

发动机在进气温度畸变条件下的特性研究*

叶 巍^{1,2}, 乔渭阳¹, 侯敏杰²

(1 西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072 2 中国燃气涡轮研究院, 四川 成都 610500)

摘 要: 为定量获得某发动机在温度畸变条件下的特性, 采用有效的畸变传递模型, 就进气温度畸变对某发动机稳定性和性能的影响进行了较深入的数值研究。详细地计算了温度畸变对发动机稳定性和性能的影响结果, 讨论了温度畸变作用下该发动机的多种重要特性。结果表明, 所研究的三组温升率均超过了临界温升率, 临界高温区范围为 180°; 温度敏感系数均在统计范围之内, 表明该发动机具有较好的抗温度畸变能力。而在上限温度畸变作用下, 发动机必须使用防喘系统。

关键词: 温度畸变; 温升率; 稳定裕度损失

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2008) 06-0677-04

Study for the effects of inlet temperature distortion on engine performance

YE Wei^{1,2}, QIAO Weiyang¹, HOU Min-jie²

(1 School of Power and Energy Northwest Polytechnical Univ., Xi'an 710072, China

2 China Gas Turbine Establishment Chengdu 610500, China)

Abstract In order to obtain the performance of an aero-engine under the condition of temperature distortion, this paper presents the numerical investigation of the effect of the inlet temperature distortion upon the stability and performance of aero-engine using the effective distortion-transfer model. The calculation results indicate that three group of temperature increase rates investigated exceeded the critical value. The critical range of the high temperature section is about 180° circumferential. The engine sensibility coefficients to temperature distortion are within the statistical range, which shows that engine has the ability of anti-temperature distortion. The anti-surge system must used when there is excessive temperature distortion.

Key words Temperature distortion; Temperature increase rate; Stability margin degradation

1 引 言

飞机/发动机的使用经验表明, 发动机进口总温畸变会引起发动机熄火, 降低压气机的稳定工作裕度, 引起发动机性能恶化 (包括功率损失)^[1~4]。因此, 温度畸变对发动机稳定性和性能的影响是现代飞机推进系统研制过程中的一项重要关键技术。发动机能否稳定工作主要取决于两个因素: 一是发动机的可用稳定裕度, 二是进口流场畸变的强弱, 可用发动机对进口流场畸变的敏感系数 (发动机可用稳定裕度与进口临界畸变强度的比值) 来反映发动机的稳定工作能力。因此, 确定发动机的临界畸变强度是研

究发动机稳定性的主要任务之一。为了评定温度畸变对发动机稳定性的影响, 西方 SAE S-16 涡轮发动机进口畸变委员会认为, 需要参照类似于 SAE 进口总压畸变文件 ARP1420^[5]和 AIR1419^[6]的指南和方法, 其基本思想是寻求由于温度畸变引起的喘振压比的损失与畸变图谱的联系, 通过将总温畸变的图谱分解成为若干个畸变表达基元, 来关联发动机喘振裕度损失。俄罗斯与 SAE S-16 委员会给出的方法基本一致, 但在畸变指数和喘振裕度的定义上存在差别, 此外, 俄罗斯评定方法不计入径向温度畸变的影响^[7]。本文即采用俄罗斯评定方法来考虑进气温度畸变对某发动机稳定性和性能的影响情况。

* 收稿日期: 2007-05-22 修订日期: 2008-01-28。

基金项目: 航空基础科学基金资助项目 (03124001)。

作者简介: 叶 巍 (1968—), 男, 高级工程师, 博士生, 研究领域为航空发动机稳定性设计与评定。

Email: yewei_gt@sina.com

对于全台发动机稳定性分析方法,已有的计算模型均采用平行压气机理论^[8]。平行压气机模型是获得应用且效果卓著的一种方法,但其应用范围仍受到限制,因为 Greitzer^[9]已证明,当压气机出口静子叶片的出口角度为轴向并且其后接等截面直管时,压气机出口的静压沿周向均匀的假设才成立。而要求各子压气机之间无任何质量和能量交换的假设也是近似的, Mokeke^[10]指出对于低阶谐波的畸变成分可以忽略这种影响,但对高阶谐波成分的影响却急剧增加。因此,该方法不考虑压气机内部的流动情况,以及对于压气机下游部件性能的影响,完全是一种“黑匣子”类型的处理方法。

本文采用文献[11]介绍的分析模型。其基本思想是把发动机作为一个整体来研究,即只在发动机的进口及出口给定边界条件,在发动机内部并不再施加其它的附加边界条件,同时考虑了子压气机之间质量和动量的周向掺混,因而可反映发动机内部实际流动的特征,克服了传统平行压气机模型的局限。具体的物理、数学模型可参见文献[11]。

2 计算结果与分析

为了评估进气温度畸变对发动机气动稳定性的影响,采用高温区范围(θ^*)、温度畸变强度(δT)、面平均温升(ΔT)、温度场不均匀度(ΔF_0)、温升率($T \dot{\gamma}$)等参数来描述进气温度畸变^[7]。

计算对象为某一单轴涡喷发动机,它由压气机、环形燃烧室、气冷高压涡轮和进、排气系统组成。其中轴向划分了26站(压气机和涡轮分别对应于一个计算单元),周向计算区域划分为8个扇区,计算网格参见图1。计算的飞行状态为: $H=0\text{ m}$, $Ma=Q$ 式中 H , Ma 分别为飞行高度和飞行马赫数。

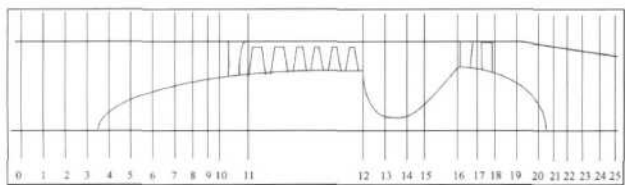


Fig. 1 Calculation units of a engine

2.1 临界温度畸变强度

图2示出了临界温度畸变强度、温度场不均匀度、临界温升与温升率的关系曲线。结果显示,在不同温升率作用下发动机的进口临界温度畸变强度是不同的。例如在温升率 $T \dot{\gamma} \geq 1\,500 \sim 2\,500\text{ K/s}$ 的情况下,某发动机在设计转速下能承受的临界温度畸变强

度从6.100%到7.886%范围变化。这说明上述给定的温升率均已超过临界温升率,因为在临界温升率附近,引起发动机失稳的临界温升是基本不变的,而超过临界温升率之后,临界温升将随温升率的提高而提高。随着温升率的提高,临界温度畸变强度、温度场不均匀度以及临界温升也相应提高,且基本呈线性变化(压气机相对换算转速 $n_{2\text{cor}} = 85\%$ 除外)。出现这种现象的原因是由于首发级(引起发动机失去稳定工作能力的该级压气机)失稳的温升阈值是不变的,在温升率大大超过临界温升率的情况下,温升率越高,进气温度畸变的变化信息传到发动机首发级的时间越短,因此,进口温升值就越高。上述现象与文献[12-13]的结论一致。需要提及的是,在 $n_{2\text{cor}} = 85\%$ 时出现的情况较为特殊,在 $T \dot{\gamma} \geq 2\,000\text{ K/s}$ 时,其临界温度畸变强度、温度场不均匀度以及临界温升变化很小,这说明发动机在该转速下工作时对温升率的变化已不敏感。此外,从图中还可以看出,随着转速的降低,发动机的临界温升增加(在 $n_{2\text{cor}} = 95\%$, 100% 时其温度畸变临界温升基本一致),亦即发动机在低转速工作时具有较大的容温度畸变能力,这是由于发动机在低转速具有较大的稳定裕度储备。

2.2 临界高温区

图3给出了在 $n_{2\text{cor}} = 85\%$ 下,临界温升、温度场不均匀度与高温区范围的关系曲线。由图中可知,小范围的高温区角幅度具有大的临界温升。随着高温区范围的扩大,临界温升曲线逐步减小并趋于平缓,到 $\theta^* = 180^\circ$ 时,临界温升达到最小值;随着角度的增加,临界温升出现了增加-减小-增加的趋势,但变化幅度较小,这可能是计算误差引起的。事实上,在临界高温区确定以后,随着高温区的增加,其临界温升也会有一定程度的增加,这是由于温度场更加趋于均匀所致。温度场不均匀度与临界温升的情况相似。

临界高温区范围对应于 180° 位置,即 $\theta^* = 180^\circ$ 时,发动机的临界温升最小。同时,在 $T \dot{\gamma} \geq 1\,500\text{ K/s}$ 和 $T \dot{\gamma} \geq 2\,500\text{ K/s}$ 时,临界温升的最大值与最小值之比大约分别为1.17和1.12,这说明高温区范围的变化对临界温升已不敏感,因为温升率大大超过了发动机临界温升率。

2.3 温度畸变敏感系数

温度畸变敏感系数采用下式表示

$$\alpha_T = SM_{c\text{ avai}} / \delta T_{cr} \quad (1)$$

式中 $SM_{c\text{ avai}}$ 为压气机稳定工作裕度, δT_{cr} 为临界温度

畸变强度, α_T 为温度畸变敏感系数。温度畸变敏感系数是衡量发动机稳定性的一项重要指标 (另一指标为稳定裕度), 其大小直接反映了发动机抗温度畸变的能力。本文给出了一组最为典型情况 (模拟武器发射) 下的研究结果, 即高温区范围 $\theta^+ = 180^\circ$, 温升率 $T \geq 2\ 500\text{ K/s}$ 。

图 4 给出了温度畸变敏感系数随转速的变化关系。发动机在 $n_{2\text{cor}} = 90\%$ 下工作时, 其温度畸变敏感系数达到最大, 这说明其稳定裕度损失最大。而在其它工作状态下有明显的改善, 尤其是在设计状态下抗畸变能力最强, 对应的畸变敏感系数最小, 这也意味着其稳定裕度损失最小。大量统计数据表明, 压气机温度畸变敏感系数 $\alpha_T = 2 \sim 4^{[7]}$ 。显然, 此发动机温度畸变敏感系数也在该统计数据范围之内。

此外, 在高转速温度畸变敏感系数较小, 其中在设计转速敏感系数最小, 这表明在该状态下, 对应的稳定裕度损失最小, 发动机在高转速工作时具有较好的流动特性和抗外部温度畸变能力, 而在中低转速工作时对温度畸变的抵御能力变弱。

2.4 温度畸变稳定裕度损失

发动机在发射机载武器时, 预期的温度畸变强度与武器布局、装药量及发射的方式等因素有关, 通常温度畸变强度 $\delta T = 5\% \sim 30\%$ 范围内变化。本文给出了在该范围内, 发动机稳定裕度损失的计算结果。

图 5 为稳定裕度损失 (ΔSM_T) 和临界温度畸变强度与换算转速的关系。从图中可知, 发动机在 $\delta T = 30\%$ 的强度作用下, 其稳定裕度损失高达 $70.80\% \sim 92.70\%$, 这意味着发动机根本无法承受预期的温度畸变强度的上限作用, 而在预期使用条件的下限作用下, 稳定裕度损失在 $11.80\% \sim 15.45\%$ 范围内变化,

远未超过发动机原始可用稳定裕度。发动机在其原始可用稳定裕度储备的保障下, 能够承受的临界温度畸变强度在 $10.08\% \sim 16.53\%$ 范围内变化。

从图中还可以看出, 当发动机在 $n_{2\text{cor}} = 90\%$ 下工作时, 稳定裕度损失最大, 这是由于该转速下发动机抗温度畸变的能力较差; 而在其它转速下工作时, 稳定裕度损失变化较为平缓。

临界温度畸变强度随转速的增加出现了下降-增加-下降的趋势, 出现这种现象的原因有两方面, 一是发动机各工作状态下原始可用稳定裕度储备的差异; 二是温度畸变敏感系数的差异。因此, 在衡量发动机稳定性优劣时, 不仅仅只考虑原始稳定裕度是否满足要求, 还需要根据温度畸变敏感系数或临界温度畸变强度进行综合分析。

2.5 温度畸变对发动机性能的影响

图 6 示出了各转速下温度畸变对发动机推力损失的影响。从图中可以看出, 随着温度畸变强度的增加, 推力损失也增加。此外, 在发动机的转速范围内, 其推力损失 (δF) 最大值不超过 4.0% , 该损失与使用发动机防喘系统而引起的推力损失相比是较低的。随着转速的降低, 温度畸变对发动机推力的影响呈增强趋势。其中, 在设计状态下推力损失达到最小, 而在其它状态下推力损失变化已不明显。

图 7 给出了 $n_{2\text{cor}} = 100\%$, $\delta T = 6\%$ 时推力损失与高温区范围的关系。从图中看出, 随着高温区范围的增加, 推力损失呈先增加、后下降并最终趋于基本不变的变化趋势。 $\theta^+ = 135^\circ$ 时推力损失达到最大, 接近 3% 。从计算结果上看, 推力损失的绝对变化量在 $2\% \sim 3\%$ 内变化 (小范围 $\theta^+ = 45^\circ$ 的温度畸变除外), 说明高温区尺寸对推力损失的影响不大。由于

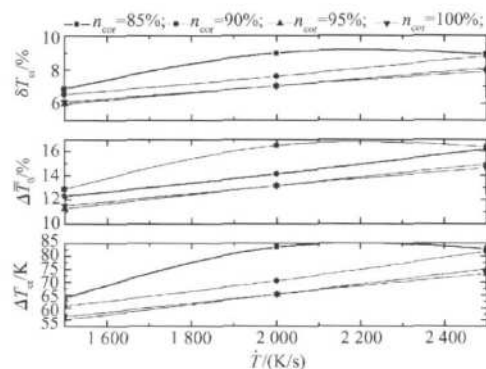


Fig. 2 Temperature increase rate and the critical relative temperature increase, temperature field asymmetry, the critical temperature increase

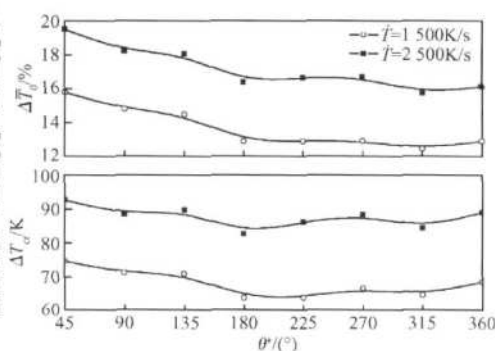


Fig. 3 Critical temperature increase, temperature field asymmetry and the range of the high temperature section

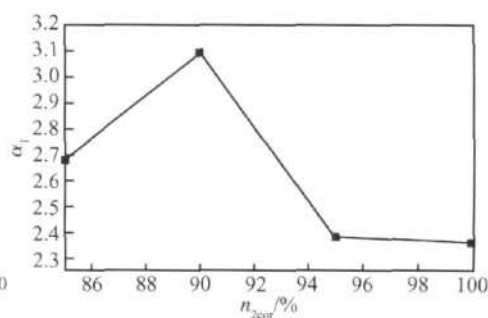


Fig. 4 Temperature distortion sensibility coefficient

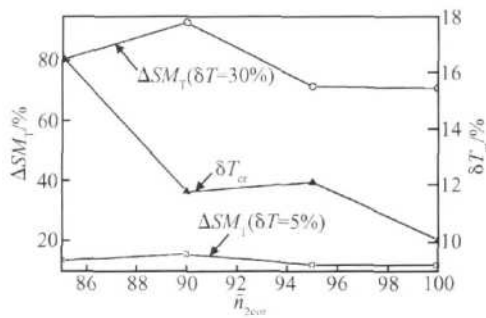


Fig. 5 Stability margin degradation and the critical distortion index and corrected speed

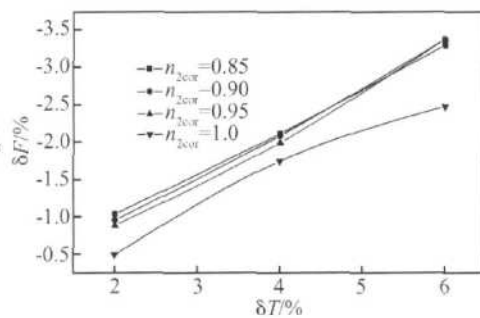


Fig. 6 Thrust loss of engine impressed by the temperature distortion

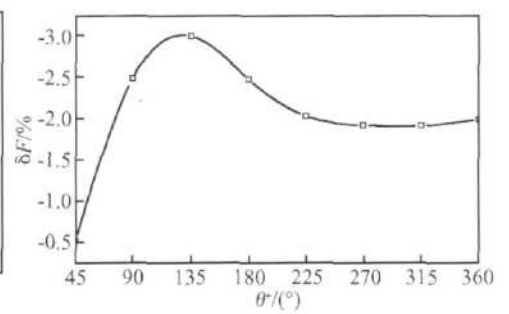


Fig. 7 Relationship between thrust loss and high temperature section range

不大。由于推力损失是由发动机前的空气总热量决定的, 因此其不同高温区作用下的推力损失变化也不明显。

3 结 论

(1) 所研究的三组温升率 ($T \geq 1\ 500\ 2\ 000\ 2\ 500\ \text{K/s}$) 均超过了该发动机的临界温升率, 临界高温区范围 $\theta^* = 180^\circ$ 。

(2) 该发动机在高转速工作时, 其抗温度畸变能力明显好于中低转速, 亦即高转速下温度畸变引起的稳定裕度损失小于中低转速下的稳定裕度损失。

(3) 在武器发射的上限温度畸变强度作用下 ($\delta T = 30\%$), 该发动机已经失去气动稳定性, 因此, 发动机必须无条件的使用防喘系统。

参考文献:

- [1] GJB/Z 211-2002 航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机进口总温畸变评定指南[S]. 北京: 中国航空综合技术研究所, 2002
- [2] Graber E J, Braithwaite W M. Summary of recent investigations of inlet flow distortion effects on engine stability [R]. AIAA 74-236
- [3] Abdelwahab M. Effects of temperature transients at fan inlet of a turbofan engine[R]. NASA TP-1031, 1977.
- [4] Braithwaite W M, Soeder R H. Combined pressure and temperature distortion effects on internal flow of a turbofan engine[R]. AIAA 79-1309
- [5] SAE Aerospace Information Repeat Inlet total pressure-distortion considerations for gas turbine engine[S]. Society of Automotive Engineers, AIR 1419, 1983

- [6] SAE Aerospace Recommended Practice Gas turbine engine inlet flow distortion guidelines[S]. Society of Automotive Engineers ARP 1420, 1978
- [7] 刘大响, 叶培梁, 胡 骏, 等. 航空燃气涡轮发动机稳定性设计与评定技术[M]. 北京: 航空工业出版社, 2004
- [8] Mazzawy R S. Multiple segment parallel compressor model for circumferential flow distortion[J]. NSME J. of Engineering for Power, 1977, 99(2).
- [9] Greitzer E M, Griswold H R. Compressor-diffuser interaction with circumferential flow distortion[R]. Journal of Mechanical Engineering Science, 1976 18(1).
- [10] Mookelke H. Prediction techniques[R]. AGARD LS-72, 1974
- [11] 黄顺洲, 胡 骏. 进气畸变对涡扇发动机稳定性影响的理论模型[J]. 推进技术, 2006 27(5). (HUANG Shun-zhou, HU Jun. Model of the effect of inlet flow distortions on engine stability [J]. Journal of Propulsion Technology, 2006 27(5).)
- [12] Biesiadny T J, Braithwaite W M, Soeder R H, et al. 发动机对进口畸变条件响应的研究综述[A] 任大霞译. NASA-TM-87317 温度畸变对航空发动机影响的研究译文集[C]. 北京: 中国航空工业总公司第 301 研究所, 1995
- [13] 叶培梁, 刘大响. 进口温度畸变对涡扇发动机稳定性影响的试验研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2001, 14(4): 38~45

(编辑: 梅 瑛)