

# 一种带喷气自驱动风扇的发动机总体性能研究

闫泽辉,李传鹏,邵小坤

(南京航空航天大学 能源与动力学院,江苏 南京 210016)

**摘要:**因经济性需求使得发动机涵道比不断增大,导致风扇的转速不断下降,风扇与增压级和低压涡轮之间的转速不匹配问题越来越突出。基于桨尖喷气旋翼的原理提出了一种新型的喷气自驱动风扇发动机,从核心机中引出高温高压气体至风扇叶尖区域,通过高速喷射获得反作用力驱动风扇旋转。利用C++程序对带喷气自驱动风扇的发动机进行了总体性能仿真,与常规发动机相比,采用该方案后发动机在基本不改变原有推力和耗油率的条件下,进一步提升了发动机的推重比。

**关键词:**涵道比;喷气自驱动风扇;仿真;推力;耗油率

**中图分类号:**TP391.9 **文献标志码:**B **文章编号:**1671-5276(2020)01-0169-04

## Study of Overall Performance of Engine with Jet Self-driving Fan

YAN Zehui, LI Chuanpeng, SHAO Xiaokun

(College of Energy and Power, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** Due to the economic demand, the engine bypass ratio becomes more and more large, thus resulting in the fan's speed declining, and the speed mismatch between the fan and the supercharged stage and the low-pressure turbine. Based on the principle of tip-jet cyclone wing, a new type of jet self-driving fan engine is proposed in this paper. High temperature and pressure gas is introduced from the core engine to the tip area of the fan. Reaction force is obtained by high-speed injection, it is used to drive the fan. The overall performance of the engine with the jet self-driving fan is simulated by C++ program. Compared with the conventional engine, its thrust-weight ratio is further improved without changing the original thrust and fuel consumption.

**Keywords:** bypass ratio; jet self-driving fan; simulation; thrust; fuel consumption

## 0 引言

近年来随着经济社会的发展,民航客机对于经济性和环保性的追求越来越高,使得发动机的涵道比不断增大<sup>[1-3]</sup>。涵道比的增大一定程度上会使得发动机风扇的尺寸不断增大。由于风扇的噪声与风扇叶尖线速度的四次方呈正相关,风扇尺寸的增大必然导致其转速下降<sup>[4]</sup>,风扇、增压级和低压压气机等转子部件的转速不匹配问题将会越来越突出。

考虑到三转子发动机的复杂性<sup>[5]</sup>,为解决齿轮传动发动机可靠性不足的问题,本文依据桨尖喷气驱动旋翼的原理,在涵道风扇叶尖布置一圈箍环,在风扇叶片和箍环内部布置气体流动管路,从发动机中引出高温高压气体至风扇叶尖区域,依靠喷气产生的动力来驱动风扇。通过C++程序对带喷气自驱动风扇的发动机进行了建模计算,并与常规发动机作对比。通过对比结果对喷气自驱动风扇方案进行评估。

## 1 喷气自驱动风扇模型

### 1.1 风扇物理模型

图1所示为带箍环结构的发动机涵道风扇。从高压

涡轮出口引过来的高温高压气体通过叶片的空腔管路进入中空的箍环,箍环中设有气体管路,气体从靠近叶片尾缘的箍环喷口喷出,通过反作用力驱动风扇旋转。

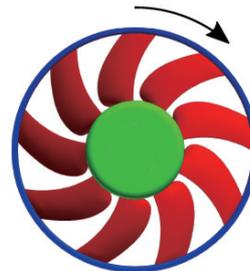


图1 喷气自驱动风扇物理模型

图2是喷气自驱动风扇内部气体管路结构简图。从核心机高压涡轮出口引出的高温高压气体经过涵道风扇的轮毂进入叶片内部,沿着风扇内部的管路到达叶尖区域,然后进入箍环空腔管路中,最后以一定的射流角从箍环喷口喷出,获得反向驱动力,如图3所示。

采用带叶尖箍环的风扇,其优势主要体现在以下两方面:从风扇受力的角度来看,箍环不仅增加了涵道风扇的结构强度,也保证了所有风扇叶片受到的载荷是相同的,

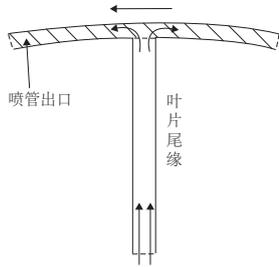


图2 风扇叶片尾缘示意图

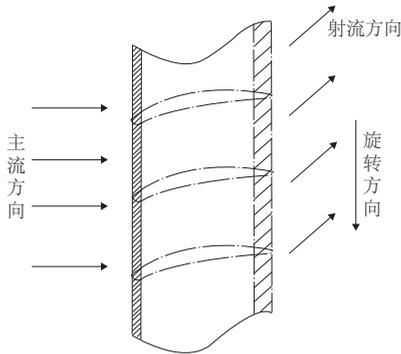


图3 叶片S1 流面箍环喷气示意图

增强了风扇的稳定性;从叶片内气体管路角度来看,由于风扇叶片厚度较小,在其内部布置缩放管路的技术难度很大,而采用带箍环结构的风扇后,箍环的轴向尺寸较大,使得在箍环内部有足够的空间布置缩放喷管。

### 1.2 风扇数学模型

本文采用了低压涡轮出口处引气的方法,下面为自驱动风扇的具体计算模型:

发动机低压涡轮出口处气流的总温  $T_5^*$ 、总压  $p_5^*$  已知,设引气流量为  $W_5$ ,涡轮出口引出的气体沿着中空的风扇转子转轴到达风扇轮毂处,然后通过叶片内部气体管路到达叶尖区域。设该段引气管路的进气口截面为  $i$  截面,风扇叶尖箍环喷口的截面为  $j$  截面,喷口面积设为  $A_j$ 。

气流从引气截面  $i$  到叶尖箍环喷口处  $j$  截面时,其总压

$$p_j^* = p_5^* \cdot (1 - \eta)$$

式中  $\eta$  为气流从  $i$  截面到  $j$  截面的总压损失系数,取 0.02 ~ 0.04 之间。

气流在管路中流动时,由于没有轴功率输出,所以总温基本保持不变。在叶尖箍环喷口  $j$  截面处,根据质量守恒方程得

$$W_5 = MFP_j \frac{p_j^*}{\sqrt{T_5^*}} A_j$$

质量流量函数系数  $MFP_j$  满足

$$MFP_j = Ma_j \sqrt{\frac{\gamma}{R} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma_j^2\right)^{\frac{\gamma+1}{2(1-\gamma)}}}$$

通过上述关系式可以得出气流从喷口截面  $j$  喷射时的马赫数  $Ma_j$ ,所以喷口截面出口的静温  $T_j$ 、静压  $p_j$  可以由下式求出:

$$\begin{cases} T_j = T_5^* / \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma_j^2\right) \\ p_j = p_5^* / \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma_j^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \end{cases}$$

箍环喷口  $j$  截面处气流的速度

$$C_j = Ma_j \cdot \sqrt{\gamma \cdot R \cdot T_j}$$

图4为箍环喷管射流示意图,喷口气流与主流方向有一定夹角  $\alpha$ ,所以喷流产生的有效驱动力

$$F_j = (W_5' C_j + A_j \cdot p_j) \cdot \sin\alpha$$

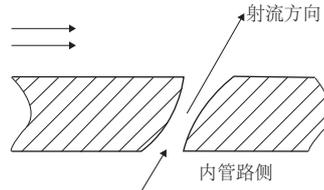


图4 箍环喷管射流示意图

最终求得驱动力产生的功率

$$P_F = F_j \cdot r_{Fan} \cdot \omega$$

喷气能够驱动风扇的条件就是喷气产生的功率等于风扇压缩空气消耗的功率,即达到功率平衡<sup>[6]</sup>。

## 2 程序仿真

### 2.1 发动机模型介绍

本文选取的发动机模型为 GE90-115B,通过查阅资料,获取该发动机设计状态下的部件参数及总体性能参数,如表1所示。

表1 发动机设计点参数

高度/m	马赫数	涵道比	总增压比	涡轮进口温度/K	空气流量/(kg/s)
10 668	0.8	9	41.4	1 665	729

图5为带叶尖喷气自驱动风扇的大涵道比涡扇发动机模块化的结构示意图。发动机出口采用分开排气的方式,内外涵道气流不发生掺混。

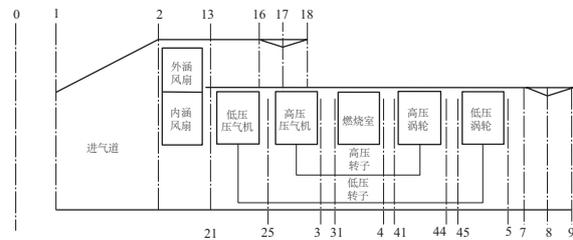


图5 带喷气自驱动风扇发动机结构简图

图6所示为带喷气自驱动风扇的涡扇发动机引放气、功率提取模型示意图。建模过程中,考虑了压气机中间级放气、涡轮冷却引气和发动机附件提取涡轮轴功等因素对发动机性能的影响。

### 2.2 程序介绍

本文所编写的 NUAAED (NUAA aircraft engine de-

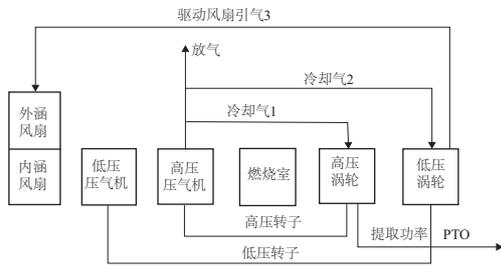


图 6 带喷气自驱动风扇的发动机引放气、功率提取模型

sign) 软件是采用面向对象的建模思路,开发语言为 C++ 语言,软件编写平台为 Microsoft Visual Studio 2017,建立的发动机部件模型如图 7 所示。发动机各部件之间参数的传递过程全部由逻辑指针完成。部件进口截面参数所在的内存地址存放在指针 m\_pInlet 中,截面出口参数所在的内存地址存放在指针 m\_pOutlet 中,参数的传递过程仅需要指针地址的传递。传递的参数包括主要流量、总温、总压、油气比等。

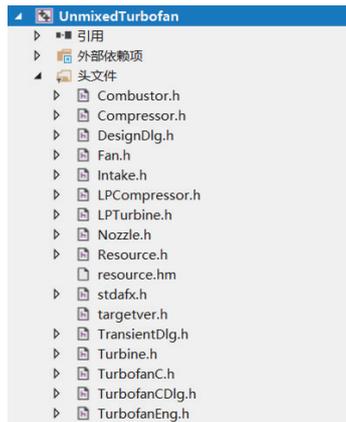


图 7 发动机部件模型

### 3 计算结果

#### 3.1 设计点计算结果

图 8 和表 2 为带喷气自驱动风扇的大涵道比发动机设计点参数计算结果。由图 8 可以看出,采用喷气自驱动方案时,发动机的推力为 116.8 kN,耗油率为 0.505 kg/(dN·h)。

表 2 风扇引气参数

风扇 耗功/ kW	所需 力矩/ (kN·m)	引气 总温/ K	引气 总压/ kPa	引气 流量/ (kg/s)	驱动 力矩/ (kN·m)
33 391.8	125.11	1 050	244.9	60.8	125.11

#### 3.2 非设计状态计算

本文采用对公开的发动机部件特性进行缩放的方法对带喷气自驱动风扇的大涵道比涡扇发动机的非设计状态进行计算。得到发动机的部件特性后,需要用到压气机和涡轮的特性图来获得流量、压比、效率等参数。针对压



图 8 程序界面

气机特性图的特点,采用二元插值的方法,只需确定以下特性图中的 2 个变量值,即可获得部件的其他特性参数。对于压气机部件,选取的初猜值为相似转速  $n$  和工作点取值  $\beta$ ,通过  $n$  和  $\beta$  即可确定压气机的相似转速、流量、压比和效率。

非设计工况下,控制规律为高压转子转速恒定  $n_{cH} = const$ ,选取了 7 个初猜值,分别为:风扇转速  $n_f$ 、外涵风扇工作点取值  $\beta_{FanOut}$ 、内涵风扇工作点取值  $\beta_{FanIn}$ 、低压压气机转子转速  $n_{cL}$ 、低压压气机工作点取值  $\beta_{cL}$ 、高压压气机工作点取值  $\beta_{cH}$  和燃烧室出口温度  $T_4^*$ 。在共同工作方程的建立过程中,部件之间要满足流量平衡、功率平衡、喷管喉道截面临界等约束条件。本文选取了 7 个初猜值,因此也就需要 7 个约束方程才能完成 7 个初猜值的求解。下面是针对本文带喷气自驱动风扇的涡扇发动机所建立的约束平衡方程:低压压气机流量平衡、高压压气机流量平衡、高压涡轮功平衡、低压涡轮功平衡、涵道风扇力矩平衡、内涵喷管流量平衡、外涵喷管流量平衡。非线性方程组的求解采用 Newton-Raphson 迭代法。

图 9 为典型的民航客机飞行包线,对于发动机的非设计工况,如果对全包线范围的工作点进行计算,工作量十分巨大,因此本文选取了一些典型的工作点,如图 9 所示。

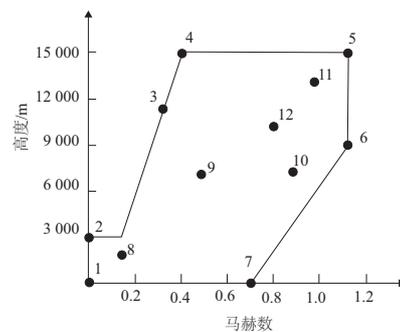


图 9 典型民航客机飞行包线

#### 3.3 与常规发动机对比

对于常规的双转子分开排气的涡扇发动机,通过 Gasturb 软件完成对其总体性能参数(推力、耗油率)的计算。

完成计算后,将两种发动机的推力和耗油率计算结果绘制成折线图,如图 10 和图 11 所示。由图中可以看出,两种类型的发动机推力及耗油率相差很小。

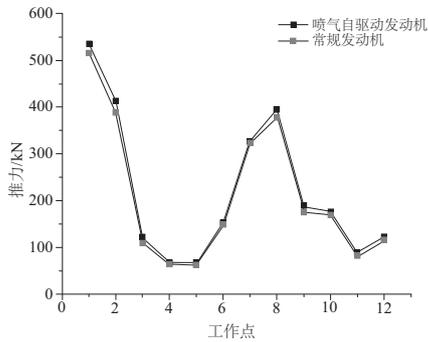


图 10 两种类型发动机推力对比

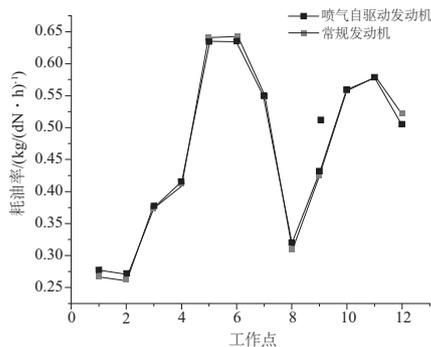


图 11 两种类型发动机耗油率对比

## 4 结语

本文通过喷气驱动旋翼的原理提出了一种新型的喷

气自驱动发动机,解决未来涡扇发动机涵道比不断增大带来的部件转速不匹配问题。通过对带喷气自驱动风扇的发动机进行总体性能仿真,并与常规的双转子分开排气发动机对比,得出以下结论:

1) 采用喷气自驱动风扇后,发动机的推力及耗油率变化不大;

2) 由于喷气自驱动风扇发动机中低压涡轮仅需要驱动增压级做功,可以大大减少低压涡轮的级数,减轻发动机质量,进一步提升了发动机的推重比。

### 参考文献:

- [1] 刘大响,金捷,彭友梅,等. 大型飞机发动机的发展现状和关键技术分析[J]. 航空动力学报, 2008, 23(6): 976-980.
- [2] 姜澄宇,宋笔锋. 从国外民机重大研究计划看我国大型民机发展的关键技术[J]. 航空制造技术, 2008(1): 28-33.
- [3] 沈锡钢,齐晓雪,郝勇. 大涵道比涡扇发动机发展研究[J]. 航空发动机, 2013, 39(6): 1-5.
- [4] ASTLEY R J, SUGIMOTO R, MUSTAFI P. Computational aero-acoustics for fan duct propagation and radiation. Current status and application to turbofan liner optimisation [J]. Journal of Sound and Vibration, 2011, 330(16): 3832-3845.
- [5] 张德志,张锦绣,王凤. 齿轮驱动涡扇发动机结构设计特点分析[J]. 航空发动机, 2011, 37(4): 1-4.
- [6] 李毅波,马东立,牛凌宇. 桨尖喷气驱动旋翼设计中的功率匹配方法[J]. 航空动力学报, 2011, 26(8): 1787-1793.

收稿日期:2018-01-15

(上接第 164 页)

目标孔直径	激光切割头路径弧直径	单位:mm	误差
10.12	10.09		-0.03
15.06	15.01		-0.05
20.08	20.12		0.04
25.04	25.09		0.05

由表 1 可见,激光切割头走过的切割路径弧直径误差在 $\pm 0.05$  mm 以内,误差较小,完全满足激光切割需求。

## 5 结语

实现了通过机器视觉技术识别规划切割路径;实现了激光切割头按照切割路径进行运动;实现了三轴联动、插补运动;实现了远距离控制。经测试,激光切割头智能化运动误差在 $\pm 0.05$  mm 以内,效果较好,可满足下一步将要进行的激光切割要求。本系统智能化程度高,为激光设备或者其他加工设备实现智能化操作提供了参考。

### 参考文献:

- [1] 黄筱调,夏长久,孙守利. 智能制造与先进数控技术[J]. 机械制造与自动化, 2018, 47(1): 1-6.
- [2] 欧长劲,秦才宝,姜献峰,等. 非垂直激光切割能量分布研

究[J]. 激光与光电子学进展, 2017, 54(4): 240-247.

- [3] 张博,齐蓉,林辉. 激光切割永磁直线伺服系统的反演滑模控制[J]. 电工技术学报, 2018, 33(3): 642-651.
- [4] 任永强,杜瑞,李军. 基于机器视觉的差速器卡簧装配防错检测研究[J]. 制造技术与机床, 2018(1): 30-34.
- [5] CUBERO S, ALEIXOS N, MOLTÓ E, et al. Advances in machine vision applications for automatic inspection and quality evaluation of fruits and vegetables [J]. Food and Bioprocess Technology, 2011, 4(4): 487-504.
- [6] NAGATO T, KOEZUKA T. Automatic generation of image-processing programs for production lines [J]. Fujitsu Sci. Tech. J, 2016, 52(1): 27-33.
- [7] CAI N, LIN J, YE Q, et al. A new IC solder joint inspection method for an automatic optical inspection system based on an improved visual background extraction algorithm [J]. IEEE Transactions on Components Packaging and Manufacturing Technology, 2016, 6(1): 161-172.
- [8] MUSCHELLI J, Ullman N L, Mould W A, et al. Validated automatic brain extraction of head CT images [J]. Neuroimage, 2015, 114: 379-385.
- [9] 牟新刚,蔡逸超,周晓,等. 基于机器视觉的筒子纱缺陷在线检测系统[J]. 纺织学报, 2018(1): 139-145.

收稿日期:2018-11-19