

文章编号: 1000-8055(2003) 06-0783-05

某型涡扇发动机进口温度畸变的稳定性 评定试验技术研究

张天飞¹, 叶 巍², 陆德雨², 赵晓斌³, 王进³

- (1. 北京理工大学 机电工程学院, 北京 100081;
2. 中国燃气涡轮研究院, 四川 成都 610500;
3. 空军第八研究所, 北京 100076)

摘要: 介绍了温度畸变发生器的组成及工作原理。通过开展某型涡扇发动机与温度畸变发生器的联合畸变试验, 确定了发动机各工作状态下的临界热扰动值, 获得了该型发动机的温度畸变敏感系数, 建立了适用于工程实际的发动机温度畸变方法。试验证明, 温度畸变发生器的建立是成功的, 是全面开展发动机稳定性评定的有力工具, 对我国制定航空发动机进口温度畸变规范有重要意义。

关键词: 航空、航天推进系统; 温度畸变; 稳定性评定; 温度畸变发生器; 航空发动机

中图分类号: V 235. 112

文献标识码: A

Stability Assessment Test Technology of a Turbofan Engine Inlet Temperature Distortion

ZHANG Tian-fei¹, YE Wei², LU De-yu²,
ZHAO Xiao-bin³, WANG Jin³

- (1. Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China;
2. China Gas Turbine Establishment, Chengdu 610500, China;
3. Air Force Eighth Research Institute, Beijing 100076, China)

Abstract: This paper discusses the constitution and principle of temperature distortion generator. Based on the inlet temperature distortion experiments of a turbofan engine, the critical thermal agitation values under each engine operating condition were ascertained, the distortion sensitivity coefficients of the engine were determined, and a practical technical aero-engine stability assessment method for inlet temperature distortion was presented. It is proved that the temperature distortion generator is a useful tool for aero-engine stability assessment. The successful development of a temperature distortion generator will have significant effects on the formulating of our country's assessment criterion of aero-engine inlet temperature distortion.

Key words: aerospace propulsion system; temperature distortion;
stability assessment; temperature distortion generator; aero-engine

收稿日期: 2002- 09- 24; 修订日期: 2003- 10- 16

作者简介: 张天飞(1962-), 男, 山西忻州人, 北京理工大学机电工程学院博士生, 主要从事飞机和发动机论证和技术管理、系统可靠性研究。

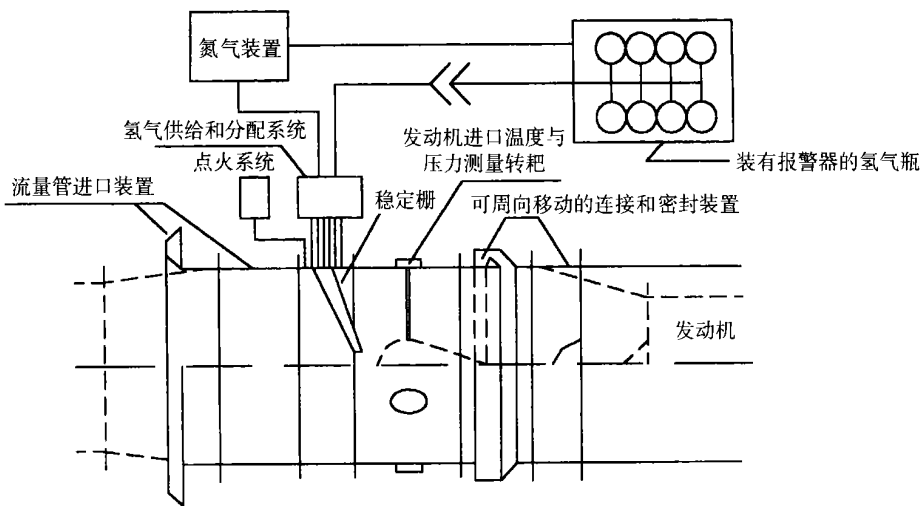


图1 发动机温度畸变试验装置系统

Fig. 1 System of engine's temperature distortion test device

战斗机发射武器等因素所引起的发动机进口的温度畸变将严重影响发动机稳定裕度已成为航空界普遍认识到的一个问题,温度畸变对发动机稳定性影响也因此成为适用性战术技术指标的一项重要内容^[1,2]。早在二十世纪九十年代初期,美、俄等航空大国均颁布了航空涡喷、涡扇发动机进口温度畸变评定指南,研制了相关的温度畸变设备,并开展了大量的试验研究工作^[2~4]。我国在这一领域的研究方面基本处于“空白”状态,目前对发动机进口温度畸变的评定也一般仅仅通过试飞时的武器发射试验来定性地进行评定。这种定性考核方法无法定量分析进口温度畸变流场特征以及对发动机稳定性的影响,不利于飞机推进系统的一体化设计和研制。因此,研制温度畸变发生器,建立发动机进口温度畸变评定方法,将为我国全面开展航空发动机稳定性评定提供有力的工具,对于研究和评定飞机/发动机受武器发射等使用因素所带来的外部温度畸变的影响有重要意义。

1 温度畸变发生器组成及工作原理

温度畸变发生器是用来再现军民航空发动机进口吞入热燃气的一项试验装置,该装置是通过空间温度畸变和温升率来模拟进口温度畸变,而与热燃气吸入的类型无关,以评估发动机在进口温度畸变条件下的极限工作能力。该试验装置由氢燃烧器、点火系统、氢气供给和分配系统、流量管、发动机进口温度测量转靶、氮气系统所组成(参见图1)。其中氢燃烧器和氢气供给和分配系统

是实现温度畸变发生器功能的关键系统。

氢燃烧器距发动机进口4000 mm,均匀分布在360°的圆形截面上,它由V形槽稳定器和喷氢杆所组成,发动机进口空气加温分为6个区,每60°扇形区构成一个完整的燃烧区。燃烧区由长、短径向稳定器构成。合理的选择稳定器结构参数,以保证径向温度场均匀和稳定燃烧。径向稳定器内安装了喷氢杆,为了使氢气分布均匀,长、短喷氢杆上的喷氢孔按一定规律开孔。由于喷氢孔的直径自壁面向中心是变化的,故基本确保了沿稳定器长度方向的氢气与空气的比值基本不变。

氢气供给和分配系统由高响应电磁阀、流量控制器(可更换节流阻)、可变充填容积室组成。可变容积在360~1070 cm³范围内变化,实际使用中选择了大、小两种容积室,根据试验需要选择相应的容积室,容积越小,温升率越高。控制系统的氢气压力是由一减压阀来控制的,压力的变化范围为200~5000 kPa。6个扇形区的同步性低于0.01 s。这样通过改变容积室容积可形成不同温升率,控制不同燃烧区域的氢气流量即可在发动机进口产生不同畸变强度的空间温度场。

2 发动机进口温度畸变参数的表示方法

发动机进口温度畸变指数通常用5个参数来描述:面平均相对温升(δT_{2FAV})、温度场周向不均匀度(ΔT_2)、温升率($\dot{T}$)、温度畸变持续时间(τ)、“高温区”周向范围(θ°)。

面平均相对临界温升 δT_{2cr} 指使压气机喘振

裕度降为零时的面平均相对温升。

(1) 面平均相对温升

$$\delta T_{2FAV} = \frac{\Delta T_{2FAV}}{T_0}$$

式中: 面平均温升 $\Delta T_{2FAV} = T_{2FAV} - T_0$

面平均温度 $T_{2FAV} = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} T_r(\theta) d\theta$

径向平均温度 $T_{2r}(\theta) = \frac{1}{1-\frac{r_h^2}{r_h^2}} \int_{r_h}^1 T_2(\bar{r}, \theta) 2\bar{r} d\bar{r}$

T_0/K 发动机进口未扰动的气流温度;

$\bar{r}_h$ 轮毂相对半径;

$\theta(^{\circ})$ 为周向角度。

(2) “高温区”周向范围 θ^*

根据气动界面上同一径向处测得的面积加权的径向平均值沿周向的分布来确定“高温区”周向范围。温度高于面平均温度的周向区域被定义为“高温区”周向范围,它是用面平均温度与径向平均温度的周向温度场线性插值的交点来定义“高温区”,计算“高温区”平均温度与“低温区”平均温度可得到等效温度场。根据等效温度场与面平均温度的交点确定“高温区”范围。如果实际温度场有两个以上的“高温区”,其周向范围应等于实际温度场所有局部“高温区”范围之和,即:

$$\theta^* = \sum \theta_i^*$$

式中: $\theta_i^*/(^{\circ})$ 为“高温区”周向范围; $\theta_i^*/(^{\circ})$ 为第 i 个“高温区”周向范围。

(3) 温度场周向不均匀度

温度场周向不均匀度定义为“高温区”平均温度与面平均温度的相对增量,按下式计算:

$$\Delta T_2 = \frac{T_{2\theta^*,AV} - T_{2FAV}}{T_{2FAV}}$$

式中: $T_{2\theta^*,AV}$ 为“高温区”范围内周向的平均温度。

(4) 温度畸变持续时间

$$\tau_B = 2\Delta\tau_m$$

式中: $\Delta\tau_m/s$ 为由温度畸变开始到达温升函数最大值的时间。

(5) 温升率

$$T^{\circ} = \frac{(\Delta T_{imax})_{max}}{\Delta\tau_m}$$

式中: $(\Delta T_{imax})_{max}$ 为在“高温区”内测得温升与时间函数关系中的最高温升。

3 试验结果和分析

图2为低压换算转速 $n_{1C} = 95\%$ 氢气燃烧区扇

形角 Y 与“高温区”范围角 θ^* 的关系曲线。定义“高温区”外延扩展角为“高温区”扇形角度与燃烧区扇形角度之差,可以看出,随着燃烧区扇形角增加,“高温区”扇形角与燃烧区扇形角逐渐趋于一致,亦即“高温区”的外延扩展角逐渐减小,这是由于高温气流受到温差引起的热传导和幅射的影响。当燃烧扇形区增加时,“高温区”气流幅射的影响随之减小,所以,“高温区”外延扩展角将降低。

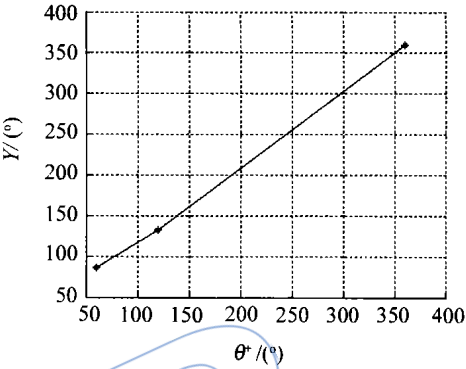


图2 燃烧区扇形角与“高温区”范围的关系
($n_{1C} = 95\%$)
Fig. 2 Relation of burning section angle to high temperature range ($n_{1C} = 95\%$)

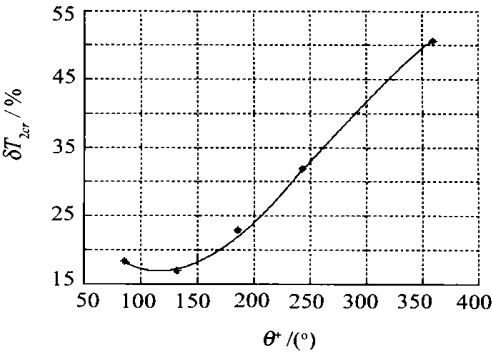


图3 “高温区”范围与面平均相对临界温升的关系
($n_{1C} = 95\%$)
Fig. 3 Relation of high temperature range to face average relative critical temperature rise
($n_{1C} = 95\%$)

图3为低压换算转速 $n_{1C} = 95\%$ “高温区”范围与面平均相对临界温升的关系曲线。“高温区”范围为 132° , 其面平均相对临界温升 ($\delta T_{2cr} = 16.9\%$) 最低,与此相应的临界温升 $\Delta T_{2cr} = 50.7 K$ 。这表示这组温度畸变参数对发动机稳定性影响最大。采用发动机进口相对临界温升与热区范

围来评定温度畸变对发动机稳定性影响时是极其重要的,工程上用这组参数选择温度畸变发生器的工作参数,测定发动机工况与临界相对温升的关系,实际上在飞机发射武器时,导弹尾流的高温区范围 $\theta^* = 70^\circ \sim 210^\circ$;持续时间 $\tau_b = 1 \sim 2$ s,试验结果表明,发动机高温区范围的临界温升在武器发射所引起的温度畸变范围之内^[1]。

图4为 $Y = 120^\circ$; $t_0 = 7^\circ\text{C}$ 时发动机工况与面平均相对临界温升的关系曲线。试验表明,在氢气充填容积一定时,随着发动机低压转速的增加,面平均相对温升是下降的。在最小充填容积 ($V_{H\min}$) 时,发动机低压转子换算转速 n_{lc} 由60%上升到95%, δT_{2cr} 由21.1%下降到16.9%;在最大充填容积 ($V_{H\max}$) 时,随着转速上升, δT_{2cr} 由23.5%下降到20.2%。这表明发动机进口面平均临界温升的变化是不大的,这意味着发动机工况对温度畸变敏感系数的变化也不大。

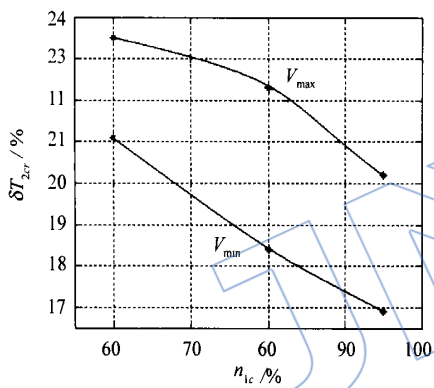


图4 发动机工况与面平均相对临界温升的关系

Fig. 4 Relation of engine's work station to face average relative critical temperature rise

图5为 $Y = 120^\circ$; $T_0 = 7^\circ\text{C}$ 时发动机进口面平均相对临界温升与温升率的关系曲线。可以看出,温升率的变化将导致发动机进口面平均相对临界温升相应的变化,温升率越高,面平均相对临界温升越低。其原因是当温升率增加时,由于发动机供油及转速来不及变化,而空气量又急剧下降,而压力变化又因空气堵塞变化不大。这将导致发动机的工作点急剧朝压气机喘振边界移动,温升率越高,进入发动机的不稳定工作边界工作点的轨迹越短。当发动机低压转子换算转速为95%, 80%和60%时,最大容积与最小容积面平均相对临界温升之比分别为1.2%, 1.211%, 1.11%。面平均相对临界温升的变化,将要影响发动机的温度畸变敏感系数的变化,某型涡扇发动机的温度畸变敏

感系数在11.6%~17.1%范围内变化。所以在进行温度畸变的发动机稳定性评定时,要与飞机研制方仔细讨论温升率参数的选择。

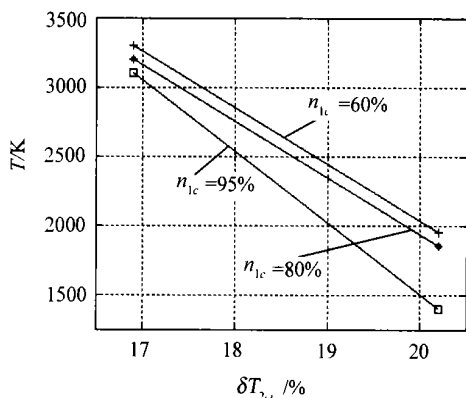


图5 发动机面平均相对临界温升与温升率的关系

Fig. 5 Relation of face average relative critical temperature rise to temperature rise rate

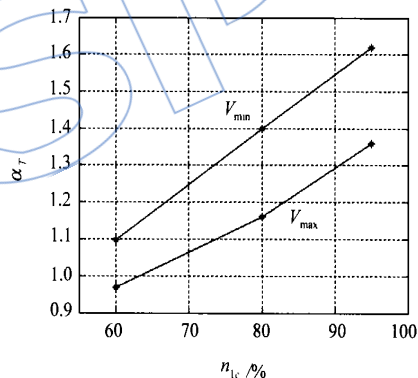


图6 温度畸变系数与发动状态的关系

Fig. 6 Relation of temperature distortion sensitivity coefficients to engine's work station

通常用温度畸变敏感系数来定量评估武器发射引起的温度畸变对发动机稳定性的损失。敏感系数定义为单位面平均相对临界温升的压气机稳定裕度损失,即:

$$\alpha_r = \frac{SM}{\delta T_{2cr}}$$

式中: SM , δT_{2cr} 分别表示高压压气机可用稳定裕度和面平均相对临界温升。

可以看出,发动机温度畸变敏感系数与氢气的填充容积(即温升率)有关,在最小氢气容积(即温升率 $\dot{T} = 3020 \sim 3300 \text{ K/s}$) 条件下得到的 $\alpha_r = 1.1 \sim 1.62$, 在最大氢气容积($\dot{T} = 1400 \sim 1950 \text{ K/s}$) 条件下得到的 $\alpha_r = 0.97 \sim 1.36$ 。初步认为用最

小容积数据作为发动机的温度畸变的敏感系数,与目前大多数发动机温度畸变敏感系数 $\alpha_r=2\sim 4$ 相比,其稳定性是相当好的。

4 结 论

- (1) 燃烧扇区与“高温区”范围是不同的,随着燃烧区扇形角增加,“高温区”范围与燃烧区范围逐渐趋于一致,“高温区”的外延扩展角逐渐减小。
- (2) 对发动机稳定性影响最大的温度畸变参数是 $\dot{T}=3300\text{ K/s}$, $\theta=132^\circ$;其相应的临界温升最小,临界温升 $\delta T_{2cr}=16.9\%$ 。
- (3) 发动机进口面平均临界温升(δT_{2cr})与充填容积有关,温升率越高,相同转速下平均临界温升越小。当温升率 $\dot{T}=1400\sim 1950\text{ K/s}$, $\dot{T}=3020\sim 3300\text{ K/s}$ 时,不同转速下面平均临界温升之比在1.1~1.2之间变化。表明温升率不同将引起发动机温度畸变敏感系数的变化,因此,在评定发动机稳定性时要仔细选择充填容积。

(4) 该型发动机温度畸变敏感系数较低,与目前使用的发动机的温度畸变敏感系数 $\delta_r=2\sim 4$ 相比,是一台稳定性良好的涡扇发动机。

(5) 温度畸变发生器的研制成功并完成了试验装置的考核试验,建立了适用于工程实际的发动机温度畸变评定方法,对我国制定航空发动机进口温度畸变评定规范有重要意义。

参考文献:

[1] 刘大响,叶培梁,赵景芸,等. 航空发动机设计手册(第7册)[M]. 北京: 航空工业出版社, 2000.

[2] 常淑清,胡九生,夏光义,等译. 温度畸变对航空发动机影响的研究[M]. 北京: 中国航空工业总公司第三零一研究所, 1995.

[3] Braithwaite W M. Experimental Evaluation of a TF30-P-3 Turbofan Engine in an Altitude Test Facility; Effect of Steady-State Temperature Distortion[R]. NASA TMX - 2921, 1973.

[4] SAE-16. A Current Assessment of the Inlet Engine Temperature Distortion Problem[R]. ARD500015, 1991.