

# 雷诺数对大涵道比涡扇发动机性能的影响仿真

赵运生 胡 骏 屠宝锋 王志强

南京航空航天大学,南京,210016

**摘要:**为了评估雷诺数对某大涵道比涡扇发动机的影响,利用 Wassell 等修正方法,对发动机主要部件的特性进行了雷诺数修正,并利用发展的性能仿真程序进行计算和对比。结果表明,在高空低马赫数下,雷诺数对大涵道比涡扇发动机性能影响较大,造成发动机的推力减小约 1.98%、耗油率增大约 3.04%,同时影响发动机的喘振边界及共同工作线,降低其可用稳定裕度。

**关键词:**雷诺数;涡扇发动机;数值仿真;大涵道比;性能

**中图分类号:**V231.3

**DOI:**10.3969/j.issn.1004-132X.2013.21.006

## Simulation of Reynolds Number's Effect on Performance of High Bypass Ratio Turbofan

Zhao Yunsheng Hu Jun Tu Baofeng Wang Zhiqiang

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing, 210016

**Abstract:** For assessing the Reynolds number's effect on a high bypass ratio turbofan, the correction methods such as Wassell were used for the main component characteristics, and cooperated with a new performance program to simulate the effects of Reynolds number on engine's performance. Results show that Reynolds number has grievous effects on the turbofan in high flight and low Mach number region, the thrust is declined by near 1.98%, the specific fuel consumption is escalated by near 3.04%, the stall lines and operating lines are affected and the stall margin is declined as well.

**Key words:** Reynolds number; turbofan; simulation; high bypass ratio; performance

### 0 引言

随着航空发动机工作范围的不断扩大,发动机在飞行包线内的温度、压力、空气流量等参数与地面的情况大不相同<sup>[1]</sup>。特别是在高空低马赫数飞行条件下,雷诺数处于非自模区,远低于临界雷诺数,压气机、涡轮部件效率大为降低,对发动机性能造成影响,其风扇/压气机喘振边界向下移动,稳定裕度降低,严重威胁飞行安全<sup>[2-3]</sup>。在研制新型发动机的初始阶段,需要模拟发动机在高空状态下的部件特性和整机特性<sup>[4-5]</sup>,即研究低雷诺数状态对压气机、涡轮性能及总体性能的影响,以保证发动机的正常工作。

大涵道比涡扇发动机具有推力大、耗油率低

和噪声小等优点,广泛应用于军民用运输机和其他大型亚声速飞机<sup>[6-8]</sup>。我国航空动力行业在大涵道比涡扇发动机技术方面的基础十分薄弱,缺乏技术储备,大量关键技术尚未突破和掌握,试验设备也不配套<sup>[6]</sup>。目前雷诺数对航空发动机性能的影响研究主要集中在小涵道比涡扇发动机方面,缺乏针对带有增压级的分开排气的大涵道比涡扇发动机的研究。

本文首先针对某大涵道比涡扇发动机的风扇、增压级、高压压气机、高压涡轮、低压涡轮部件,采用文献<sup>[9-12]</sup>提供的雷诺数修正方法,计算和分析雷诺数对各部件特性的影响;再利用发展的大涵道比涡扇发动机总体性能计算程序,对典型工况下的发动机推力、耗油率、共同工作线及稳定裕度进行计算和对比分析。

收稿日期:2012-06-06

基金项目:高等学校博士学科点专项科研基金资助项目(20113218120006)

高等教育出版社,2006.

(编辑 何成根)

[7] 孔令富,张世辉,肖文辉,等.基于牛顿-欧拉方法的6-PUS并联机构刚体动力学模型[J].机器人,2004,26(5):395-399.

Kong Lingfu, Zhang Shihui, Xiao Wenhui, et al. Rigid Body Dynamics Model of the 6-PUS Parallel Mechanism Based on Newton-euler Method[J]. Robot, 2004, 26(5): 395-399.

[8] 黄真,赵永生,赵铁石.高等空间机构学[M].北京:

作者简介:李建平,男,1982年生。上海交通大学机械与动力工程学院硕士研究生。主要研究方向为复杂结构的传递与顺应性设计。余海东(通信作者),男,1975年生。上海交通大学机械与动力工程学院副教授。赵勇,男,1979年生。上海交通大学机械与动力工程学院讲师。朱新民,男,1963年生。上海交通大学机械与动力工程学院教授。

### 1 对压气机部件的雷诺数修正方法

针对风扇/压气机部件的雷诺数修正,采用文献[9-11]提供的方法,把整个部件看作一个独立的系统,其内部的特性和相互关系可以不去考虑,采用统计的方法确定该系统的工作特性。这种方法可以在很宽广的雷诺数范围内使用,尤其在高空、低速、低雷诺数条件下。

首先需要确定各种特征雷诺数,包括效率修正特征雷诺数  $Re_I$ 、流量修正特征雷诺数  $Re_{II}$  和喘点压比修正特征雷诺数  $Re_{III}$ ,计算方法分别如下:

$$\left. \begin{aligned} Re_I &= \frac{v_1 b_1 \rho_{s1}}{\mu} \\ Re_{II} &= \frac{v_1 x_1 \rho_{s1}}{\mu} \\ Re_{III} &= \frac{v_{1a} h_1 \rho_{s1}}{\mu} \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

式中,  $v_1$  为第一级转子叶片中径处的气流相对速度;  $b_1$  为第一级转子叶片中径处弦长;  $\rho_{s1}$  为气流平均静密度;  $\mu$  为空气黏性系数;  $x_1$  为第一级转子叶片中径前缘到叶片喉部的距离;  $v_{1a}$  为第一级转子叶片中径处的气流轴向速度;  $h_1$  为第一级转子进口的环形高度。

#### 1.1 效率的修正

风扇/压气机绝热效率  $\eta_c^*$  与多变效率  $\eta_p^*$  之间有如下关系:

$$\eta_c^* = \frac{(\pi_c^*)^{\frac{k-1}{k}} - 1}{(\pi_c^*)^{\frac{k-1}{k\eta_p^*}} - 1} \quad (2)$$

式中,  $\pi_c^*$  为总压比;  $k$  为比热比。

多变效率  $\eta_p^*$  与雷诺数  $Re_I$  的变化关系可表示为

$$1 - \eta_p^* = K Re_I^{-m} \quad (3)$$

其中,系数  $K$  值和  $m$  值需要通过试验或部件特性计算所得的工作点确定。

#### 1.2 流量的修正

风扇/压气机流量  $W_a$  随雷诺数  $Re_{II}$  的变化关系可用下式表示:

$$\frac{t_1}{x_1} \frac{W_a - W_a^*}{W_a^*} = f(Re_{II}) \quad (4)$$

式中,  $t_1$  为第一级转子叶片中径处喉部宽度;  $W_a$  为对应于  $Re_{II}$  的空气流量;  $W_a^*$  为对应于  $Re_{II} = 1 \times 10^5$  条件下的空气流量。

#### 1.3 压比的修正

当风扇/压气机后面的管道系统阻力不变时,在很宽的雷诺数范围内,风扇/压气机特性线上相似点上的轮缘功保持不变,其关系可表示为

$$L_c = c_p \frac{\Delta T_1}{T_{i1}} = \left( \frac{\pi_c^* \frac{k-1}{k} - 1}{\eta_c^*} \right)_a = \left( \frac{\pi_c^* \frac{k-1}{k} - 1}{\eta_c^*} \right)_b \quad (5)$$

式中,  $L_c$  为轮缘功;  $c_p$  为质量定压热容;  $\Delta T_1$  为温升;  $T_{i1}$  为风扇/压气机进口温度; 下标  $a, b$  表示特性上的两个相

似点。

根据文献[10]取  $Re_{II}$  临界值  $Re_{II,cr} = 3.5 \times 10^5$ , 当  $Re_{II} \geq 3.5 \times 10^5$  时,可以忽略雷诺数对压气机部件特性的影响。

### 2 对涡轮特性的雷诺数修正方法

本文采用文献[10,12]提供的方法,针对涡轮部件(高压涡轮、低压涡轮)进行雷诺数修正。

#### 2.1 效率的修正

影响涡轮效率的标准雷诺数为

$$Re_{T,\Sigma} = \frac{W_g b_w}{A_{av} \mu_g} \quad (6)$$

式中,  $W_g$  为涡轮燃气流量;  $b_w$  为工作叶片平均弦长;  $A_{av}$  为涡轮进出口截面积的平均值;  $\mu_g$  为燃气进出口平均总温对应的燃气黏性系数。

取涡轮标准雷诺数的临界值  $Re_{T,\Sigma,cr} = 2 \times 10^5$ 。当雷诺数  $Re_{T,\Sigma} > 2 \times 10^5$  时,可以忽略雷诺数对涡轮效率的影响[10]。

#### 2.2 流量的修正

影响涡轮流通能力的涡轮导向器雷诺数为

$$Re_{T,V} = \frac{W_g b_v}{A_v \mu_g} \quad (7)$$

式中,  $b_v$  为导向器中径弦长;  $A_v$  为导向器最小截面面积的平均值。

当  $Re_{T,V} \geq 2.5 \times 10^5$  时,可以忽略雷诺数对涡轮流通能力的影响[10]。

### 3 雷诺数对部件特性的影响计算

图 1 给出了某设计涵道比为 6.76 的大涵道比涡扇发动机的飞行包线。其中,工况 F 为最大高度/最小表速状态,飞行高度  $H = 12\text{km}$ , 飞行马赫数  $Ma = 0.45$ 。该工况的特点如下:雷诺数最小,低于风扇/压气机和涡轮自模化工作区的临界值,低雷诺数效应非常显著。在发动机设计评估阶段,需要对该典型工况点进行雷诺数影响分析。

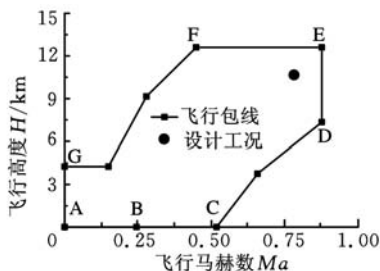


图 1 发动机飞行包线

根据上述建立的修正方法,结合发动机在最大高度/最小表速的工况参数,分别对风扇部件、增压级部件、高压压气机部件、高压涡轮部件、低

压涡轮部件进行雷诺数修正。

图 2 给出了对风扇特性进行雷诺数修正的结果对比。由图 2 可见,进行雷诺数修正后,风扇的效率降低、压比减小、稳定边界线下移。

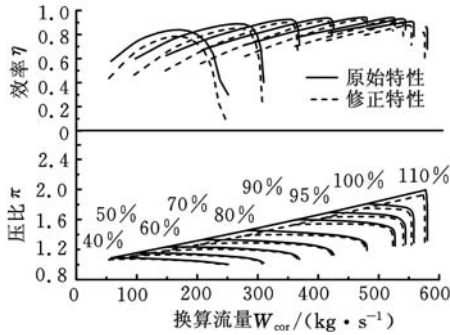


图 2 雷诺数修正对风扇特性的影响

图 3 给出了对增压级部件特性进行雷诺数修正的结果对比。由图 3 可见,当换算流量较大时,雷诺数对特性影响不大。当换算流量较小时,效率明显降低,压比和喘振边界变化不大。

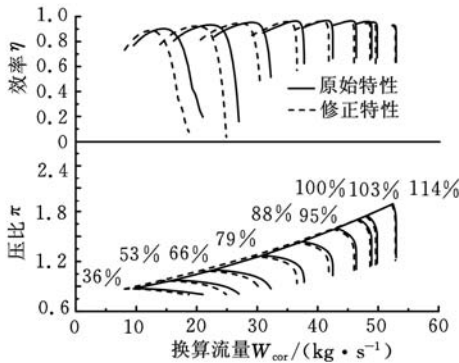


图 3 雷诺数修正对增压级特性的影响

图 4 给出了对高压压气机特性进行雷诺数修正的对比结果。由图 4 可见,雷诺数对特性影响很小,其效率、压比和喘振边界基本不变。

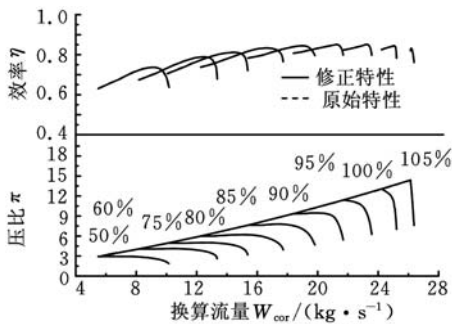


图 4 雷诺数修正对高压压气机特性的影响

图 5 给出了对高压涡轮特性进行雷诺数修正的对比结果。由图 5 可见,特性线向左方移动,换算流量减小,效率降低,但幅值变化不大。

图 6 给出了对低压涡轮特性进行雷诺数修正的对比结果。由图 6 可见,和高压涡轮相比,低压涡轮受雷诺数影响更明显。

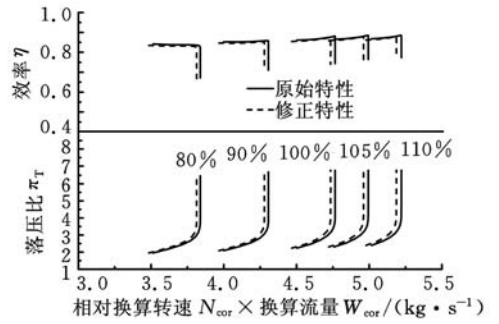


图 5 雷诺数修正对高压涡轮特性的影响

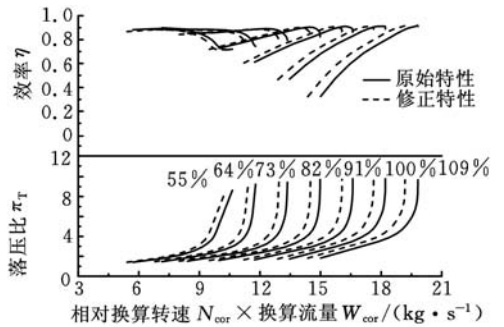


图 6 雷诺数修正对低压涡轮特性的影响

从图 2~图 6 可以得出,在最大高度/最小表速工况下,雷诺数对风扇部件特性和低压涡轮部件特性影响最明显,对增压级部件和高压涡轮部件影响较小,对高压压气机特性影响最小。

#### 4 雷诺数对总体性能影响的计算方法

本文运用上述建立的压气机、涡轮部件特性雷诺数修正模型,再结合自行开发的大涵道比涡扇发动机总体性能计算程序,组成了可以用于分析雷诺数对大涵道比涡扇发动机的性能影响的仿真程序。

和通用的发动机总体性能计算方法相似,雷诺数对发动机性能影响的数学模型也是从进口到出口的单向计算,如图 7 所示。

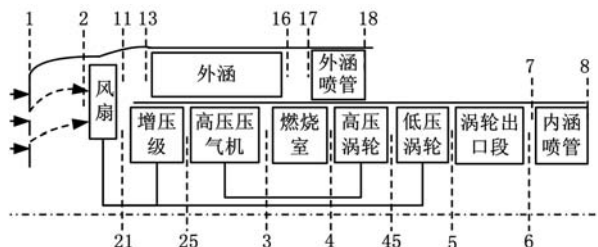


图 7 大涵道比涡扇发动机计算流程

某些未知的参数需要用迭代的方法进行求解。不同的是,进行部件性能计算先要根据上述建立的方法进行雷诺数修正,获得当前工况下的特性,再进行部件性能计算。图 8 为分析雷诺数影响的计算流程图,共选用了 7 个试选的参数和 7 个偏差函数,采用 Newton-Raphson 方法<sup>[10,13]</sup>

求解。当所有的偏差都趋于 0,说明试取的参数是发动机数学模型的解,即可计算出发动机的性能参数。

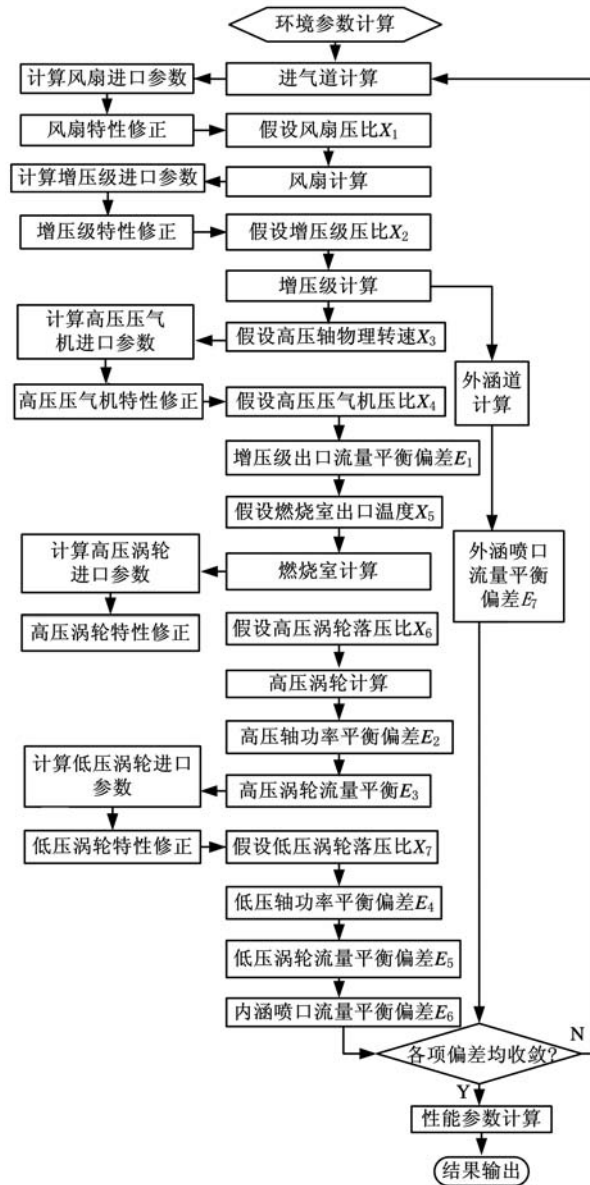


图 8 计算流程图

### 5 雷诺数对发动机性能影响结果

在最大高度/最小表速工况下,通过上述方法,采用考虑雷诺数修正和不考虑雷诺数修正两种计算方法,计算了风扇相对换算转速从 60% 增加到 100% 的共同工作线,并得到不同工作点的推力和耗油率,进而分析雷诺数对发动机性能的影响。

#### 5.1 雷诺数对发动机推力及耗油率影响

图 9 给出了不同风扇换算转速对应的推力值。从图 9 中可以看出,考虑雷诺数修正后,在高空小马赫数情况下,发动机推力下降,平均降幅为 1.98%。

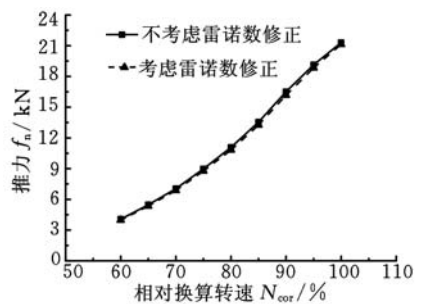


图 9 雷诺数对推力影响

图 10 给出了不同风扇换算转速对应的耗油率值。从图 10 中可以看出,考虑雷诺数修正后,发动机耗油率上升,平均升幅为 3.04%。

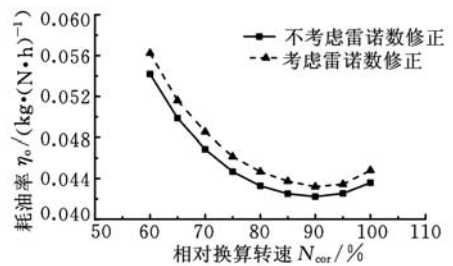


图 10 雷诺数对耗油率的影响

#### 5.2 雷诺数对部件工作线影响

图 11~图 13 所示为雷诺数对风扇、增压级、高压压气机共同工作线的影响。由图可见,考虑雷诺数修正后,压缩部件的工作线向左上方移动;且对增压级和高压压气机影响较大,而对风扇工作线影响较小。

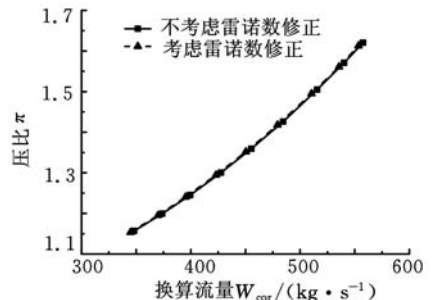


图 11 雷诺数对风扇特性图上的共同工作线的影响

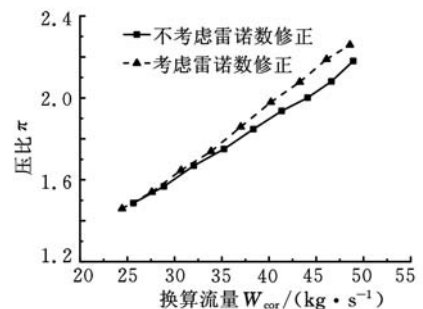


图 12 雷诺数对增压级特性图上的共同工作线的影响

与文献[1-5]针对军用小涵道比涡扇发动机开展的性能仿真结果相比,本文的计算结果与其趋势一致,这表明本文所采用的计算方法可靠。

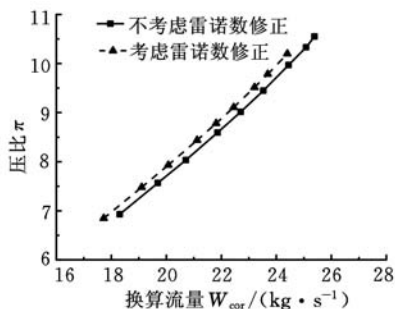


图 13 雷诺数对高压压气机特性图上的共同工作线的影响

雷诺数相对影响偏小的原因除了由于大涵道比涡扇发动机部件尺寸较大,故其相对雷诺数更大些之外,军用发动机所计算的工况点飞行高度更高,发动机进口密度更小,雷诺数影响因此更严重也是原因之一。

## 6 结论

(1)低雷诺数效应会降低部件的压比和效率,使压缩部件的喘振边界向下移动。对风扇和低压涡轮特性影响最明显,对增压级和高压涡轮特性影响较小,对高压压气机特性影响最小。

(2)考虑雷诺数修正后,在最大高度/最小表速工况下,发动机推力下降,平均降幅为 1.98%;发动机耗油率上升,平均升幅为 3.04%。

(3)考虑雷诺数修正后,风扇、增压级、高压压气机特性图上的共同工作线向喘振线方向移动,降低了稳定裕度。

### 参考文献:

[1] 王进, 骆广琦, 陶增元. 雷诺数对压气机特性及发动机稳定性影响的计算和分析[J]. 航空动力学报, 2002, 18(1): 20-23.  
Wang Jin, Luo Guangqi, Tao Zengyuan. Effects of Reynolds Number on Compressor Performance and Engine Stability[J]. Journal of Aero Space Power, 2002, 18(1): 20-23.

[2] 肖洪, 吴虎, 廉筱纯. 雷诺数对涡扇发动机性能及稳定性影响[J]. 航空动力学报, 2005, 20(3): 394-398.  
Xiao Hong, Wu Hu, Lian Xiaochun. Reynolds Number Effects on Performance and Aerodynamic Stabilities of the Turbofan Engines[J]. Journal of Aero Space Power, 2005, 20(3): 394-398.

[3] 李建榕. 雷诺数对压气机及双轴涡喷发动机性能的影响[J]. 航空发动机, 1993(5): 1-16.  
Li Jianrong. Reynolds Number Effects on the Performance of Compressor and Dual-spool Turbojet Engine[J]. Journal of Aeroengine, 1993(5): 1-16.

[4] 屠秋野, 陈玉春, 苏三买, 等. 雷诺数对高空长航时

无人机发动机调节计划和性能影响[J]. 推进技术, 2005, 26(2): 125-128.  
Tu Qiuye, Chen Yuchun, Su Sanmai, et al. Effects of Reynolds Number on Control Schedule and Performance of HALE Engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2005, 26(2): 125-128.

[5] 唐海龙, 朱之丽, 罗安阳, 等. 低  $Re$  对某小型涡扇发动机性能影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2005, 31(3): 303-306.  
Tang Hailong, Zhu Zhili, Luo Anyang, et al. Analysis of Effects of Low Reynolds Number on Small Turbofan Engine[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2005, 31(3): 303-306.

[6] 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.  
Liu Daxiang, Jin Jie, Peng Youmei, et al. Summarization of Development Status and Key Technologies for Large Airplane Engines[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(6): 976-980.

[7] Seidel J A. NASE Aero Propulsion Research; Looking Forward[R]. Bangalore: International Society for Air Breathing Engines, 2001.

[8] Benzakein M J. Propulsion Strategy for the 21st Century: a Vision into the Future[R]. Bangalore: International Society for Air Breathing Engines, 2001.

[9] Wassell A B. Reynolds Number Effects in Axial Compressor[J]. ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1968, 4: 149-156.

[10] 《航空发动机设计手册》总编委会. 航空发动机设计手册第 5 册—涡喷及涡扇发动机总体[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003.

[11] Strub R A. Influence of the Reynolds Number on the Performance of Centrifugal Compressors[R]. California: American Society of Mechanical Engineers, 1987.

[12] Balje O E A. Study of Reynolds Number Effects in Turbo Machines [J]. Journal of Engineering for Power, 1964, 86(3): 227-235.

[13] 廉筱纯, 吴虎. 航空发动机原理[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2005.

(编辑 袁兴玲)

作者简介: 赵运生, 男, 1984 年生. 南京航空航天大学能源与动力学院博士研究生. 主要研究方向为航空发动机总体性能。  
胡 骏, 男, 1959 年生. 南京航空航天大学能源与动力学院教授、博士研究生导师。  
屠宝锋, 男, 1981 年生. 南京航空航天大学能源与动力学院讲师、博士。  
王志强, 男, 1981 年生. 南京航空航天大学能源与动力学院讲师、博士。