

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2017.08.034

# 民用涡扇发动机起飞推力控制偏差分析

赵运生\*, 顾卫群, 阙建锋, 王玉东

中国航发商用航空发动机有限责任公司, 上海 200241

**摘 要:** 民用涡扇发动机的推力管理计划一般是基于理想条件并经过适当简化得到的, 但在实际运行中, 大气温度、气压和湿度均会对发动机的推力造成影响, 从而与计划中的基准推力产生偏差。为了分析大气参数对起飞推力造成的影响, 并为选择控制模式提供指导性意见, 以某民用涡扇发动机为研究对象, 利用 GasTurb 软件计算和比较了 3 种控制模式下, 大气温度、气压和湿度造成的起飞推力偏差大小; 根据上海各月气象资料的统计值, 定量给出了 3 种控制模式下的起飞推力偏差评估结果。

**关键词:** 推力控制; 涡扇发动机; 大气参数; 起飞; 数值仿真

**中图分类号:** V231.3      **文献标识码:** A      **文章编号:** 1007-5453 (2017) 08-0034-05

对于民用涡扇发动机, 在不同高度和工作状态下, 其相应的飞机推力要求是不同的。起飞阶段是整个飞行过程中最为关键的环节<sup>[1,2]</sup>, 它直接影响到飞行安全。民用涡扇发动机的喷口面积一般不可调, 通常要求在一定大气温度范围内保持等推力<sup>[3]</sup>。在发动机设计和推力管理中, 最大起飞调节计划的基准点一般选为海平面高温起飞 (30℃) 状态, 此时发动机达到推力保持的极限。当大气温度  $T_{amb}$  小于 30℃, 保持推力不变; 当大气温度  $T_{amb}$  大于 30℃ 时, 允许减推力起飞以保证发动机的安全性和寿命要求。

由于服役时无法直接测量推力, 民用涡扇发动机主要通过改变燃烧室供油调整燃烧室出口温度、发动机转速、压比等方式, 间接地控制推力。从国外现役的民用涡扇发动机所选取的控制参数来看, 主要采用 3 种控制模式来实现上述推力要求, 即控制风扇相对换算转速  $N_{lr}$ 、控制发动机压比 (Engine Pressure Ratio, EPR) 和风扇压力 (Fan Pressure Ratio, FPR)。在控制模式的选择上, 不同的航空发动机公司都有自己的传统<sup>[3]</sup>。通用电气公司 (General Electric) 一般采用控制  $N_{lr}$  (如 CFM56、GE90 等发动机); 普拉特-惠特尼集团公司 (Pratt & Whitney) 一般采用控制 EPR (如

PW4000、V2500 等发动机); 罗尔斯-罗伊斯公司 (Rolls & Royce) 的 RB211-535E4 发动机则采用控制 FPR<sup>[3]</sup>。

我国在民用涡扇发动机这一领域的基础十分薄弱, 相关的技术储备也很缺乏。目前, 国内针对推力模式控制研究也主要集中在军用小涵道比涡扇发动机<sup>[4-7]</sup>。为了满足我国民用涡扇发动机自主研制的需要, 在相关试验设备尚未建全的情况下, 利用性能仿真开展起飞推力控制模式研究就很有必要。

## 1 研究对象

对于现役的民用涡扇发动机, 使用最为广泛的是带有增压级的双轴分排构型, 如图 1 所示。其中, 气流在风扇后分为内涵、外涵两股流路。内涵气流依次流经增压级、高压压气机、燃烧室、高压涡轮和低压涡轮, 最终经过内涵喷管排出; 外涵气流则直接经过外涵道并通过外涵喷管排出。

本文利用 GasTurb (V11) 软件建立了发动机仿真模型, 并由此获得发动机的推力、燃烧室出口温度等性能参数。通过计算理想大气 (大气压力  $p_{amb}=101.325\text{kPa}$ , 相对湿度  $\varphi=0\%$ ) 下得到的基准推力和在实际大气条件下采用  $N_{lr}$ 、

收稿日期: 2017-05-17;      退修日期: 2017-05-31;      录用日期: 2017-07-01

基金项目: 工信部民用飞机预研项目 (MJ-2014-D-20), 上海市科技人才计划项目 (15PJ1432800)

\* 通讯作者. Tel.: 021-33367413    E-mail: 252505203@163.com

引用格式: ZHAO Yunsheng, GU Weiqun, QUE Jianfeng, et al. Analysis of take-off thrust control deviation for civil turbofan engine[J]. Aeronautical Science & Technology, 2017, 28 (08): 34-38. 赵运生, 顾卫群, 阙建锋, 等. 民用涡扇发动机起飞推力控制偏差分析[J]. 航空科学技术, 2017, 28 (08): 34-38.

EPR 和 FPR 3 种控制模式的实际推力进行对比,可以得到相应控制模式下的推力偏差。

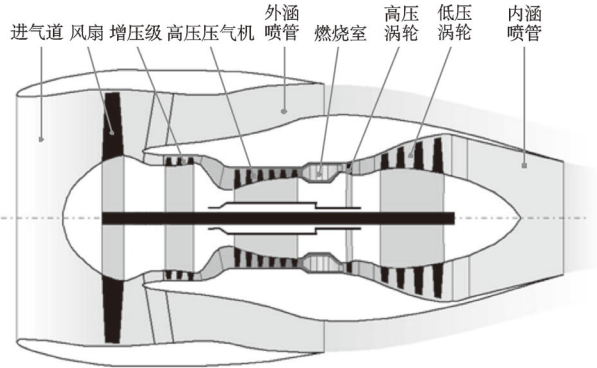


图 1 带有增压级的双轴分排涡扇发动机

Fig.1 Two spool unmixed flow turbofan engine with booster

## 2 基准推力和基准控制参数

图 2 给出了海平面理想大气条件下(大气压力  $p_{amb}=101.325\text{kPa}$ , 相对湿度  $\varphi=0\%$ ) 计算得到的地面起飞推力 FN 的基准值,其中,大气温度  $T_{amb}$  小于等于  $30^\circ\text{C}$  时,起飞推力保持在  $198.3\text{kN}$ ,  $T_{amb}$  大于  $30^\circ\text{C}$  至温度包线上限  $55^\circ\text{C}$  时,燃烧室出口温度  $T_4$  保持  $1900\text{K}$  不变,起飞推力基本呈线性下降,最低为  $167.6\text{kN}$ 。

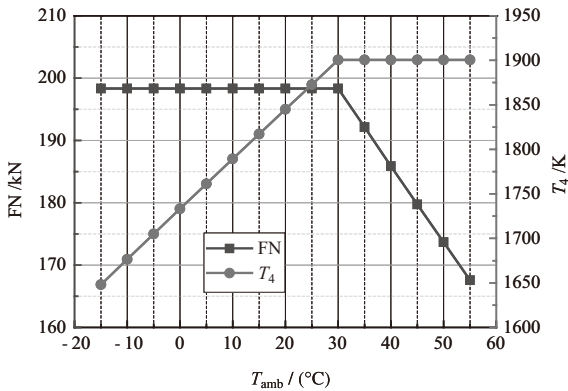


图 2 基准起飞推力

Fig.2 Standard thrust for take-off

表 1 给出了计算得到的起飞推力基准控制参数,其中: 对于  $N_{lr}$  控制模式,当  $T_{amb}$  小于等于  $30^\circ\text{C}$  时,  $N_{lr}$  保持在  $94.0\%$ ; 当  $T_{amb}$  位于  $30\sim 55^\circ\text{C}$  区间时,  $N_{lr}$  在  $94.0\%\sim 87.6\%$  之间线性变化; 对于 EPR 控制模式,当  $T_{amb}$  小于等于  $30^\circ\text{C}$  时, EPR 保持在  $1.293$ ; 当  $T_{amb}$  位于  $30\sim 55^\circ\text{C}$  区间时, EPR 在  $1.293\sim 1.225$  之间线性变化; 对于 FPR 控制模式,当  $T_{amb}$  小于等于  $30^\circ\text{C}$  时, FPR 保持在  $1.661$ ; 当  $T_{amb}$  位于  $30\sim 55^\circ\text{C}$  区间时, FPR 在  $1.661\sim 1.559$  之间线性变化。

表 1 起飞推力基准控制参数

Table 1 Standard thrust for take-off control parameter

| 大气温度 /<br>( $^\circ\text{C}$ ) | 基准推力 /<br>$\text{kN}$ | $N_{lr}$ / (%) | EPR   | FPR   |
|--------------------------------|-----------------------|----------------|-------|-------|
| $<30$                          | 198.3                 | 94.0           | 1.293 | 1.661 |
| (30, 55)                       | 线性变化                  | 线性变化           | 线性变化  | 线性变化  |
| $=55$                          | 167.6                 | 87.6           | 1.225 | 1.559 |

## 3 推力控制偏差计算和分析

发动机在制定推力管理计划时,相关控制参数均是基于理想条件的计算结果并经过线性简化得到的,而在实际运行中,大气温度、气压和湿度的波动均会对发动机的推力造成影响<sup>[8-11]</sup>,需要对此开展偏差分析。

图 3 给出了 3 种控制模式下,不同  $T_{amb}$  下的起飞推力相对偏差  $\varepsilon$  的变化规律(其中  $p_{amb}=101.325\text{kPa}$ , 相对湿度  $\varphi=0\%$ )。由图 3 可见当  $T_{amb}$  低于  $30^\circ\text{C}$  时,随着偏离基准点越远,其相对偏差幅值  $|\varepsilon|$  越高; 当  $T_{amb}$  在  $30\sim 55^\circ\text{C}$  时,3 种控制模式下的  $|\varepsilon|$  随着  $T_{amb}$  上升先增大再减小; 在  $T_{amb}$  为  $30^\circ\text{C}$  或  $55^\circ\text{C}$  时,由于控制参数由基准推力对应的参数确定,  $\varepsilon$  等于 0。其中,  $N_{lr}$  控制模式和 FPR 控制模式受  $T_{amb}$  影响导致的平均  $|\varepsilon|$  较小且基本相同,为  $0.09\%$ ; EPR 控制模式的平均  $|\varepsilon|$  较大,为  $0.35\%$ 。

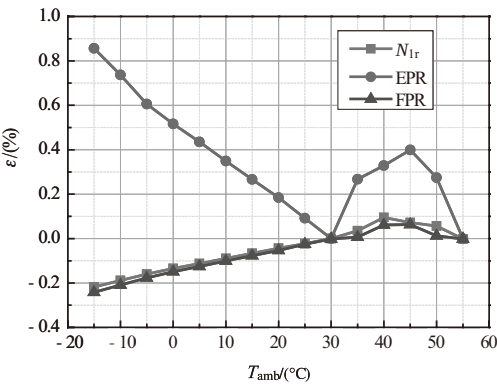


图 3 不同大气温度下的推力偏差

Fig.3 Thrust deviation at different  $T_{amb}$

图 4 给出了 3 种控制模式在不同大气压力  $p_{amb}$  下的起飞推力相对偏差  $\varepsilon$  的变化规律(其中  $T_{amb}=30^\circ\text{C}$ , 相对湿度  $\varphi=0\%$ )。由图 4 可见,3 种控制模式下的  $\varepsilon$  和  $p_{amb}$  基本呈线性正比关系,且幅值基本相同。当大气压力大于标准压力 ( $101.325\text{kPa}$ ) 时,起飞推力将大于基准起飞推力; 当大气压力小于标准压力时,起飞推力将小于基准起飞推力。

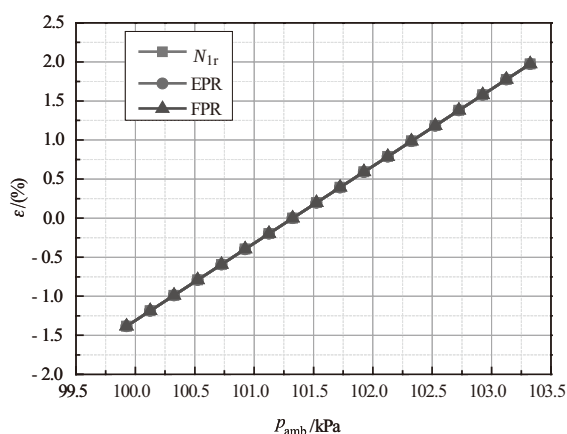


图4 不同大气压力下的推力偏差  
Fig.4 Thrust deviation at different  $T_{amb}$

以上海为例,一年内因季节更替导致的月平均气压在100.41~102.65kPa变化<sup>[12]</sup>。据此计算,对发动机的推力波动幅值可达2.2%。因此,在制定起飞推力管理计划时,如果不考虑气压的变化,将会造成较大的偏差。

图5给出了3种控制模式在不同相对湿度 $\phi$ 下的起飞推力相对偏差 $\varepsilon$ 的变化规律(其中 $T_{amb}=30\text{ }^{\circ}\text{C}$ ,  $p_{amb}=101.325\text{ kPa}$ )。由图5可见,3种控制模式下的相对偏差 $\varepsilon$ 和相对湿度 $\phi$ 基本呈线性反比关系。随着相对湿度增大,空气的密度下降<sup>[11]</sup>,发动机进口的空气流量减少,向燃烧室喷入的燃油量也相应减少,从而导致发动机推力下降。其中, $N_{1r}$ 控制模式受相对湿度 $\phi$ 影响最大,平均 $|\varepsilon|$ 为0.87%;EPR控制模式受影响次之,平均 $|\varepsilon|$ 为0.13%;FPR控制模式基本不受影响。

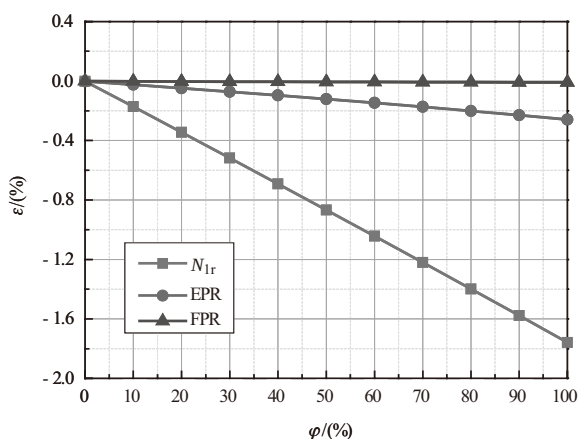


图5 不同大气湿度的推力偏差  
Fig.5 Thrust deviation at different  $\phi$

我国幅员辽阔,各地区气候特征差异较大,飞机起飞前,应根据航空公司飞行运行部门提供的飞机机场起飞分析

数据表进行推力调节。以上海为例,在图6、图7中列出了各月的平均大气温度、气压和相对湿度的统计数据<sup>[12]</sup>。其中由图6可见,在夏季(6~8月份)大气温度最高,大气压力最低。在冬季(12月份~次年2月份)大气温度最低,大气压力最高。由图7可见,虽然全年各月相对湿度无明显规律,但考虑温度影响后的含湿量(绝对湿度)在夏季最高,冬季最低。

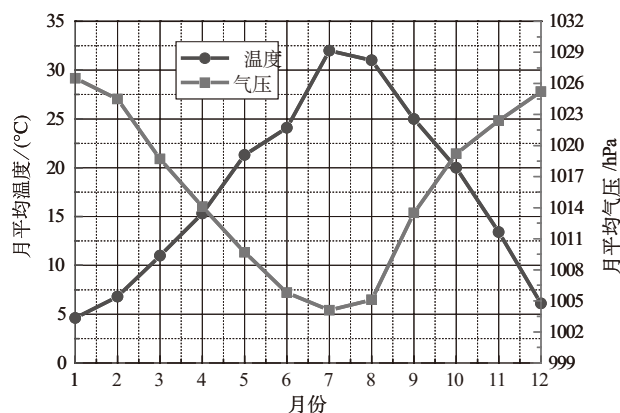


图6 月平均大气温度和气压

Fig.6 Atmospheric temperature and pressure of monthly average

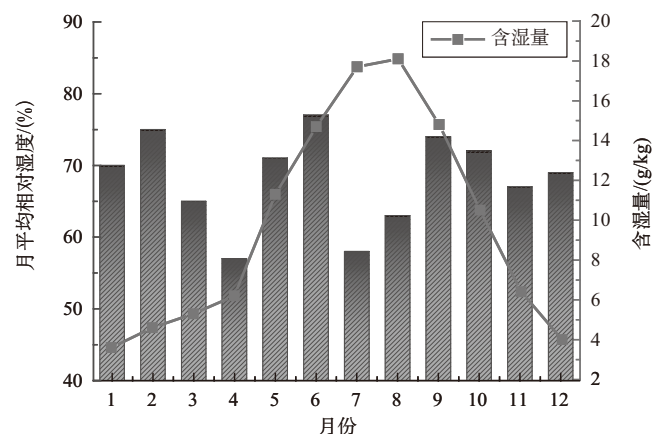


图7 月平均相对湿度和含湿量

Fig.7 Relative humidity and moisture content of monthly average

图8给出了根据1~12月份的平均气象参数,计算得到的3种控制模式下各月的起飞推力相对偏差 $\varepsilon$ 。由图8可见,在冬季,起飞推力是大于基准推力的,主要原因是因为大气压力较高;在夏季,起飞推力基本上小于基准推力的,主要因为是大压力较小,且有湿度影响较大(尤其是对于 $N_{1r}$ 控制)。其中,对于FPR控制模式,其平均 $|\varepsilon|$ 最小为0.56%;对于 $N_{1r}$ 控制模式和EPR控制模式,其平均 $|\varepsilon|$ 基本相同,为0.78%。

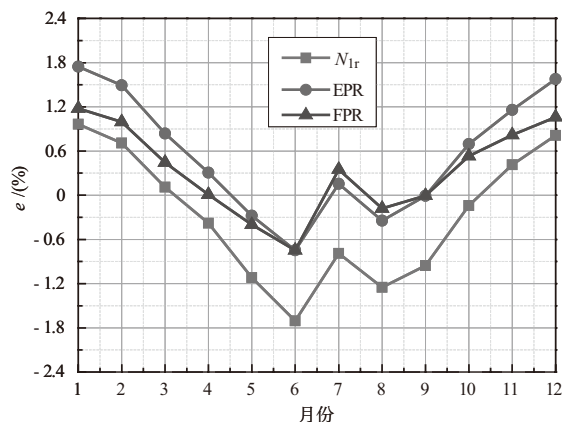


图8 实际气象条件下的起飞推力偏差  
Fig.8 Thrust deviation at actual atmosphere

另外,从控制参数获取而言, $N_{1r}$ 需测量风扇转子转速 $N_1$ 和风扇进口总温 $T_2$ ;EPR需测量低压涡轮出口总压 $p_5$ 和风扇进口总压 $p_2$ ;FPR需测量风扇外涵出口总压 $p_{13}$ 和风扇进口总压 $p_2$ 。3种控制模式均需要测量两个参数。但是从目前测量技术发展来看,转速测量的偏差一般可以在0.2%左右,压力测量偏差一般在0.5%左右,温度测量偏差一般在1%左右。因此,各航空发动机公司在选择起飞推力控制模式时,还应根据各自的参数测量和工程实现技术水平来综合考虑。

#### 4 结论

本文以某民用涡扇发动机为例,利用GasTurb软件计算和分析了 $N_{1r}$ 、EPR、FPR等3种控制模式的发动机起飞推力控制偏差。得到如下结论:

(1)  $N_{1r}$ 控制模式和FPR控制模式受温度影响导致的起飞推力偏差较小,EPR控制模式的偏差较大。

(2) 在相同的控制模式下,发动机的起飞推力随着大气压力的增加而增大。因季节更替导致的气压变化,可以对发动机造成2.2%的推力波动。若在制定起飞推力管理计划时,仅仅考虑高度海拔而不考虑气压的变化,将对会推力控制造成较大的偏差。

(3) 发动机的起飞推力会随着湿度的增加有所下降。其中, $N_{1r}$ 控制模式受影响最大,EPR控制模式受影响次之,FPR控制模式基本不受影响。

(4) 发动机的起飞推力受机场的气候参数影响较大。对于本文所模拟的某型涡扇发动机和在实际气象条件下,发动机在冬季的起飞推力将大于在夏季的起飞推力。其中采用FPR控制模式的平均起飞推力偏差幅值最小;采用

$N_{1r}$ 和EPR控制模式的平均起飞推力偏差幅值较大,且基本相同。

AST

#### 参考文献

- [1] 赵廷渝. 涡轮风扇发动机减推力起飞必要性分析[J]. 中国民航学院学报, 2005, 23 (3): 6-8.  
ZHAO Tingyu. Necessity analysis of reduced-thrust taking-off of turbofan engines [J]. Journal of Civil Aviation University of China, 2005, 23 (3): 6-8. (in Chinese)
- [2] 刘晓明, 赵廷渝, 温晓航, 等. 民航运输机减推力起飞技术[J]. 飞行力学, 2009, 27 (3): 83-85.  
LIU Xiaoming, ZHAO Tingyu, WEN Xiaohang, et al. Reduced-thrust takeoff technique applied to passenger airplanes [J]. Flight Dynamics, 2009, 27 (3): 83-85. (in Chinese)
- [3] 李瑞军, 李泳凡, 刘建军, 等. 大涵道比涡扇发动机稳态调节规律分析[J]. 航空发动机, 2010, 36 (6): 8-11.  
LI Ruijun, LI Yongfan, LIU Jianjun, et al. High bypass ratio turbofan engine steady state control laws analysis [J]. Aeroengine, 2010, 36 (6): 8-11. (in Chinese)
- [4] 王斌, 王曦, 孔祥兴, 等. 基于未知输入观测器的涡扇发动机直接推力控制[J]. 航空动力学报, 2016, 31 (3): 692-699.  
WANG Bin, WANG Xi, KONG Xiangxing, et al. Direct thrust control of turbofan engines based on unknown input observer [J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31 (3): 692-699. (in Chinese)
- [5] 李睿超, 郭迎清. 涡扇发动机性能退化缓解控制与推力设定[J]. 航空发动机, 2015, 41 (2): 12-16.  
LI Ruichao, GUO Yingqing. Research on performance deterioration mitigating control of turbofan engine and thrust setting [J]. Aeroengine, 2015, 41 (2): 12-16. (in Chinese)
- [6] 李秋红, 李业波, 王前宇. 航空发动机直接推力控制[J]. 南京航空航天大学学报, 2010, 42 (5): 557-561.  
LI QiuHong, LI Yebo, WANG Qianyu. Direct thrust control of aeroengine [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 42 (5): 557-561. (in Chinese)
- [7] 姚彦龙, 孙健国. 基于神经网络逆控制的发动机直接推力控制[J]. 推进技术, 2008, 29 (2): 249-252.  
YAO Yanlong, SUN Jianguo. Aeroengine direct thrust control based on neural network inverse control [J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29 (2): 249-252. (in Chinese)
- [8] Walsh P P, Fletcher P. Gas turbine performance [M]. Aircraft En-



- gineering & Aerospace Technology, 2004.
- [9] 张, 林学森, 李本威, 等. 大气湿度对涡轴发动机地面试车性能的影响 [J]. 燃气涡轮试验与研究, 2016, 29 (3): 11-15.  
ZHANG Yun, LIN Xuesen, LI Benwei, et al. Effects of atmospheric humidity on turboshaft engine performance in ground test [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2016, 29 (3): 11-15. (in Chinese)
- [10] 何勇, 黄帅, 伍逸夫, 等. 环境因素对某型发动机性能的影响及其修正 [J]. 舰船电子工程, 2012, 32 (6): 110-111, 132.  
HE Yong, HUANG Shuai, WU Yifu, et al. Effect of environmental factors on the performance of a certain type of engine and correction [J]. Ship Electronic Engineering, 2012, 32 (6): 110-111, 132. (in Chinese)
- [11] 张引弦. 进气湿度对燃气轮机性能的影响 [J]. 舰船科学技术, 2011, 33 (11): 67-70.  
ZHANG Yinxian. The influence of gas turbine performance consideration different air humidity [J]. Ship Science and Technology, 2011, 33 (11): 67-70. (in Chinese)
- [12] 许小峰. 中国气象年鉴 2014[M]. 北京: 气象出版社, 2014.  
XU Xiaofeng. China meteorological annual 2014 [M]. Beijing: China Meteorological Press, 2014. (in Chinese)
- (责任编辑 黄贞静)

### 作者简介

赵运生 (1984— ) 男, 博士, 工程师。主要研究方向: 航空发动机总体性能。

Tel: 021-33367413

E-mail: 252505203@qq.com

顾卫群 (1970— ) 男, 博士, 高级工程师。主要研究方向: 航空发动机总体性能、整机试验等。

阙建锋 (1990— ) 男, 硕士, 工程师。主要研究方向: 航空发动机总体性能。

王玉东 (1981— ) 男, 博士, 高级工程师。主要研究方向: 航空发动机控制、推力管理等。

## Analysis of Take-Off Thrust Control Deviation for Civil Turbofan Engine

ZHAO Yunsheng\*, GU Weiqun, QUE Jianfeng, WANG Yudong

AECC Commercial Aircraft Engine Co., Ltd., Shanghai 200241, China

**Abstract:** The thrust management plan of civil turbofan engine is usually drawn up based on the ideal conditions and suitable simplification, but during the actually running, the atmospheric temperature, pressure and humidity would affect the engine thrust and produce deviation compared with the standard thrust in plan. For analyzing the effect of atmospheric parameters on the thrust and giving the suggestion for choosing control mode, a civil turbofan engine was taken for an object of research, and the GasTurb software were used to calculate and analyze the deviation caused by the atmospheric temperature, pressure and humidity under three control modes. According to the meteorological statistics data of each month in Shanghai, the results of thrust deviation under the three kinds control mode were quantitative evaluated.

**Key Words:** thrust control; turbofan engine; atmosphere parameter; take-off; numerical simulation

Received: 2017-05-17; Revised: 2017-05-31; Accepted: 2017-07-01

Foundation items: Civil Aircraft Pre-research Project of Ministry of Industry and Information Technology (MJ-2014-D-20); Shanghai Science and Technology Talent Project (15PJ1432800)

\*Corresponding author. Tel.: 021-33367413 E-mail: 252505203@qq.com