

## 风车状态静子角度调节对高负荷风扇性能的影响

李少伟, 王如根, 吴培根

(空军工程大学航空航天工程学院, 陕西西安, 710038)

**摘要** 参照 RTA 发动机工作点的变化情况, 对某型实验用高负荷风扇高空高速低换算转速条件下的性能进行了数值仿真。结果表明: 高负荷单级风扇在高空高速低换算转速下, 来流负攻角的增大引发了风扇通道的部分阻塞, 限制了通道流量的增大; 静子叶片角度的旋转能够部分限制来流过大的负攻角的出现, 基本消除由气流分离引起的阻塞, 进而使风扇的流量进一步增大, 改善风扇的通流性。

**关键词** TBCC; 高负荷风扇; 高空高速; 风车状态; 静子角度

**DOI** 10.3969/j.issn.1009-3516.2013.04.005

**中图分类号** V231.3 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2013)04-0019-05

### Research on Effect of Stator Setting Angle Adjustment on the Highly Loaded Fan Performance during Wind Milling

LI Shao-wei, WANG Ru-gen, WU Pei-gen

(Aeronautics and Astronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

**Abstract:** According to RTA operating map, a highly loaded single stage fan on low corrected speed and at various stator setting angles are simulated using three-dimensional (3D) numerical simulation software NUMECA. The results show that under the condition of low conversion rotating speed in the high-altitude and at a high-speed, a partial fan passage is choked up with flow and the increasing of the mass flow of fan is restricted due to the increasing negative angle of attack of blade loads. The negative angle of attack of blade is sensitive to stator setting angle. The adjustment of stator setting angle can partly restrict the negative angle of attack of blade and nearly remove the chock of fan passage, which loads the increasing of the mass flow and adapts the demand of the fan during wind milling.

**Key words:** TBCC; highly loaded fan; high-altitude and high-speed; wind milling; stator setting angle

目前, 现役涡轮发动机的工作最大  $Ma$  数一般不超过 3.0, 而 TBCC 推进系统的发展要求发动机工作  $Ma=3.5\sim 4.0$ <sup>[1-3]</sup>。美国专门提出 RTA 计划<sup>[4]</sup>, 通过对内部气流的调节, 使其能够达到飞行  $Ma=4.0^+$  要求。针对 RTA 发动机, NASA 和 GE 联合研制了能够在 15%~100% 换算转速范围稳定工作的单级高负荷风扇, 其设计特性见图 1<sup>[5]</sup>。

图 1 中黑色点表示 RTA 发动机的共同工作点。该发动机在起飞和低空飞行时, 以涡扇模态工作, 风扇处于高换算转速状态, 提供较高的压比; 在高空高速飞行 ( $Ma=4$ ) 时, 以冲压模态工作, 风扇处于低换算转速工作状态, 接近或处于风车状态, 具有高通流性以减少压力损耗<sup>[5-6]</sup>。

收稿日期: 2013-03-12

基金项目: 国家自然科学基金资助项目 (50906100)

作者简介: 李少伟 (1988-), 男, 河北晋州人, 硕士生, 主要从事推进系统气动热力学理论与工程研究。

E-mail: gudulangren0903@126.com

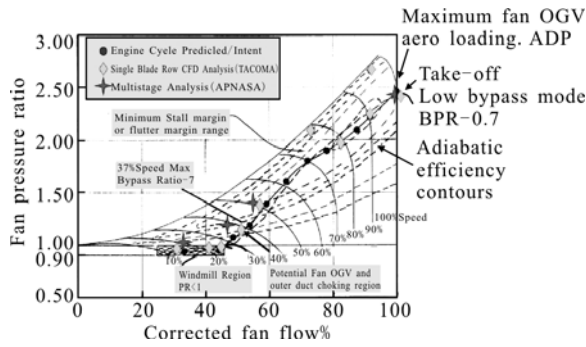


图1 RTA发动机单级风扇设计特性图

Fig. 1 Characteristic line of RTA single stage fan

近年来,国内对高超音速飞行器推进系统及机体/推进系统一体化展开了很多研究<sup>[7-10]</sup>,主要集中在发动机(超燃冲压发动机或者串联式涡轮基TBCC发动机)性能分析和前体/发动机一体化设计2个方面,但对TBCC所用风扇的研究相对较少,对常规高负荷风扇研究相对较多<sup>[11-12]</sup>。本文对高负荷风扇的风车特性进行研究,以便对现有的单级高负荷风扇加以改进,适应TBCC的工作范围。

## 1 数值分析方法

本文以某型实验用单级高负荷风扇为例,通过NUMECA软件对此风扇进行了三维数值仿真,分别计算了不同换算转速下的风扇特性,并对低换算转速下静子叶片不同角度的流动情况进行了仿真计算。计算网格通过Autogrid5模块生成,靠近叶片区域内层采用O型网络,外层采用的是C型网络,前后采用的是H型网络。叶片展向分布41个网格点,网格总数为740 979,其计算网格见图2。经计算验证距固体壁面第1层网格 $y^+ < 10$ ,满足S-A湍流模型要求。网格周向交接的边界为完全匹配的周期性边界。风扇主要参数见表1。

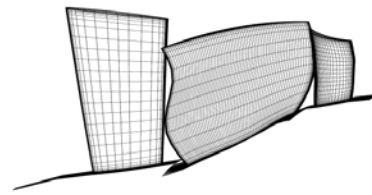


图2 风扇计算网格

Fig. 2 Computational mesh of fan

表1 风扇的主要几何参数

Tab. 1 Main geometry data of fan

|               |            |
|---------------|------------|
| 进口导流叶片数目      | 21         |
| 进口导流叶片平均展弦比   | 2.81       |
| 进口导流叶片轮毂比     | 0.23       |
| 转子叶片数目        | 19         |
| 转子叶片平均展弦比     | 1.12       |
| 转子叶片轮毂比       | 0.46       |
| 转子额定转速        | 10360      |
| 转子叶尖速度(额定转速下) | 509.90 m/s |
| 静子叶片数目        | 65         |
| 静子叶片平均展弦比     | 1.95       |
| 静子叶片轮毂比       | 0.67       |

数值计算采用雷诺平均三维Navier-Stokes方程,空间离散采用中心差分格式的有限体积法,时间项采用4阶Runge-Kutta法迭代求解。湍流模型采用Spalart-Allmaras模型,计算中采用了隐式残差光滑法和完全多重网格加速收敛技术<sup>[13]</sup>。

计算进口边界条件按均匀大气条件给定总压,总温,轴向进气,出口给定平均反压。动静交界面为周向守恒交界面,壁面采用无滑移绝热边界条件。

## 2 高负荷风扇风车状态性能分析

风扇的额定物理转速为10 360 r/min,地面标准状况下换算转速为100%。参照RTA发动机的飞行轨迹及RTA风扇的设计特性<sup>[4]</sup>,此高负荷风扇的计算参数见表2。

表2 风扇的主要计算参数

Tab. 2 Main computational data of fan

| 换算转速 | 物理转速/( $r \cdot \min^{-1}$ ) | 环境条件             | 进口总温/K | 进口总压/kPa |
|------|------------------------------|------------------|--------|----------|
| 100% | 10 360(100%)                 | $Ma=0$ $H=0$ km  | 288.15 | 101.325  |
| 86%  | 10 360(100%)                 | $Ma=2$ $H=11$ km | 389.50 | 176.940  |
| 20%  | 3 626(35%)                   | $Ma=4$ $H=20$ km | 881.68 | 857.451  |
| 17%  | 3 108(30%)                   | $Ma=4$ $H=20$ km | 881.68 | 857.451  |
| 14%  | 2 590(25%)                   | $Ma=4$ $H=20$ km | 881.68 | 857.451  |

### 2.1 风扇性能分析

图3~图4说明,在100%换算转速,风扇的峰值压比达到2.3,峰值效率接近0.8,流量120 kg/s

左右。当换算转速低于20%时,风扇的压比随着流量增大逐渐小于1,近堵点换算流量低于54.66 kg/s,风扇的效率失去了其物理意义<sup>[14]</sup>。

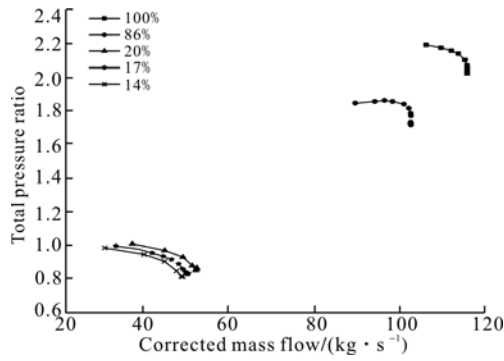


图 3 流量-压比特性曲线

Fig. 3 Total pressure ratio characteristic line of fan

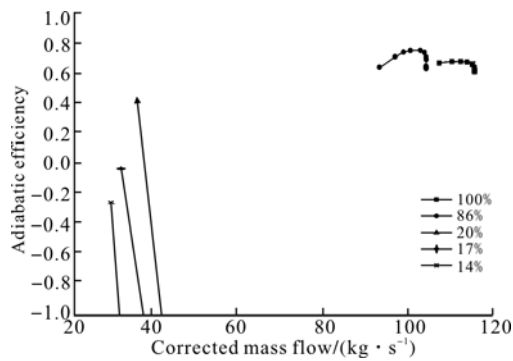


图 4 流量-效率特性曲线

Fig. 4 Adiabatic efficiency characteristic line of fan

### 2.2 风车状态风扇流场分析

图 5 为在 17% 换算转速下,保持进口条件及转子转速不变,出口反压为 700 kPa、600 kPa、500 kPa、400 kPa 风扇静子 50% 截面的流动细节图。

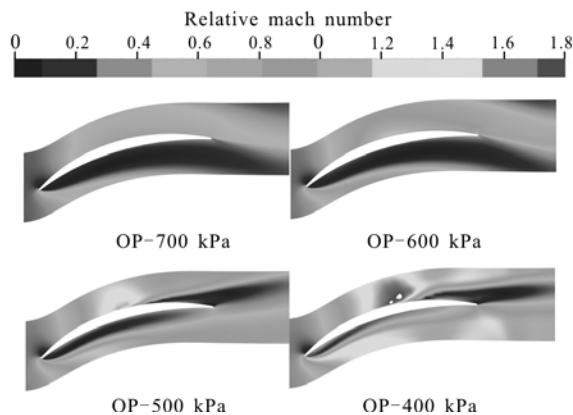


图 5 静子 50% 截面相对 Ma 数图

Fig. 5 Relative Mach number of stator at 50% span

可以看出,在出口反压为 700 kPa,来流相对静子的负攻角为较大,在静子叶盆出现了较大的气流分离。当出口反压为 600 kPa 时,静子叶片通道出现了较小的超音速流动区域,叶盆分离依然很严重。当出口反压降至 500 kPa 后,由于激波对附面层的干涉,在叶背形成气流分离,但尚未形成整个通道阻塞。但是,随着出口反压的降低,来流相对静子的负攻角也逐渐增大,叶片通道的超音速流动区域在不

断扩展,激波对附面层的干涉作用不断加强,叶背分离区也在逐渐增大。当出口反压达到 400 kPa 时,超音速流形成的激波已贯穿整个叶片通道,叶片分离区域也明显增大,减小了流道的有效流通面积,限制了风扇流量的增大。因此可知,在整个风车状态中,风扇静子叶片都有气流分离的出现,严重影响静子通道的流通性。

### 3 静子角度调节分析

为探讨静子叶片旋转对高空高速条件下风扇的影响,保持风扇 17% 的换算转速及进出口条件不变,仅改变静子叶片的角度。其中,基准状态为 0°,之后依次增加 5°,直至最大值 25°。计算结果如下:

图 6 为静子叶片不同角度下的流量-压比特性曲线。从中可以看出,随着静子叶片角度的增大,风扇的流量在逐渐增大。同时在相同流量条件下,静子叶片角度越大,风扇的压比越大。

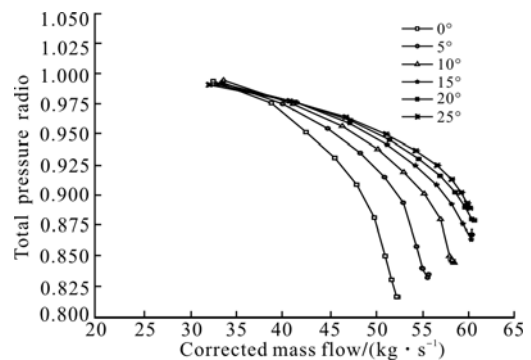


图 6 风扇静子不同角度下的流量-压比特性曲线

Fig. 6 Total pressure ratio characteristic line of fan at different stator setting angle

图 7 为在进口条件、换算转速保持不变,静子不同角度下,风扇的流量随出口反压变化的曲线。在低换算转速条件下,风扇处于风车状态,压比一般在 1 左右,已基本失去增压作用,所以为突出风扇流量的变换,图 7 中的流量-压比特性可以转变为出口压力-流量特性。

从图中可知,随着出口反压的增大,风扇的流量在逐渐减小;在相同出口反压下,风扇的流量随着静子叶片角度的增大在逐渐增大。当出口反压为 300 kPa 时,静子角度调节 20° 后,风扇的换算流量的由 52.5 kg/s 增大为 59.3 kg/s,增大约 13%,风扇的流量也达到最大值。

图 8 为在出口反压为 500 kPa 时,风扇静子叶片 50% 截面在不同开度下的马赫云图和流线图。结合图 7 可知,在静子叶片角度为 0° 时,叶片通道内形成较强的激波,由于激波的影响,在叶背形成较大

的分离区,使风扇通道的流通环境恶化,限制了风扇通道的流量的增大。随着静子叶片开度变大,叶片通道内流动速度明显降低,激波的强度也在逐渐降低,叶背分离也逐渐变小直至消失,叶盆分离的强度也随着攻角的变小逐渐变小,所以风扇通道的流量随着静子叶片角度的增大而增大。当静子叶片角度达到  $20^\circ$  时,风扇静子叶片通道基本消除了由叶背分离和叶盆分离所引起的阻塞现象,所以风扇通道的流量不再随静子叶片角度的增大而增大。

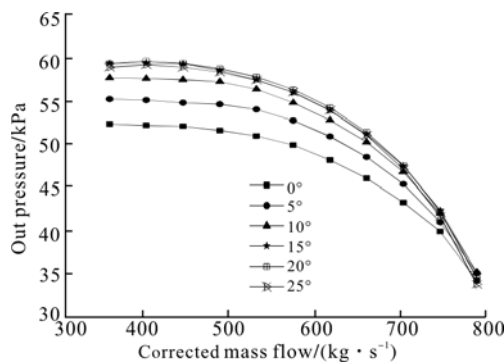


图7 流量变化曲线

Fig. 7 The mass flow curve

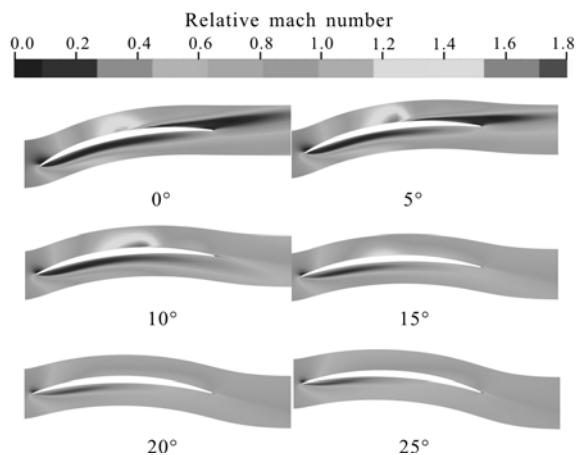


图8 风扇静子叶片50%叶高S1截面流动状态

Fig. 8 Flow field of stator at 50% span

## 4 结论

本文采用现有的高负荷风扇在TBCC风扇的工作环境进行了模拟,并对其在风车状态的流动情况进行了分析,得到如下结论。

1) 高负荷单级风扇在低换算转速风车状态下,随着流道流量的增大,来流的攻角逐渐变为负值并且不断增大。由于负攻角的作用在静子叶片通道中引发了气流分离,堵塞了部分通道,进而限制了流量的增大。

2) 通过对高负荷风扇在静子叶片不同旋转角度下的计算表明,静子叶片角度的旋转能够部分限制

来流过大负攻角值的出现,基本消除由气流分离引起的阻塞现象,进而使风扇的流量进一步增大,使风扇在低换算转速下的通流性有所改善。

3) 当气流分离的现象基本消除后,静子叶片旋转角度的增大不能引起风扇流量持续增加,这是由出口流叶片的固有弯度导致的。因此,有待进一步选取更好的调控方案。

## 参考文献(References):

- [1] 刘大响,金捷. 21世纪世界航空动力技术发展趋势与展望[J]. 中国工程科学, 2004, 6(9): 1-8.  
LIU Daxiang, JIN Jie. The development trends and prospect of world aeropropulsion technology in the 21st century[J]. Engineering science, 2004, 6(9): 1-8. (in Chinese)
- [2] 陈大光. 高超声速飞行与TBCC方案简介[J]. 航空发动机, 2006, 32(3): 10-13.  
CHEN Daguang. Brief introduction of hypersonic flight and TBCC concept [J]. Aerospace engine, 2006, 32(3): 10-13. (in Chinese)
- [3] Hagseth Paul E, Kent William Benner, Gillenet Sean, et al. Technology development for high speed/hypersonic applications[R]. AIAA 2005-3212.
- [4] Jinho Lee, Ralph Winslow, Robert Buehrle. The GE-NASA RTA hyperburner design and development [R]. NASA/TM-2005-213803.
- [5] Suder Kenneth L, Prahst Patricia S, Thorp Scott A. Results of an advanced fan stage operation over a wide range of speed & bypass ratio: part I [R]. ASME 2010-GT-22825.
- [6] Celestina Mark L, Suder Kenneth L, Sameer Kulkarni. Results of an advanced fan stage operation over a wide range of speed & bypass ratio - part II [R]. ASME 2010-GT-23386.
- [7] 刘增文. 高超声速飞行器/涡轮基组合循环发动机一体化设计研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2010.  
LIU Zengwen. Integrated design of turbine based combined cycle engine and hypersonic vehicle [D]. Xi'an: Northwestern polytechnical university, 2010. (in Chinese)
- [8] Chen Min, Tang Hailong, Zhu Zhili. Goal programming for stable mode transition in tandem turbo-ramjet engines[J]. Chinese journal of aeronautics, 2009, 22(3): 486-492.
- [9] 陈敏,唐海龙,朱大明,等. 高超声速串联式组合动力装置方案[J]. 北京航空航天大学学报, 2007, 33(3): 265-268.  
CHEN Min, TANG Hailong, ZHU Daming, et al. Hypersonic combined cycle engine concept with tandem layout [J]. Journal of aerospace power, 2007, 33

- (3):265-268. (in Chinese)
- [10] 赵刚,许开富,乔渭阳. 涡扇-冲压组合发动机性能计算模型及性能分析研究[J]. 机械科学与技术, 2009, 28(3):306-310.  
ZHAO Gang, XU Kaifu, QIAO Weiyang. A model for performance analysis of a turbofan-ramjet combined engine[J]. Mechanical science and technology for aerospace engineering, 2009, 28(3):306-310. (in Chinese)
- [11] 徐朋飞,赵斌,刘宝杰. 高负荷风扇气动设计与数值验证[J]. 航空动力学报, 2010, 25(11):2548-2555.  
XU Pengfei, ZHAO Bin, LIU Baojie. Aerodynamic design and numerical validation of highly loaded fan [J]. Journal of aerospace power, 2010, 25(11):2548-2555. (in Chinese)
- [12] 胡国荣,周亚峰,陈葆实,等. 高速、高负荷跨音速单级风扇设计与试验[J]. 工程热物理学, 2001, 22(1):40-43.  
HU Guorong, ZHOU Yafeng, CHEN Baoshi, et al. Design and test for single stage transonic fan with high speed, high load[J]. Journal of engineering thermophysics, 2001, 22(1):40-43. (in Chinese)
- [13] 王如根,罗凯,吴云,等. 一种改进的开槽结构对叶栅性能影响的数值研究 [J]. 空军工程大学学报:自然科学版, 2012, 13(5):1-4.  
WANG Rugen, LUO Kai, WU Yun, et al. Numerical research on effect of an improved slot configuration on the flow field characteristic of cascade [J]. Journal of air force engineering university: natural science edition, 2012, 13(5):1-4. (in Chinese)
- [14] 刘建勋. 涡扇发动机起动过程的学习机模型及起动性能研究[D]. 西安:空军工程大学, 2005.  
LIU Jianxun. Mathematical model of turbofan engine starting based on learning machines and starting characteristics research[D]. Xi'an: air force engineering, 2005. (in Chinese)

#### 本刊相关链接文献:

- [1]张百灵,李军,江勇,等. 某单级压气机对组合畸变响应特性的数值模拟[J]. 空军工程大学学报:自然科学版, 2009, 10(2):1-4.
- [2]张朴,李应红,刘德才,等. 多级轴流式压气机静压升特性研究[J]. 空军工程大学学报:自然科学版, 2006, 7(2):10-12.
- [3]魏泮亭,李应红,张百灵,等. 多级压气机喘振边界点的通道流动特征[J]. 空军工程大学学报:自然科学版, 2008, 9(4):10-14.
- [4]李春旺,孙强,尹宝俊,等. 某型航空发动机压气机叶片气动负荷的近似计算[J]. 空军工程大学学报:自然科学版, 2004, 5(4):1-3.
- [5]张朴,秦启书,魏泮亭,等. 轴流式压气机机匣壁面静压脉动特征研究[J]. 空军工程大学学报:自然科学版, 2005, 6(2):4-6.
- [6]周敏,王如根. 风扇前缘曲线前掠程度对风扇性能的影响 [J]. 空军工程大学学报:自然科学版, 2005, 6(1):11-13.
- [7]江勇,陈戈,孔卫东,梅飞,郑铁军. 某型航空发动机对插板式进气畸变的响应[J]. 空军工程大学学报:自然科学版, 2011, 12(3):1-5.
- [8]李卫强,宋文艳. 水组分对高超声速冲压发动机性能的影响[J]. 空军工程大学学报:自然科学版, 2006, 7(5):10-12.

(编辑:徐敏)