

# 涡扇发动机可调静子叶片控制规律研究

黄爱华

(成都航空职业技术学院 航空维修工程系, 成都 610100)

**摘要:** 航空发动机高压压气机采用可调静子叶片,可改善高压压气机的工作特性,扩大喘振边界,保证发动机稳定工作;通过优化可调叶片角度控制规律,还能提高发动机性能。基于双转子涡扇发动机的试车数据,介绍了可调叶片角度的控制方法,研究了可调叶片角度在低转速和高转速时的控制规律,分析了打开可调静子叶片角度对发动机性能的影响。研究表明,高压转子转速较高时,通过调节可调静子叶片角度,可以降低高压转子的物理转速,增加转子转速裕度,降低机械负荷,增加发动机在翼使用时间。

**关键词:** 航空发动机;高压压气机;可调静子叶片;试验数据;高压物理转速;控制规律

**中图分类号:** V233.7    **文献标识码:** A    **文章编号:** 1672-2620 (2017) 01-0048-04

## Control law of variable stator vane for turbofan engine

HUANG Ai-hua

(Chengdu Aeronautic Polytechnic, Department of Aviation Maintenance Engineering,  
Chengdu 610100, China)

**Abstract:** Variable stator vanes (VSV) are used in aero-engine to improve the characteristics and expand the surge margin of high pressure compressor to ensure stable working of aero-engine. The engine performance would be advanced by optimizing the angle control law of variable stator vane. Based on the test data of dual-rotor turbofan engine, the angle control method of variable stator vane was introduced, the angle control law of variable stator vane at low and high rotation speed was investigated, and the effect of opening the angle of variable stator vane on the engine performance was analyzed. The results show that through the improvement of the angle of the variable stator vanes at higher high pressure rotor speed, high pressure rotor physical speed and mechanical load could be reduced, rotor rotation speed margin and time on wing of engine could be increased.

**Key words:** aero-engine; high pressure compressor; variable stator vane; test data;  
high pressure rotor physical speed; control law

## 1 引言

目前,现代航空发动机大多采用了多级静子叶片可调技术,通过调节静子叶片角度,使得转子叶片处于满意的攻角下工作,从而避免了喘振,并使压气机在偏离设计工况下仍能保证转子叶片在基本满意的攻角下工作,改善了压气机的工作特性,扩大了稳定工作范围。如,EJ200发动机采用5级高压压气机、2级静子可调,CFM56发动机采用9级压气机、4

级静子可调,AI-31Φ发动机采用9级压气机、4级静子可调,E3E核心机采用9级高压压气机、4级静子可调,GE90发动机采用10级高压压气机、5级静子可调<sup>[1-3]</sup>。国内外针对可调静子叶片角度和间隙对压气机性能影响,开展了大量的计算分析和试验研究。研究表明,通过调节压气机静叶角度,可有效扩大压气机工作范围,提高压气机低速工作区效率,改善压气机低速工作性能;可调静子根尖径向间隙的

收稿日期: 2016-04-25; 修回日期: 2016-10-23

作者简介: 黄爱华(1968-),女,四川江安人,副教授,主要从事航空发动机装配与调试工作。

存在会使压气机性能发生一定衰减,但通过调整旋转变凸台设计,可有效控制静子间隙对压气机性能衰减的影响<sup>[4-12]</sup>。除从结构设计上优化可调静子叶片外,还通过可调静子叶片的控制方法和控制规律,寻找合适的控制规律来保证发动机稳定工作,提高发动机性能<sup>[13-15]</sup>。

本文基于某型双转子涡扇发动机的试验数据,分析了可调静子控制规律及其对发动机物理转速的影响。

## 2 可调静子叶片控制规律初步分析

该型双转子涡扇发动机根据高压转子换算转速 $N_{2R25}$ (高压转子转速 $N_2$ 相对压气机进口温度 $T_{25}$ )对可调静子叶片角度进行控制,相对于高压压气机进口温度( $T_1$ )的高压转子换算转速 $N_{2R}$ 能更好地反映压气机的工作状况,利用此信号控制高压压气机可调静子叶片会取得更好的效果<sup>[16-18]</sup>。

该发动机在试车台运行时,控制的目标转速是修正的低压转子转速( $N_{1K}$ )。 $N_{1K}$ 是实际低压转子转速根据运行的外界环境(包括大气温度和大气压力)修正到标准大气条件下的一个修正转速。

图1给出了发动机试验时,低慢车转速(发动机起动后进入的第一个稳定工作状态)、高慢车转速(飞机降落时发动机的复飞转速)、 $N_{1K}=3\ 300\text{ r/min}$ 、 $N_{1K}=4\ 200\text{ r/min}$ 、 $N_{1K}=4\ 600\text{ r/min}$ 、最大连续和起飞状态,VSV角度(VSVDEG)与 $N_{2R25}$ 的关系。从图中可看出,各个稳定状态下,VSV角度与 $N_{2R25}$ 有一一对应关系( $VSVDEG=f(N_{2R25})$ ),且VSV角度随着 $N_{2R25}$ 的增加逐渐减小,即VSV角度逐渐打开。

## 3 高转速VSV控制规律详细分析

对试验数据进行区域细化分析后发现, $N_{2R25}$ 较高时,即不同推力级别下的最大连续和起飞状态,VSV角度与 $N_{2R25}$ 不再是一一对应关系,同一个 $N_{2R25}$ 对应多个VSV角度,而上边界呈线性变化,见图2。

进一步研究发现,发动机高压转子物理转速 $N_2$ 高于 $14\ 300\text{ r/min}$ 的VSV的控制规律,与 $14\ 300\text{ r/min}$ 以下的控制规律有所不同。

(1)  $N_2$ 低于 $14\ 300\text{ r/min}$ 的VSV角度控制规律见图3,VSV角度变化与 $N_{2R25}$ 成一一对应的线性关系。通过数据拟合可得到该状态下的控制规律曲

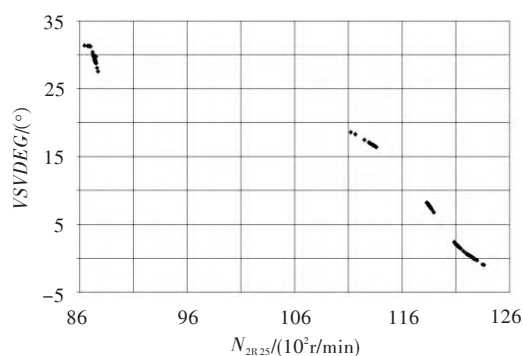


图1 稳定状态下VSV角度与 $N_{2R25}$ 的关系

Fig.1 The change of VSV degree with  $N_{2R25}$  under steady state

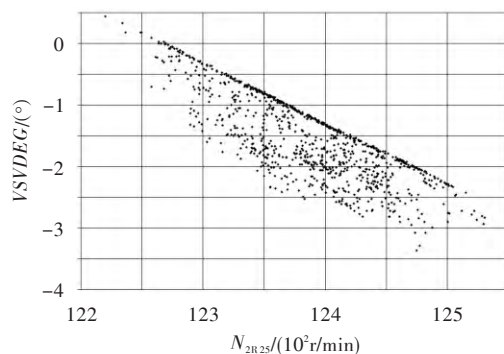


图2 高转速时VSV角度与 $N_{2R25}$ 的关系

Fig.2 The change of VSV degree with  $N_{2R25}$  under high speed

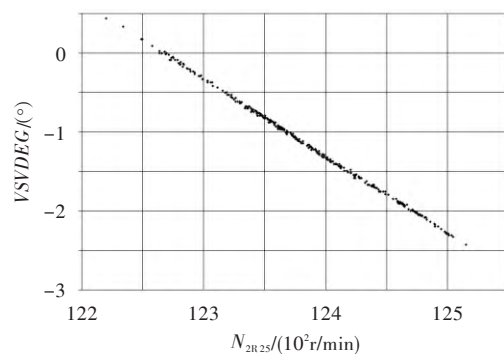


图3 高压转子转速低于 $14\ 300\text{ r/min}$ 时的VSV控制规律

Fig.3 VSV control law when  $N_2$  speed is less than  $14\ 300\text{ r/min}$

线,即VSV角度随 $N_{2R25}$ 单值变化: $VSVDEG=f(N_{2R25})$ 。

(2)  $N_2$ 高于 $14\ 300\text{ r/min}$ 的VSV角度控制规律如图4所示,VSV角度在图3的控制规律上偏开了一定角度。图4中的黑线就是图3的控制规律曲线。

为摸索可调静子叶片调节规律,将可调静子叶片的数据做如下处理:

$$DIFFVSV = VSVDEG - VSVCAL$$

式中: $VSVDEG$ 为实际VSV角度, $VSVCAL$ 为根据图3计算的VSV角度, $DIFFVSV$ 为两者差值。

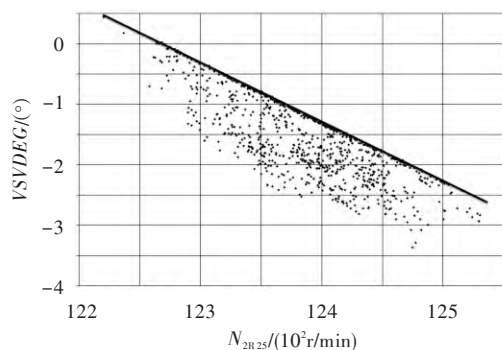


图4 高压转子转速高于14 300 r/min时的VSV控制规律  
Fig.4 VSV control law when  $N_2$  speed is more than 14 300 r/min

把高压压气机实际转速与14 300 r/min转速做差值 $DIFFN2$ :

$$DIFFN2 = N_2 - 14\,300$$

将两个差值数据作图,可看到它们有明显的线性关系,如图5所示。 $N_2$ 高于14 300 r/min时,按照图3的规律,VSV会偏开一定角度。

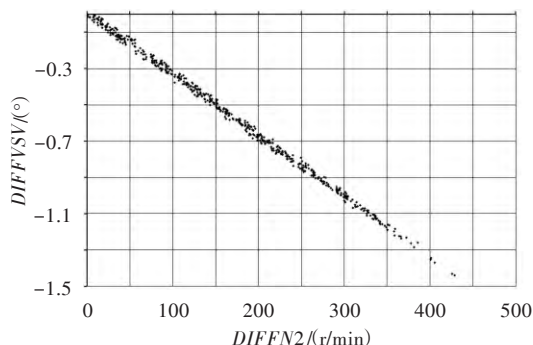


图5  $DIFVSV$ 角度与 $DIFFN2$ 转速的关系  
Fig.5 The change of  $DIFVSV$  with  $DIFFN2$

图6为 $N_2$ 在高速(14 300±500 r/min)下 $DIFFN2$ 与 $DIFVSV$ 的关系曲线,其拐点是 $N_2=14\,300$  r/min。 $N_2$ 高于14 300 r/min的VSV调节规律可表示为 $VSVDEG=f(N_{2R25}, N_2)$ 。

#### 4 高速VSV角度调节规律对整机的影响

根据起飞稳定状态时的试车数据,在 $N_{IK}$ 恒定的控制规律下,分析高速VSV偏开对发动机性能的影响。

该发动机在不改变任何结构的情况下,通过控制系统的调节,可以输出不同的推力级别以满足不同推力的装机要求。收集试车所有起飞稳定状态的发动机参数,对其中的压气机工作点增压比进行分析。该发动机的增压比为高压压气机出口静压 $p_{s3}$

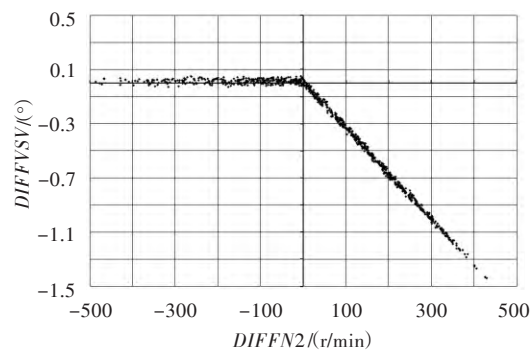


图6 高速时 $DIFVSV$ 与 $DIFFN2$ 的关系  
Fig.6 The change of  $DIFVSV$  with  $DIFFN2$  under high speed state

与发动机进口总压 $p_{T2}$ 的比值。图7给出了高速时高压压气机出口增压比( $PS3Q2$ )与高压压气机出口修正温度( $T_{3R2}$ )的关系。可见, $N_{IK}$ 恒定的情况下, $\pi_c$ 也恒定,即 $N_{IK} = \text{const} \Rightarrow \pi_c = \text{const} \pm 0.5$ 。

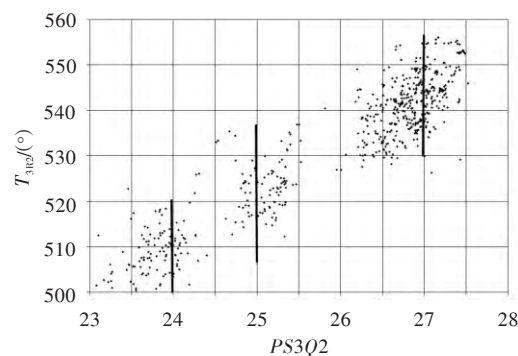


图7 压气机出口参数图  
Fig.7 Parameters of compressor outlet

在 $N_{IK}$ 恒定、 $\pi_c$ 也恒定的情况下,可调放气活门与瞬时放气活门已全部关闭,进入低压压气机的气流会全部进入到高压压气机内,高压压气机内质量流量不变。在高速VSV角度开大后,高压压气机的增压比和流量不变的情况下,高压压气机的换算转速下降,高压转速的物理转速也随之下降,从而降低了发动机的机械负荷。

#### 5 结论

本文基于涡扇发动机试车数据,研究了VSV在低转速和高速时的控制规律,分析了高速打开VSV角度对发动机高压转速的影响。这种VSV角度控制规律可以降低高压转子的物理转速,提高转子转速裕度,降低机械负荷,增加发动机的在翼使用时间。该发动机VSV角度控制规律的设计思想,可

为同类发动机设计提供参考。

### 参考文献:

- [1] 刘长福,邓明.航空发动机结构分析[M].西安:西北工业大学出版,2006.
- [2] 胡骏,吴铁鹰,曹人靖.航空叶片机原理[M].北京:国防工业出版社,2006.
- [3] Flack R D. Fundamentals of jet propulsion with applications[M]. Cambridge: Cambridge University Press, 2005.
- [4] 冯牧紫.可调静子间隙对压气机气动性能的影响[J].中国科技博览,2015,(4):221—222.
- [5] 张健,任铭林.静叶角度调节对压气机性能影响的试验研究[J].航空动力学报,2000,15(1):27—30.
- [6] 夏联,崔健,顾扬.可调静叶对压气机低速性能影响的试验研究[J].燃气涡轮试验与研究,2005,18(1):31—34.
- [7] 蒋志军,兰发祥.可调静子叶片机匣间隙对轴流压气机性能的影响[J].燃气涡轮试验与研究,2012,25(2):21—23.
- [8] Lee C, Song J, Lee S, et al. Effect of a gap between inner casing and stator blade on axial compressor performance[R]. ASME GT-2010-22439, 2010.
- [9] Ribi B, Meyer M P. Influence of a gap between casing and variable stator blade on axial compressor performance[R].

ASME GT-2008-5301, 2008.

- [10] Rice E C, Ress R A, Hansen J L. Variable vane with winglet; US, 6283705[P]. 2001-09-04.
- [11] Miller R J, Moss R W, Ainsworth R W, et al. Time-resolved vane-rotor interaction in a high-pressure turbine stage[J]. Journal of Turbomachinery, 2003, 125(1): 1—13.
- [12] Layachi M Y, Bolcs A. Effect of the axial spacing between rotor and stator with regard to the indexing in an axial compressor[R]. ASME 2001-GT-0592, 2001.
- [13] 丁凯锋,樊思齐.变几何涡扇发动机加速控制规律优化[J].推进技术,1999,20(2):17—20.
- [14] 隋岩峰,邴连喜,施磊,等.某发动机高压压气机进口可调静子叶片角度控制方法[J].航空动力学报,2010,25(11):2589—2593.
- [15] 胡君. CFM56-3发动机启动、加速慢车故障分析[J].航空工程与维修,2002,(4):25—26.
- [16] 李杰,樊丁,纪仓囤,等.航空发动机温度传感器动态特性改善方法[J].航空动力学报,2012,27(3):707—714.
- [17] CFM International. CFM56-7B engine system training manual[M]. 2016.
- [18] Saravanamuttoo H I H, Rogers G F C, Cohen H, et al. Gas turbine theory[M]. 3rd ed. US: Pearson Education Group, 1993.

(上接第27页)

均换算到了标准大气条件下。可看出,发动机装机后,由于工作环境变化,装机推力相对发动机台架推力有1.5%~2.6%的损失。

## 4 结论

设计了一种用于测量发动机装机性能的通用飞机发动机一体化试验平台。其推力测量平台采用品字形布局、嵌入式安装方式,能有效兼容各型飞机的试验需求和方便飞机进出试验平台。推力测量平台参考成熟的航空发动机台架测力结构,采用强刚性、框架式组合结构的设计方式,有效实现了垂向大负载状态下飞机推力的准确测量。试验平台的测控系统采用网络式结构多数据源融合的方法,可同时进行多个数据源数据测量和接收不同类型传输方式传输的数据。

在飞机发动机一体化试验平台进行的大型运输

机推力测量试验结果表明,该试验平台可进行大型运输类飞机推力测量,评估发动机装机后的推力。试验平台后续还将开展配装涡桨发动机的飞机拉力直接测量和舰载机推力直接测量的试验。

### 参考文献:

- [1] 张宝诚.航空发动机试验和测试技术[M].北京:北京航空航天大学出版社,2005.
- [2] Abernethy R B, Roberts J, Adams G, et al. In-flight thrust determination[R]. SAE AIR-1703, 1985.
- [3] 王润明,罗毅.航空发动机推力测量台架动架支撑方式研究[J].燃气涡轮试验与研究,2013,26(1):9—11.
- [4] 陈震宇.基于数据库的新型航空发动机试验测控系统[J].航空发动机,2011,37(1):36—39.
- [5] 范静,王光发,荆卓寅,等.涡扇发动机试车台推力测量与校准技术概述[J].计测技术,2012,32(5):1—4.