

文章编号: 1000-8055(2005) 03-0394-05

雷诺数对涡扇发动机性能 及稳定性影响

肖 洪, 吴 虎, 廉筱纯

(西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072)

摘要: 综合了Wassell方法和经验数学模型两种雷诺数修正方法,对风扇、压气机、高低压涡轮的部件特性进行了雷诺数修正。运用修正后的部件特性分别对3种涡扇发动机进行了性能计算,定量计算出了雷诺数对涡扇发动机性能的影响程度。计算结果表明:在低空区雷诺数对涡扇发动机性能和稳定性影响可以忽略不计;但在高空低速区,雷诺数对涡扇发动机性能和稳定性影响显著;涡轮前总温剧烈升高;推力增大3%~6%、耗油率增大8%~10%;稳定裕度下降19%~39%。因此在高空低速区航空发动机性能数值模拟必须考虑部件特性雷诺数的影响。

关键词: 航空、航天推进系统; 雷诺数; 性能; 稳定裕度; 涡扇发动机

中图分类号: V 231

文献标识码: A

Reynolds Number Effects on Performance and Aerodynamic Stabilities of the Turbofan Engines

XIAO Hong, WU Hu, LIAN Xiao-chun

(School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Wassell's model and experimental correlations were synthesized. The effects of Reynolds number were taking into consideration to modify the characteristics of compressors and turbines. The performance and aerodynamic stability of three turbofan engines were calculated with modified compressors and turbines characteristics. Investigation shows that: Reynolds number almost has no influence on the engine performance and aerodynamic stability at low altitude, but has significant influence at high altitude with low flight speed. The turbine inlet total temperature and engine thrust are increased. The percentage increase of thrust and specific fuel consumption are 3%~6% and 8%~10% respectively, while the engine surge margin is decreased in the range of 19%~39%. It means that the effects of Reynolds number must be taken into account in turbofan engine performance simulation at high altitude with low flight speed.

Key words: aerospace propulsion system; Reynolds number; performance; surge margin; turbofan engine

随着航空发动机工作范围的不断扩大,考虑其进口条件变化对发动机性能特别是其稳定工作

范围的影响程度愈来愈重要。国外众多相关试验和计算表明,雷诺数对发动机性能和稳定性的影

收稿日期: 2004- 04- 19; 修订日期: 2004- 07- 05

作者简介: 肖洪(1978-),男,山东微山人,西北工业大学动力与能源学院助教,博士,主要从事航空发动机总体性能研究。

响不容忽视,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,其高低压压气机喘振边界向下移动致使发动机性能和稳定性大幅下降,这不仅严重影响飞机性能更重要的是影响其飞行包线和升限,严重威胁了飞行安全^[1,2]。因此,雷诺数已经成为影响发动机性能及其稳定性的主要因子之一,有效的评定其对发动机性能、稳定性的影响已经成为发动机研制和使用过程中迫切需要解决的问题。

1 雷诺数影响模型及修正方法

本文运用 Wassell 方法^[3]对压气机、风扇特性进行修正同时运用文献[4,5]建立的经验数学模型对涡轮特性进行了雷诺数修正。

1.1 压气机特性的雷诺数修正

1.1.1 压气机效率的修正

(1) 雷诺数 Re_I 的变化影响压气机的多变效率 η_p , 其变化关系为:

$$1 - \eta_p = K \cdot Re_I^{-m} \tag{1}$$

式中: Re_I 为影响压气机效率的雷诺数; K 为常数, 计算结果表明 K 的取值对计算结果有较大的影响, 为避免其引起的误差, 根据设计点求出其值; m 为影响系数, 是压气机气动参数和压气机几何参数的函数; 根据文献[3]求出其值。

(2) 压气机绝热效率 η_c 和多变效率 η_p 的关系:

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

1.1.2 压气机压比的修正

对压气机压比的雷诺数修正采用相似功原理即:

$$L_c = C_p \frac{\Delta T_t}{T_{t1}} = \left(\frac{\pi_c^{(k-1)/k} - 1}{\eta_c} \right)_b = \left(\frac{\pi_c^{(k-1)/k} - 1}{\eta_c} \right)_a \tag{3}$$

由上式得出雷诺数 Re_I 对压气机压比 π_c 的修正。

1.1.3 压气机流量的修正

压气机质量流量 W_a 随雷诺数 Re_{II} 的变化关系可用下式表示:

$$\frac{t}{x} \cdot \frac{W_a - W_a^*}{W_a^*} = f(Re_{II}) \tag{4}$$

式中: Re_{II} 为影响压气机流量的雷诺数; t 为第

级转子叶片中径处喉道宽度(m); x 为第一级转子叶片中径处前缘到叶片喉部的距离(m); W_a 为对应于 Re_{II} 的空气流量(kg/s); W_a^* 为对应于 $Re_{II} = 1.0 \times 10^5$ 条件下的流量(kg/s)。

1.1.4 喘点压比的修正^[6]

压气机喘点压比随 Re_{III} 的变化关系可用下式表示:

$$\frac{\pi_s - \pi^*}{\pi^*} = f(Re_{III}) \tag{5}$$

式中: Re_{III} 为影响压气机喘点压比的雷诺数; π^* 为对应于 Re_{III} 的喘点压比; π^* 这对应于 $Re_{III} = 10^5$ 条件下的喘点压比。

1.2 涡轮特性的雷诺数修正

1.2.1 涡轮效率的修正^[5]

涡轮效率 η_t 与其修正雷诺数 $Re_{T,\Sigma}$ 的变化关系为:

$$\eta_t = f(\overline{Re}_{T,\Sigma}) \tag{6}$$

式中:

$$\eta_t = \eta_{t,cr} / \eta_{t,\alpha}$$

($\eta_{t,\alpha}$ 为 $Re_{T,\Sigma} = 2 \times 10^5$ 时的效率)

$$\overline{Re}_{T,\Sigma} = Re_{T,\Sigma} / Re_{T,\Sigma,\alpha}$$

$$(Re_{T,\Sigma,\alpha} = 2 \times 10^5)$$

1.2.2 涡轮流通能力的修正^[7]

涡轮流量函数 B_T 与其修正雷诺数 $Re_{T,V}$ 之间的变化关系为:

$$\overline{B}_T = f(\overline{Re}_{T,V}) \tag{7}$$

式中:

$$\overline{B}_T = B_T / B_{T,\alpha}$$

($B_{T,\alpha}$ 为 $Re_{T,V} = 2.5 \times 10^5$ 时的效率)

$$\overline{Re}_{T,V} = Re_{T,V} / Re_{T,V,\alpha}$$

$$(Re_{T,V,\alpha} = 2.5 \times 10^5)$$

1.3 部件特性雷诺数修正的基准特性确定^[8]

本文根据发动机设计点各部件特性的雷诺数, 分别计算出 $Re_{II} = 1.0 \times 10^5$, $Re_{III} = 10^5$, $Re_{T,\Sigma} = 2.0 \times 10^5$, $Re_{T,V} = 2.5 \times 10^5$ 时的压气机流量、喘点压比、涡轮效率、涡轮流量函数作为部件特性修正的基准特性。

2 雷诺数对发动机性能及稳定性影响的计算与分析

运用上述模型分别对 A、B、C 三种涡扇发动机进行了性能计算, 其中 C 型发动机为具有增压

级的涡扇发动机。下面以A 型发动机为例对雷诺数对发动机风扇、压气机共同工作线, 发动机性能、稳定性的影响进行分析说明。

图 1、图 2 给出了 A 型发动机 $Ma=0.9, H=20\text{ km}$ 时发动机节流状态下发动机风扇、压气机工作线和喘振边界的影响示意图。

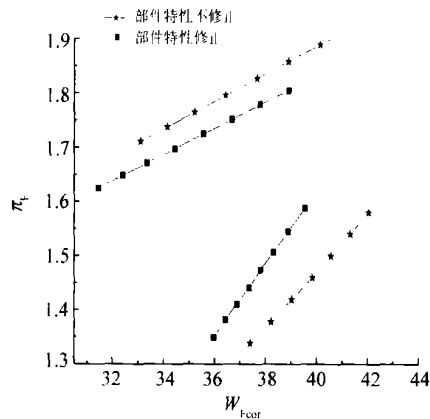


图 1 雷诺数对风扇工作线影响示意图
Fig.1 Effects of Re on the fan operating line

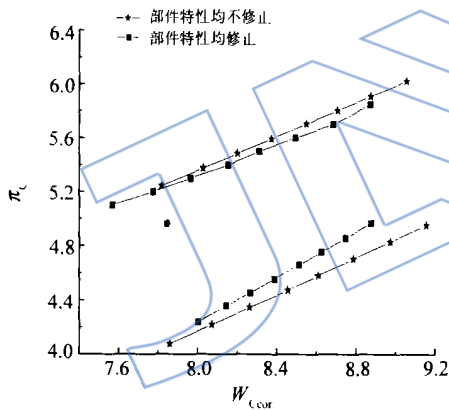


图 2 雷诺数对压气机工作线影响示意图
Fig.2 Effects of Re on the compressor operating line

从上图中可以看出由于雷诺数的影响喘振边界内移, 工作点换算流量、压比降低, 工作线向接近喘振边界的左下方移动, 同时喘振边界点压比流量均降低, 向左下方内侧移动, 该两方面因素均必然使得风扇、压气机稳定裕度大幅下降。同时工作点压比、流量的降低, 也必然使得发动机性能剧烈变化。

为了更为清晰地理解雷诺数对发动机性能的影响, 图3~图8 分别给出了 $H=20\text{ km}$, A 型发动机的主要工作过程参数和性能随飞行马赫数的变化关系。

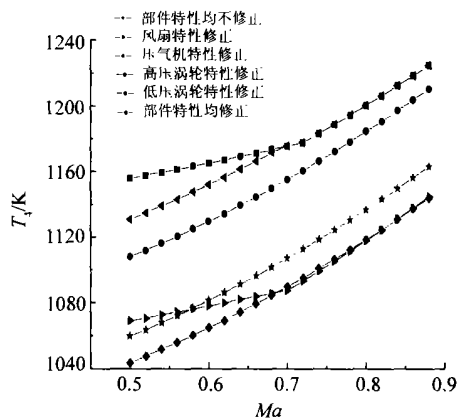


图 3 涡轮前总温 T_4 随 Ma 的变化图
Fig.3 Variation of T_4 with Ma

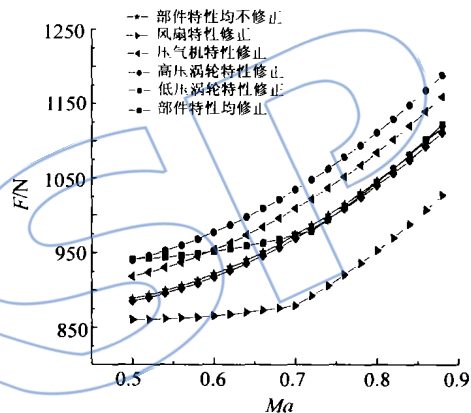


图 4 推力 F 随 Ma 的变化图
Fig.4 Variation of F with Ma

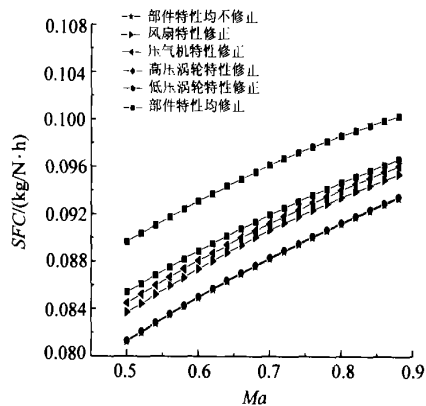


图 5 耗油率 SFC 随 Ma 的变化图
Fig.5 Variation of SFC with Ma

部件特性考虑雷诺数修正后, 风扇、压气机压比下降, 流量降低, 同时涡轮前总温升高。流量减小导致推力降低, 但这完全被由于涡轮前总温升高而导致的推力增大所抵消, 结果使得推力升高,

表1 $H=10.0\text{ km}, Ma=0.5$ 雷诺数对3种发动机性能、稳定性影响数值表

Table 1 Re effects on the performance and aerodynamic stabilities of three turbofan engines at $H=10.0\text{ km}, Ma=0.5$

	推力/ %	耗油率/ %	风扇稳定裕度/ %	增压级稳定裕度/ %	压气机稳定裕度/ %	$T_4/ \%$
A	0.91	0.97	- 1.28	—	- 1.41	0.26
B	0.35	0.41	- 0.93	—	- 0.56	0.65
C	0.11	0.27	- 0.52	- 1.26	- 0.06	0.78

表2 $H=20.0\text{ km}, Ma=0.5$ 雷诺数对3种发动机性能、稳定性影响数值表

Table 1 Re effects on the performance and aerodynamic stabilities of three turbofan engines at $H=20.0\text{ km}, Ma=0.5$

	推力/ %	耗油率/ %	风扇稳定裕度/ %	增压级稳定裕度/ %	压气机稳定裕度/ %	$T_4/ \%$
A	5.96	10.35	- 25.88	—	- 15.4	9.06
B	3.85	8.18	- 16.53	—	- 15.66	6.49
C	3.12	9.67	- 19.42	- 39.26	- 19.06	7.58

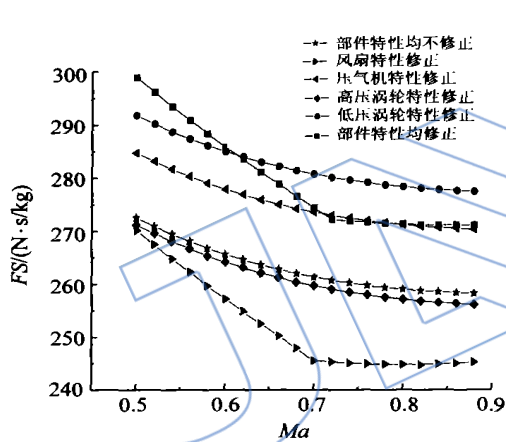


图6 单位推力 FS 随 Ma 的变化图

Fig. 6 Variation of FS with Ma

单位推力升高,耗油率增大(为对比的需要本文所计算的3种发动机均采用 $n_{\text{For}} = \text{const}$ 的调节规律)。考虑高低压涡轮特性修正后,涡轮流通能力下降,涡轮前总温升高,同样使得推力增大,单位推力,耗油率升高。因此,综合考虑风扇、压气机、高低压涡轮特性的的雷诺数修正后,发动机性能变化更为显著,推力进一步增大,耗油率进一步升高,稳定裕度大幅下降。

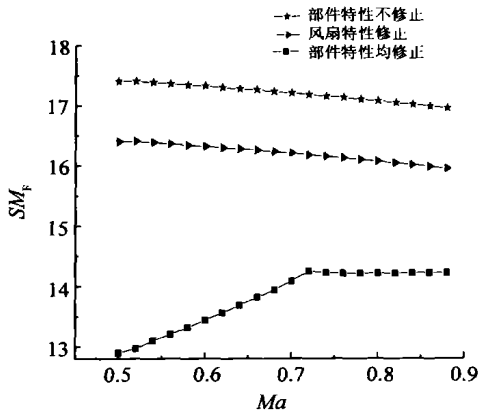


图7 风扇稳定裕度 SM_F 随 Ma 的变化图

Fig. 7 Variation of SM_F with Ma

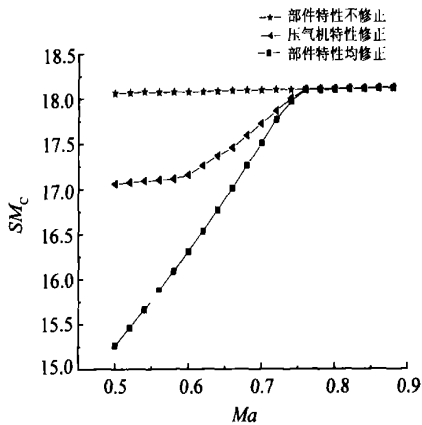


图8 压气机稳定裕度 SM_C 随 Ma 的变化图

Fig. 8 Variation of SM_C with Ma

表1、表2 分别给出了3种发动机在 $H=10.0\text{ km}, Ma=0.5$ 飞行条件(该点处影响各部件特性的雷诺数最小,因此对发动机性能影响也最为显著)下控制规律为 $n_{\text{For}} = \text{const}$ 的性能、稳定裕度的相对变化。

从表1、表2可以看出在高空低速区,雷诺数对3种大动机性能均有显著影响。

3 结 论

运用 Wassell 方法和经验数学模型分别对风扇、压气机、高低压涡轮部件特性进行了雷诺数修正,并分别对 A、B、C 三种发动机进行了性能计算(3种发动机调节规律均为 $n_{Fcor} = \text{const}$),定量计算出了雷诺数对发动机性能、稳定性的影响程度。计算结果表明:

(1) 由于雷诺数的影响,发动机在高空低速区涡轮前总温剧烈升高。在 $Ma = 0.5, H = 20 \text{ km}$ 处 A 发动机涡轮前总温 T_4 由 $1\,059.83 \text{ K}$ 增加到 $1\,155.83 \text{ K}$, B 发动机涡轮前总温 T_4 由 $1\,183.57 \text{ K}$ 增加到 $1\,260.25 \text{ K}$, C 发动机涡轮前总温 T_4 由 $1\,238.0 \text{ K}$ 增加到 $1\,331.85 \text{ K}$ 。

(2) 雷诺数的影响,使得发动机耗油率显著增加。以本文所计算3种涡扇发动机为例, A、B、C 三种发动机在 $Ma = 0.5, H = 20 \text{ km}$ 处耗油率分别增加 10.35% , 8.18% , 9.67% 。

(3) 雷诺数的影响,使得发动机推力显著增加。A、B、C 三种发动机在 $Ma = 0.5, H = 20 \text{ km}$ 处推力分别增加 5.96% , 3.85% , 3.12% 。

(4) 雷诺数的影响,在高空低速区,3种发动机风扇、压气机稳定裕度显著下降。在 $Ma = 0.5, H = 20 \text{ km}$ 处, A 发动机风扇稳定裕度由 17.4% 下降到 12.9% , 压气机稳定裕度由 18.06% 下降到 15.26% ; B 发动机风扇稳定裕度由 13.79% 下降到 11.51% , 压气机稳定裕度由 24.46% 下降到

20.63% ; C 发动机风扇稳定裕度由 14.83% 下降到 11.95% , 增压级稳定裕度由 20.63% 下降到 12.53% , 压气机稳定裕度由 22.98% 下降到 18.60% 。

综上计算结果,在低空区,雷诺数对3种发动机性能和稳定性影响可以忽略不计;但在高空低速区,雷诺数对3种发动机性能和稳定性影响显著,因此在高空低速区涡扇发动机性能的数值模拟必须考虑雷诺数的影响。

参考文献:

- [1] 航空发动机设计手册[M]. 北京:国防工业出版社, 2003.
- [2] 王进. 先进战斗机稳定性数值模拟[D]. 西安:空军工程大学, 2003.
- [3] Wassell A B. Reynolds Number Effects in Axial Compressors[J]. *ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 1968, 4: 149~156.
- [4] 尤·阿·李特维诺夫. 航空涡轮喷气发动机的特性和使用性能[M]. 北京:国防工业出版社, 1996.
- [5] Balje O E. A Study of Reynolds Number Effects in Turbomachines[J]. *Journal of Engineering for Power*, 1964, 86(3): 227~235.
- [6] Strub R A. Influence of the Reynolds Number on the Performance of Centrifugal Compressors[R]. *ASME Paper* 1987-GT-10.
- [7] 骆广奇, 陶增元. 雷诺数对某型涡扇发动机性能的影响研究[R]. 北京:航空工业总公司第628研究所, 1997.
- [8] 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 Jian-rong. Reynolds Number Effects on the Performance of Compressor and Dual-Spool Turbojet Engine[J]. *Journal of Aeroengine*, 1993, 5: 1~16.