

文章编号: 1000-8055(2008)10-1868-07

考虑性能衰退的航空发动机总体性能裕度 设计研究

周茂军

(中国航空动力机械研究所, 株洲 412002)

摘 要: 研究大型客机发动机在使用过程中的性能衰退对总体性能的影响, 将结果用于发展型发动机总体性能裕度设计中. 利用性能衰退专项试验的数据和获得的返厂进行翻修的发动机磨损程度数据, 分析计算出部件效率下降对性能的影响, 找出发动机新交付时与性能衰退后的差值, 将这个差值应用在发展型发动机性能衰退后的总体性能计算中. 针对被研发发动机获得的结果是: 总体性能设计需要留取 $100\text{ }^{\circ}\text{C}$ 的燃气温度裕度以保证翻修期内的安全使用, 性能衰退后单位燃油耗油率 SFC 平均上升 7% , 发展型发动机依靠部件效率改善能够满足新一代飞机的更高性能要求.

关 键 词: 性能衰退; 总体性能裕度设计; 发展型发动机; 燃油单位耗油率 (SFC); 涡轮间温度 (EGT); 燃气温度裕度 ($EGTM$)

中图分类号: V231.1+2

文献标识码: A

Research on aeroengine performance margin design considering performance deterioration in utility

ZHOU Mao-jun

(China Aviation Powerplant Research Institute, Zhuzhou 412002, China)

Abstract: The purpose of this article is to study the impacts on engine performance caused by the engine deterioration after long time use, and the result was used in the engine performance margin design in new developing engines. Method is to use data acquired in special arranged performance-deterioration engine tests as well as the ones collected from overhauling engines, to analyze the impacts on engine performance caused by module efficiency loss, and to find out the difference between new delivered and deteriorated engines. This difference is used to the engine performance calculation after deterioration in development engines. Conclusion: the performance margin of $100\text{ }^{\circ}\text{C}$ in engine gas temperature (EGT) and 7% in specific fuel consumption (SFC) need to be maintained in subject new development engines in order to guaranty the safety use within the time between overhaul, and development engines can meet the higher performance requirement of new generation aircraft relying on the efficiency improvement in modules.

Key words: performance deterioration; engine performance margin design; developing engine; specific fuel consumption (SFC); engine gas temperature (EGT); engine gas temperature margin ($EGTM$)

民用、军用航空发动机的总体性能设计要考 虑留取一定的性能裕度. 这时因为在未来飞行使

收稿日期: 2008-03-10; 修订日期: 2008-06-09

作者简介: 周茂军(1964-), 男, 江西萍乡人, 研究员, 主要从事航空发动机总体设计.

用过程中发动机存在性能衰退的问题.性能衰退主要表现在监控的涡轮间燃气温度(EGT)和单位燃油耗油率(SFC)随使用时间延续有逐渐上升的趋势.例如,通常的现代大中型民用涡扇发动机在返厂进行性能恢复翻修前的起飞状态 EGT 温度比刚投入使用时平均高 $60\sim 90\text{ }^{\circ}\text{C}$, SFC 平均上升 $5\%\sim 8\%$.造成发动机性能衰退的主要原因是使用过程中的零件机械磨损、热端部件烧蚀变形和流道污染等^[1].

在发动机研制中不仅要考虑装机损失,更要重视发动机使用中的性能衰退^[2].忽视这个问题不仅会给发动机制造公司和用户带来经济上的损失,还可能造成发动机的损伤破坏甚至更严重的后果.

例如,飞机在热天环境下大功率起飞时发生发动机燃气温度超温故障的主要原因之一就是由于发动机的性能衰退.再例如,航空公司用户有时向发动机制造公司抱怨某某新型发动机的性能衰退过快,超过了购买合同的性能指标保证值,并为此向发动机厂家提出索赔.分析造成该纠纷的原因是发动机制造厂家对其新研发发动机在外场使用条件下的性能衰退速度估计不足.

所以,在强调航空发动机安全可靠、用户至上的今天,航空发动机研制如何充分考虑未来使用过程中的性能衰退是非常重要的.但是,较准确预测发动机性能衰退对于发动机制造厂家是一个难题,因为它不仅需要投巨资进行专项发动机试验研究,还要积累大量的外场使用数据,这就要求发动机制造厂家的产品已经有一定的市场和经验积累.本论文将对某型在役飞行的双转子涡扇发动机在海平面、标准大气(International standard atmosphere, ISA)条件下起飞状态的专项试验和外场使用数据进行计算分析,探讨如何在新一代发动机总体性能设计中留取一定的性能裕度,以达到保证新研发发动机在未来服役过程中性能可控和安全可靠的目的.

1 某系列发动机服役中的性能衰退情况

航空发动机在服役过程中随着使用时间不断增加,性能也不断衰退^[3].图 1 示出了统计的某系列发动机基本型和 9 种发展型的起飞状态性能衰退(EGT 升高)与使用循环数之间的关系.顺便要指出的是,推力越大的发展型,它的性能衰退越

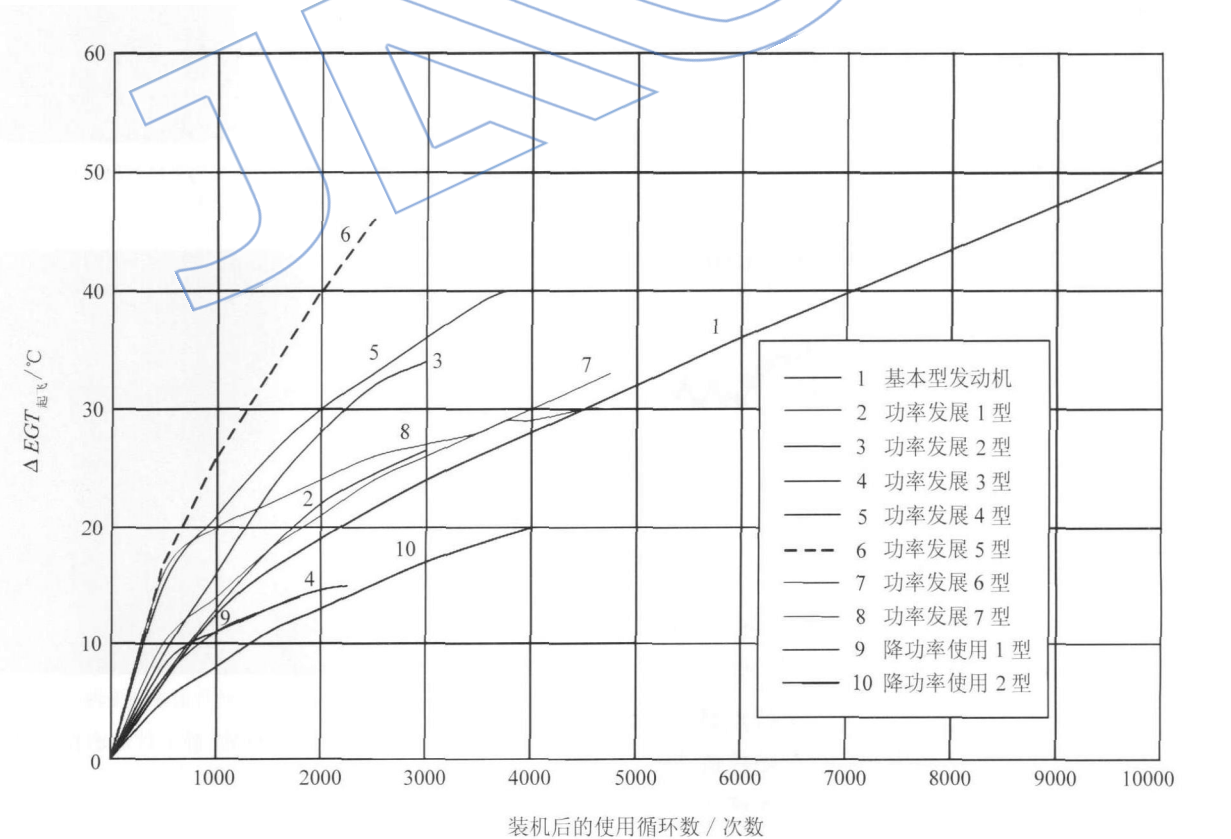


图 1 某系列发动机起飞状态 ΔEGT 温度随使用循环数(次数)衰减的关系
Fig. 1 Relationship between takeoff ΔEGT and flight cycles

快;而降推力使用的发展型,它的性能衰退速度就比较慢.

在发动机性能衰退分析中常引用燃气温度裕度(EGTM)这个术语,它是一个监控正在服役的飞机发动机性能衰退的最常用和最重要的指标,定义在海平面、拐点温度(通常为 30 °Q 大气条件下发动机在全推力(或全功率)起飞状态时的实际燃气温度与有关技术文件规定的限制值之间的差值.发动机性能衰退主要表现为 EGTM 的下降趋势和 SFC 的升高趋势.鉴于 EGTM 的下降与 SFC 的升高对于某具体发动机有固有的关系,而 EGT 直接反映发动机是否超温,所以发动机性能分析经常单独采用 EGTM 这个指标.

图 2 示出采用性能趋势监控程序监控的装某型号双转子涡轮扇发动机(下面简称 M 型发动机)的一架大型双发客机的两台发动机投入使用后 EGTM 衰减的趋势.

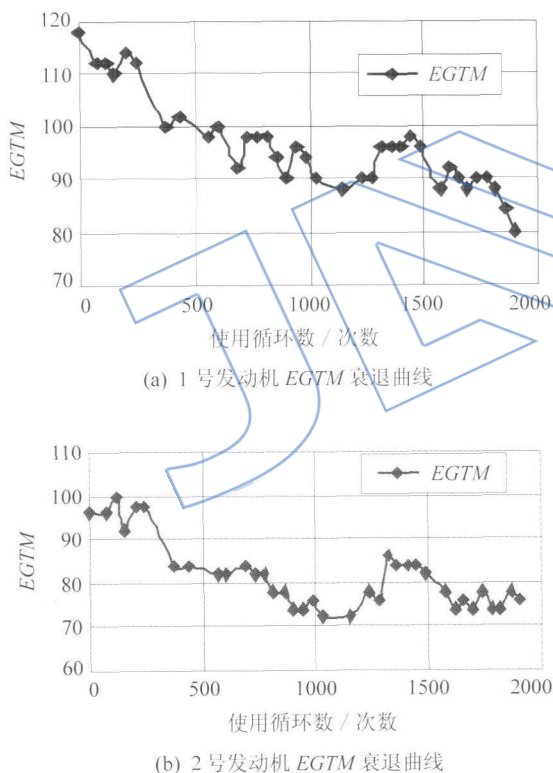


图 2 一架双发飞机的两台 M 型发动机性能衰退曲线
Fig. 2 EGTM deterioration on an aircraft's both engines

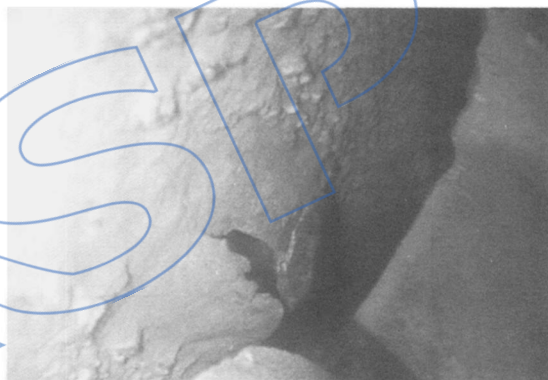
从上面的曲线,我们发现的一个特点是:在最初使用的 500~800 循环中 EGTM 衰减最大,大约有 10~15 °C;然后 EGTM 的衰减逐渐平缓,大约每千循环 3~8 °C.这主要是因为发动机最初使用时,它的转动件和静子件间的间隙最小,所以工作时容易磨损;随着磨损造成的间隙愈来愈大,磨

损就变得愈来愈少.

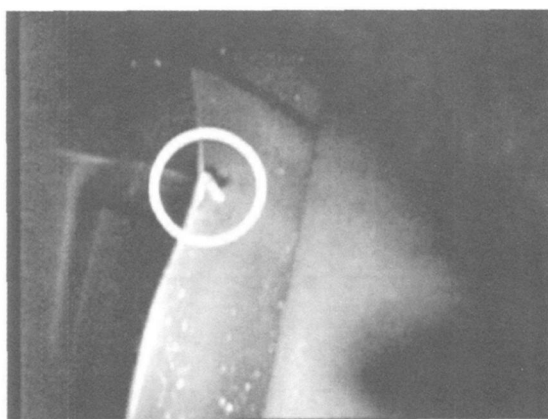
2 对 M 型发动机性能衰退的分析

要分析发动机使用中的性能衰退,需要获得大量外场使用数据和发动机零部件磨损的信息,同时更要做大量的专项性能衰减诊断试验、性能分析等研究工作,以发现造成性能衰退的各种原因和它们在性能衰退总量中所占有的比重,从而找到减少性能衰退的有效方法和途径.

检查经过长期使用、性能衰退的发动机,可以普遍发现其内部的转动件与静子件之间(包括叶片叶尖、篦齿封严等)的间隙由于磨损而增大、气流叶型面冲刷磨损变形严重,在流道中还有外来粘接物,这些损失无疑大大降低了部件效率,从而严重影响了发动机总性能.图 3 示出了某台发动机部分零件的磨损情况.



(a) 内窥镜发现某涡轮叶片叶尖与外环的磨损严重,且外环已有烧洞



(b) 内窥镜发现的某压气机叶片前缘外来物击伤

图 3 长期使用造成的发动机转、静子件的磨损、损伤
Fig. 3 Rub and worn in rotors and stators after long time use

需要补充说明的是,针对图 3(a)的涡轮外环烧洞情况,只要 EGTM 没有下降到下限值,发动机使用是安全的,但需要采取监控使用措施.

2.1 性能衰退专项试验结果

为了研究正在服役的 M 型发动机性能衰退情况,特别安排一台 M 型发动机进行了专项的性能衰退诊断试验,首先获得在没有磨损情况下的该发动机起飞状态的性能;然后经过多次试验分别获得各部件的转、静子件折合到在单位磨损深度 0.05 mm 情况下该发动机起飞状态性能受影响程度的数据.为了简化计算,将被测量的零件磨损数据分别叠加到各自的部件上,得到各部件平均受影响程度见表 1 所示.特别指出的是,其核心机(高压部件)对性能的影响程度占到总影响的 80 %以上.

表 1 主要部件平均磨损深度 0.05 mm 折合对性能的影响
Table 1 Impacts on performance with worn depth 0.05 mm inside each modules

序号	部件	$SFC_{升高}/\%$	$\Delta EGT/^{\circ}C$
1	风扇	0.012 78	0.026 24
2	低压压气机	0.046 8	1.254 6
3	高压压气机	0.114 2	2.442 6
4	高压涡轮	0.176	2.50
5	低压涡轮	0.039 5	0.313

2.2 返厂翻修发动机的性能分析

现在,通过分解多台完成了外场翻修期使用、EGTM 衰退严重的 M 型发动机,计量各部件的主要零件磨损程度并加以平均,得到处理的数据见表 2.

表 2 性能衰退发动机主要部件平均磨损深度
Table 2 Deteriorated engine's average worn depth in modules

序号	部件	平均磨损量/mm
1	风扇	1.16
2	低压压气机	0.49
3	高压压气机	0.62
4	高压涡轮	0.62
5	低压涡轮	0.50

综合表 1 和表 2 的数据,可以计算得出性能衰退发动机的 5 大部件磨损情况分别对性能的平均影响程度如表 3 所示.

从新发动机出厂验收试验的统计数据知道 M 型新出厂发动机的 EGT_M 基本在 90 °C~110 °C 范围,图 2 中的两台发动机的实际数据也验证

了这一点.从使用安全保险和翻修成本考虑,从飞机上拆下、进行性能恢复翻修的发动机仍然要保留 20 °C 左右的 EGT_M,所以 M 型发动机服役使用中消耗的 EGT_M 在 80 °C 左右.

表 3 性能衰退发动机 5 大部件的性能平均衰退程度
Table 3 Deterioration on 5 modules of the worn engine

序号	部件	$SFC_{升高}/\%$	$\Delta EGT/^{\circ}C$
1	风扇	0.296	0.61
2	低压压气机	0.459	12.30
3	高压压气机	1.416	30.29
4	高压涡轮	2.182	31
5	低压涡轮	0.395	3.13
累 计		4.748	77.33

3 M 型发动机性能衰退前后的性能对比

3.1 M 型发动机性能衰退前的性能计算

采用借鉴参考文献[4-5]的发动机性能计算方法 and 程序对上述分析的 M 型发动机在没有性能衰退情况下进行海平面、ISA 条件下的总体性能模拟计算,得出起飞状态主要循环参数数据如表 4 所示.

表 4 M 型发动机起飞状态主要性能参数
Table 4 Mengine's main parameters in takeoff

参 数	数值
风扇压比(外涵道)	1.702
低压压气机压比	3.3
高压压气机压比	7.15
燃烧室出口温度/ K	1700
空气流量/ (kg/ s)	374
风扇等熵效率	0.892
低压压气机等熵效率	0.86
高压压气机等熵效率	0.845
高压涡轮等熵效率	0.868
低压涡轮等熵效率	0.906
推力/ kN	114.8
EGT/ K	1240
$SFC/(g/(kN \cdot s))$	10.91
外、内涵喷气速度比	0.864

3.2 M 型发动机性能衰退后的性能计算

性能衰退后的发动机性能参数小量变化,会引起工作状态的变化^[6].现在,基于上述设计点参数并根据表 3 所列的各大部件磨损造成的发动机性能衰退程度,我们利用循环参数分析程序计算出性能衰退发动机各大部件的效率下降、风扇和压气机压比的变化,分别见表 5 和表 6.

表 5 性能衰退发动机部件效率下降计算结果
Table 5 Calculated efficiency results of worn engine's modules

序号	部件	设计点 效率 $\eta_{设计}$	翻修时 效率 $\eta_{翻修}$	$\eta_{下降}$
1	风扇	0.892	0.887	0.005
2	低压压气机	0.860	0.848	0.012
3	高压压气机	0.845	0.824	0.021
4	高压涡轮	0.868	0.840	0.028
5	低压涡轮	0.906	0.902	0.004

表 6 性能衰退发动机风扇等的压比下降计算结果
Table 6 Calculated pressure rate decrease in worn engine's fan, etc

序号	部件	设计点 压比 $\pi_{设计}$	翻修时 压比 $\pi_{翻修}$	$\pi_{下降}$
1	风扇	1.70	1.726	-0.024*
2	低压压气机	3.30	3.22	0.08
3	高压压气机	7.15	6.64	0.51

注: *对于风扇,在发动机性能下降情况下为了获得相同的推力需要提高风扇压比.

3.3 M 型发动机性能衰退前后的性能对比和分析

根据表 3~表 6 的计算数据,可以迭代运算出 M 型发动机在性能衰退后、在海平面、ISA 条件下产生相同起飞推力时的发动机主要循环参数见表 7.

对比表 4 和表 7 可以看出,新、旧发动机在起飞状态的循环参数有了较大的变化.由于性能的下降,导致燃烧室出口温度升高了 74 °C(EGT 升高了 77 °C),这直接影响到涡轮流道件的热力承受能力.发动机的 SFC 也上升了 5.9%,这既包括了各部件各自磨损的影响,也包括了各部件匹配后的综合影响.

表 7 M 型发动机性能衰退后起飞状态主要性能参数
Table 7 Deteriorated engine's main parameters in takeoff

参 数	数值
风扇压比(外涵道)	1.724
低压压气机压比	3.22
高压压气机压比	6.64
燃烧室出口温度/ K	1774.1
空气流量/ (kg/ s)	359
风扇等熵效率	0.887
低压压气机等熵效率	0.848
高压压气机等熵效率	0.824
高压涡轮等熵效率	0.840
低压涡轮等熵效率	0.902
推力/ kN	114.5
EGT / K	1317
SFC / (g/ (kN · s))	11.55
外、内涵喷气速度比	0.734

所以,考虑到性能衰退的影响,以及发动机返厂翻修时仍然有 20 °C 左右的 $EGTM$,发动机设计中要保证热端部件的承温能力比设计值高 100 °C 左右.对于 M 型发动机,要求高压涡轮部件能够在燃气温度高至 1800 K 的起飞状态下安全工作.

4 发展型发动机性能衰退前后的性能对比预估

现代航空发动机研制具有非常大的继承性,即它基于已经成功使用的上一代发动机的设计思想和设计、试验、外场使用经验,采用基本相同的结构形式,将新研发的一些技术成果诸如新材料、新叶型设计等应用在将要新研制的发动机上,进一步提升发动机性能和可靠性,以满足用户对发动机的更高要求.发动机的研制周期和研制经费也大大改善了.

M 型发动机投入市场后获得了很大的成功.现在飞机制造公司根据市场需求,要求以 M 型发动机为平台,在较短时间内发展一种性能更好的发动机(简称 N 型发动机).用户提出的关键性能指标是:单位燃油耗油率 SFC 平均减少 2.5%,起飞推力提高 8%,质量相当,翻修期相当.

4.1 N型发动机起飞状态性能设计

在总体性能设计中是这样考虑的:

1) 对于更高的性能要求,特别是要满足 SFC 平均降低 2.5%,必须应用经过试验验证了的、采用更先进的气动设计方法设计的部件以提高部件效率,再进行总体性能设计优化;同时采用耐更高温的材料;

2) 为了满足质量相当的要求,尽可能采用现有结构形式,部分冷端部件零件采用性能更好、质量更轻的材料;

3) 为了满足翻修期相当的要求,将表 5 和表 6 得出的 M 型发动机翻修期内各部件性能衰退程度做为 N 型发动机寿命设计的基本依据, $EGTM$ 裕度留取稍优于用户比较满意的 M 型发动机,确定在不低于 100 °C

基于上述思路并考虑较短的研制周期,利用部件性能提升计划的成果,将提高性能的重点放在高压部件上,计算确定了在海平面、ISA 条件下起飞状态的 N 型发动机主要性能参数如表 8 所示.

表 8 N型发动机起飞状态主要性能参数
Table 8 New developing engine's main parameters in takeoff

参 数	数值
风扇压比(外涵道)	1.820
低压压气机压比	3.400
高压压气机压比	7.250
燃烧室出口温度/ K	1735
空气流量/ (kg/ s)	381
风扇等熵效率	0.919
低压压气机等熵效率	0.865
高压压气机等熵效率	0.856
高压涡轮等熵效率	0.879
低压涡轮等熵效率	0.920
推力/ kN	126.24
SFC / (g/ (kN · s))	10.53
EGT / K	1271
外、内涵喷气速度比	0.858

4.2 N型发动机性能衰退后的起飞状态性能估算
鉴于 N 型发动机的结构形式与原型机 M 型

发动机基本相同,技术状态相近,可以根据获得的 M 型发动机的性能衰退规律估算 N 型发动机在完成一个翻修期后的性能状态.表 9 是预估的在性能衰退后起飞状态下的性能.

表 9 N型发动机性能衰退后起飞状态主要性能参数
Table 9 New developing engine's parameters in takeoff after deterioration

参 数	数值
风扇压比(外涵道)	1.850
低压压气机压比	3.270
高压压气机压比	6.720
燃烧室出口温度/ K	1809.9
空气流量/ (kg/ s)	367
风扇等熵效率	0.914
低压压气机等熵效率	0.853
高压压气机等熵效率	0.833
高压涡轮等熵效率	0.849
低压涡轮等熵效率	0.916
推力/ kN	124.87
SFC / (g/ (kN · s))	11.34
EGT / K	1348
外、内涵喷气速度比	0.7820

将 N 型发动机性能衰退前后的性能参数进行对比可以看出,它与实际使用的 M 型发动机性能衰退程度很接近. N 型发动机的设计性能指标还留有少量裕度.新发展的 N 型发动机要求高压涡轮部件能够在燃气温度高至 1840 K 的起飞状态下安全工作.

将 M 型发动机和 N 型发动机起飞状态性能做一对比可以看出,部件效率得到了较大改善,特别是风扇效率提高了 2.7%,高压部件提高了 1.2%;燃气温度上升了 35 °C 随着计算机运算速度的迅速提高和更先进的气动设计方法特别是叶片造型方法的使用,以及新材料等的研制应用,这种发展改型已经完全成为了现实.

5 结 论

针对 M 型发动机的外场使用数据和性能衰退专项试验研究结果以及计算分析,得出了发动机性能衰退前后的性能对比,并预测了新发展的 N 型发动机将来性能衰退的趋势.得出的主要结

论是:热端部件在海平面、ISA 条件下起飞状态的实际承温能力要比不考虑性能衰退时的设计值高 100 °C左右,而性能衰退后发动机的 SFC 要比性能衰退前高 7 %左右.

从 M 型发动机发展改型到 N 型发动机,主要靠提高部分部件效率特别是高压部件效率来实现,主要结果是:风扇效率提高了 2.7 %,高压部件提高了 1.2 %;燃气温度上升了 35 °C

通过采取提高部件性能而不改变发动机结构的方法,对 20 世纪 80 年代、90 年代初研制并成功投入商业运营的航空发动机进行性能提高的改进改型已经非常普遍,如 RR 公司的 Trent 系列、GE 公司的 GE90 系列、PW 公司的 PW4000 系列,而 CFMI 合资公司的 CFM56 系列发动机从 1982 年投入使用,已经发展了六个大族、二十多种不同型号.所以,基于提高部件性能的发动机改进改型,是满足高速增长的航空市场需求的最实用的途径.

参考文献

- [1] 张津,洪杰,陈光.现代航空发动机技术与发展[M].北京:北京航空航天大学出版社,2006.
ZHANG Jin, HONG Jie, CHEN Guang. Technology and development of modern aero engine[M]. Beijing:Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 2006. (in Chinese)
- [2] 廉筱纯,吴虎.航空发动机原理[M].西安:西北工业大学出版社,2001.
LIAN Xiaochun, WU Hu. Aero engine principle [M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2001. (in Chinese)
- [3] 凯巴 ИБ 苏].航空燃气涡轮发动机技术诊断[M].王起鹏,刘德馨,译.北京:航空工业出版社,1990.
Kaiba ИБ Russia]. Technical diagnostics of aviation gas turbine engine[M]. Translator: WANG Qipeng, LIU Dexin. Beijing: Aviation Industry Press, 1990. (in Chinese)
- [4] Koen R W. GENEGA program for calculating design and off-design performance for turbojet and turbofan engine [R]. NASA-TND-6552, 1972.
- [5] Lewis Research Center Cleveland Ohio. Object-oriented approach for gas turbine engine simulation [R]. NASA-TM-106970, July 1995.
- [6] 吴学辉,李志刚,陶增元.参数小偏差对某高推重比航空发动机性能的影响分析[J].航空动力学报,2005,20(6):1028-1031.
WU Xuehui, LI Zhigang, TAO Zengyuan. Analysis of the effects of parameter small deviations on a high thrust-weight ratio aeroengine performance [J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(6): 1028-1031. (in Chinese)