究喷管气动性能,利用喷管的轴对称特性,采用 2 维轴对称模型对喷管流场进行数值模拟分析。



图 5 喷管计算域

为了减小边界条件对计算结果的影响,流场整体的高度和宽度分别选取喷管外涵进口外壁半径的 8 倍和喷管整体长度的 7 倍,如图 5 所示。

计算域内网格形式为四边形结构化网格,壁面 2 维网格总数为 20 万,并使用壁面插值函数,如图 6 所示。流场计算采用隐式格式求解对流项,采用有限体积法求解 N-S 方程,湍流模型选用 SST  $k-\omega$  模型。远场为无反射边界,壁面无滑移、无穿透,在近壁面垂直于壁面的方向上的压力梯度为零。

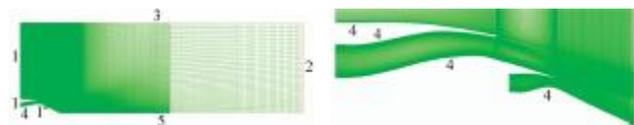


图 6 喷管网格划分

整个流场采用各边界的平均值进行初始化。

### 2.2 喷管气动性能指标

衡量喷管气动性能优劣的参数通常选择推力系数。喷管实际推力为如图 7 所示控制面 1~4 上产生的推力之和(本文中下标  $v$  表示动量项,下标  $p$  表示压强项)。

控制面 1~4 所产生的实际总推力

$$F_{Noz} = \vec{F}_{1p} + \vec{F}_{1v} + \vec{F}_{2p} + \vec{F}_{2v} + \vec{F}_{3p} + \vec{F}_{3v} + \vec{F}_{4p} + \vec{F}_{4v}$$

同时定义理想推力可由 1 维等熵流动方程确定

$$F_{Noz}^0 = \vec{F}_{1p} + \vec{F}_{1v} + \vec{F}_{3p} + \vec{F}_{3v}$$

理想推力可由 1 维等熵流动方程确定

$$F_{ip} = \sqrt{\frac{2kR}{k-1}} W \sqrt{T_1 \left[ 1 - \left( \frac{P_{amb}}{P_1} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]}$$

则喷管推力系数  $C_{fg} = \frac{F_{Noz}}{F_{ip}}$ ,同时定义  $C_{fg}^0 = \frac{F_{Noz}^0}{F_{ip}}$ 。

### 2.3 喷管气动性能分析

#### 2.3.1 喷管流场结构

通过上述方法模拟所得喷管设计点马赫数分布如图 8 所示。从图 8 中可见,外涵气流的膨胀过程主要发生在外涵接近出口截面的收缩段(马赫数增大),气流在外涵出口截面尚处于不完全膨胀状态,在喷管出口截面下游继续膨胀,形成了图 8 中外涵出口下游的波系结构。内涵气流在内涵喷管出口下游流通面积逐渐增加,流速增大,静压升高。从如图 9 所示的喷管流线分布可见,流场中流线过渡光滑,未出现壁面分离和旋涡等能引起流动损失急剧增大的现象。

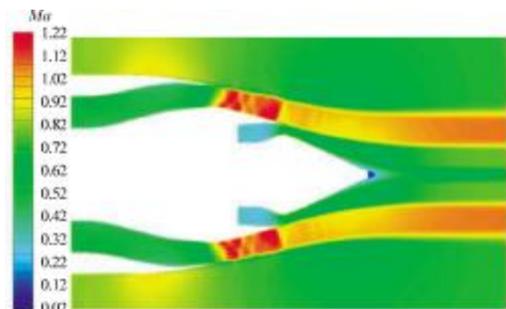


图 8 喷管马赫数分布

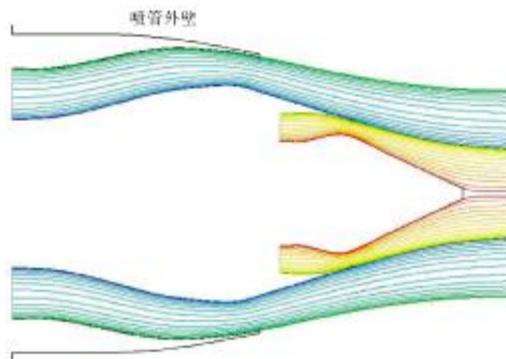


图 9 喷管流线分布

### 2.3.2 喷管性能参数变化规律

对于几何固定的内、外涵分开排气喷管,影响喷管性能的参数有外涵进口气动参数、内涵喷管进口参数与自由流气动参数,其中,由于外涵流量近10倍于内涵喷管的,所以选择外涵进口气动参数作为影响喷管性能的关键参数,进行喷管气动性能的研究。

为了分析外涵落压比对喷管性能的影响,在环境静温为218.8 K、环境静压为23842 Pa、内涵落压比为1.600的条件下,对自由流马赫数 $Ma_0$ 分别为0.785和0.050,外涵落压比分别为2.200、2.000、1.893、1.800、1.600、1.400和1.200时喷管流场进行了数值模拟。模拟所得喷管推力系数 $C_{fg}$ 随外涵落压比变化曲线如图10所示。 $C_{fg}$ 的变化趋势与自由流马赫数有关,当 $Ma_0=0.050$ 时, $C_{fg}$ 随外涵落压比的增大而平缓增大;当 $Ma_0=0.785$ 时, $C_{fg}$ 随外涵落压比的增大而减小,且变化幅度逐渐减小,同时,核心机舱外罩b段与尾锥b段所受轴向力在喷管总推力中所占比例( $C_{fg}^{\circ}-C_{fg}$ )也减小。

在外涵落压比相同的条件下,自由流马赫数越大,核心机舱外罩b段与尾锥b段所受轴向力在喷管总推力中所占比例越大。

需要说明的是,本文未计入外露尾锥对理想推力的贡献,导致在 $Ma_0=0.785$ 时 $C_{fg}>1$ 。

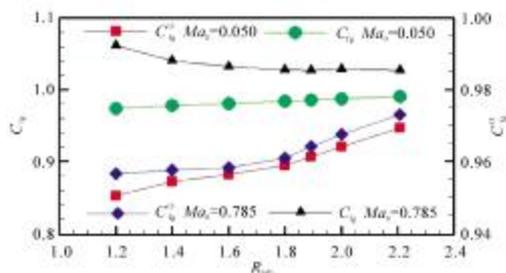


图10 喷管推力系数随外涵落压比变化曲线

## 3 结论

本文介绍了1种设计分开排气喷管型面的方法,并采用数值模拟方法分析了外涵进口气动参数对喷管气动性能参数的影响。得出如下结论。

(1)在自由流马赫数为0.050时,推力系数 $C_{fg}$ 随外涵落压比的增大而增大,在自由流马赫数为0.785时, $C_{fg}$ 随外涵落压比的增大而减小;

(2)在外涵落压比相同时,自由流马赫数越大,核心机舱外罩b段与尾锥b段所受轴向力在喷管总推力

中所占比例越大,对 $C_{fg}$ 的影响也增大。

### 参考文献:

- [1] Keith B D, Uenishi K, Dietrich D A. CFD-based three dimensional turbofan exhaust nozzle analysis system [J]. Journal of Propulsion and Power, 1993, 9(6): 431-436.
- [2] Abdol-Hamid Khaled S, Uenishi K, Keith B D, et al. Commercial turbofan engine exhaust nozzle flow analyses[J]. Journal of Propulsion and Power, 1993, 9(3): 840-846.
- [3] Weibschuh M, Staudacher S. Investigation on the influence of a core chevron nozzle on the performance of a modern bypass Engine[R]. ASME 2004-GT-53212.
- [4] Sloan B, Spence S. Parametric analysis of variable nacelle nozzle throat area using warped chevrons [R]. ASME 2008-GT-51265.
- [5] 邵万仁,尚守堂,张力,等. 大涵道比涡扇发动机排气喷管技术分析[C]//中国航空学会2007年学术年会论文集(动力专题). 北京:中国航空学会,2007: 46-49.  
SHAO Wanren, SHANG Shoutang, ZHANG Li, et al. Technical analysis of high bypass ratio turbofan engine [C]//Chinese Society of Aeronautics and Astronautics (Propulsion Topic), 2007: 46-49. (in Chinese)
- [6] 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.  
ZHANG Zhengwei, ZHANG Jingzhou, SHAO Wanren, et al. Numerical calculation of flow and acoustics fields for separated exhaust nozzle with bypass offset[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(5): 1139-1145. (in Chinese)
- [7] 张锦秀,贾东兵,龚正真,等. 大涵道比发动机分开式排气喷管气动设计方法. 中国, 200810013241[P]. 2010-03-24.  
ZHANG Jinxiu, JIA Dongbing, GONG Zhengzhen, et al. Separate exhaust nozzle aerodynamic design method of high bypass ratio turbofan engine. China, 200810013241 [P]. 2010-03-24. (in Chinese)
- [8] 熊剑,王新月,施永强,等. 基于并行多目标遗传算法大涵道分开式排气系统气动优化设计 [J]. 航空动力学报, 2012, 27(6): 1384-1390.  
XIONG Jian, WANG Xinyue, SHI Yongqiang, et al. Aerodynamic optimization design of high bypass ratio separate-flow exhaust system based on parallel multi-objective genetic algorithm [J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(6): 1384-1390. (in Chinese)
- [9] 王志栋. 涡扇发动机尾喷管的气动设计[J]. 民用飞机设计与研究, 1995(3): 19-22. (下转第69页)