

文章编号: 1000-8055(2005) 03-0361-07

温度畸变发生器的设计与实验

侯敏杰¹, 刘大响², 王惠儒³

- (1. 西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072;
2. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083;
3. 中国燃气涡轮研究院, 四川 江油 621703)

摘要: 介绍了航空发动机温度畸变试验装置设计技术与研制方法, 主要设备及设计技术指标, 以及用 A 型涡轮喷气发动机 B 型涡轮风扇发动机调试和对比试验结果。调试试验结果表明: 温度畸变发生器主要技术指标满足发动机进口温度畸变的需求, 该装置具有高的工作可靠性、可控性和稳定性。

关键词: 航空、航天推进系统; 温度畸变发生器; 温度畸变; 气动稳定性; 发动机
中图分类号: V 231 **文献标识码:** A

Design and Experimental Study of the Inlet Temperature Distortion Generator

HOU Min-jie¹, LIU Da-xiang², WANG Hui-ru³

- (1. School of Power and Energy,
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;
2. School of Jet Propulsion,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;
3. China Gas Turbine Establishment, Jiangyou 621703, China)

Abstract: The Temperature Distortion Generator (TDG) design specifications, design technique and the technology of its fabrication were presented. The TDG was tested and calibrated using a turbojet engine and a turbofan engine. The test results indicate that the specifications of this TDG satisfy the requirements of engine temperature distortion testing. The equipment is highly reliable, controllable and stable.

Key words: aerospace propulsion system; temperature distortion generator;
temperature distortion; aerodynamic stability; turbofan; turbojet

温度畸变发生器是涡轮喷气和涡轮风扇发动机研制定型试验中评定发动机稳定性的一种重要试验装置。早在20世纪70年代末到80年代初, 美国和俄罗斯都先后建立了各自的温度畸变试验设备, 并在大量试验研究基础上颁布了发动机进口温度畸变评定指南^[1, 2]。

本文介绍了温度畸变发生器的设计和试验工作。该装置采用氢气燃料, 可在发动机进口截面按预定温升值和温升率形成不均匀温度场或温度瞬变, 以模拟导弹发射、编队飞行、反推回流、弹射起飞、近地悬停等条件下热、燃气吸入带来的发动机工作不稳定问题。温度畸变发生器能进一步用于

收稿日期: 2004- 05- 12; 修订日期: 2004- 08- 03

作者简介: 侯敏杰(1962-), 男, 山西稷山人, 西北工业大学动力与能源学院博士生, 主要从事航空燃气涡轮发动机气动热力学研

© 1994-2005 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. <http://www.cnki.net>

发动机抗畸变能力以及扩稳和防喘措施有效性的试验研究。

本文介绍了航空发动机温度畸变试验装置及其主要设计技术指标。采用 A 型发动机和 B 型发动机的调试试验结果表明: 该装置具有高的工作可靠性、可控性和稳定性。

1 温度畸变发生器技术要求及工作原理

1.1 温度畸变发生器技术要求

试验研究外部温度畸变对发动机影响的结果的置信度, 首先取决于进口温度畸变的再现方法及其模拟装置、控制系统、测量方法和数据处理方法^[3~7]。就其模拟装置和控制系统而言, 需要尽量符合发动机进口温度畸变的关键技术要求:

- (1) 在所模拟的温度畸变变化范围内, 能独立地控制温度畸变参数(温升、温升率、高温区范围、温升时间、高温持续时间)。
- (2) 控制系统的工作性能应能可靠地再现那些预先给定的畸变类型。
- (3) 能实现发动机进口的纯温度畸变。不会产生其它对发动机台架试车性能和稳定性有影响的畸变因素及不确定性因素。

- (4) 可与其它形式的畸变模拟装置(如压力畸变等)组合形成组合型畸变。

氢气具有较大热值($H_u = 121\,000\text{ kJ/kg}$)、较宽的稳定燃烧范围(尤其是贫油混合气 $\alpha_p = 10$), 较快的火焰传播速度(260 cm/s)。使用氢气可保证在其燃烧量较小的情况下, 获得具有上述所要求的温度畸变发生器的快速特性。在实际应用中还可以排除燃油(氢气)对所研究的发动机原始特性的影响。

1.2 温度畸变发生器工作原理

温度畸变发生器工作原理见图1。温度畸变发生器由气态燃料供给系统、氢燃烧器(稳定器叶栅)和点火系统组成。其基本工作原理是在发动机进口的管道中燃烧氢气, 对氢气按扇形区的相对位置严格控制。带氢气燃烧器的温度畸变发生器主体设备安装在发动机进口前, 流过发动机的空气首先进入氢燃烧器, 当发动机进行温度畸变试验时, 对氢燃烧器预定的加温区供给氢气并点火燃烧, 燃烧产物一边向前流动, 一边与加温区内未参与燃烧的冷空气相互掺混并降温——形成畸变温度场的高温区。而氢燃烧器上未供氢点火的区

域仍为来自进口的冷空气。冷热空气同时流进发动机, 在发动机进口形成畸变温度场。

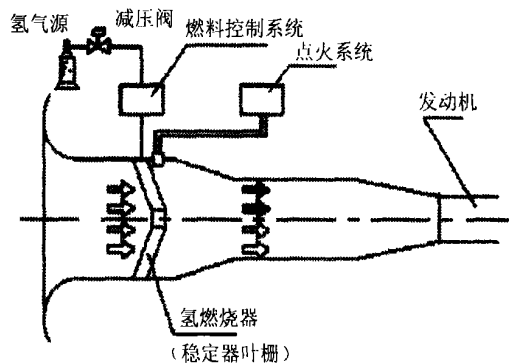


图1 温度畸变发生器工作原理
Fig. 1 The principle of TDG

与此同时, 通过气源系统氢气填充容积和供氢压力的调节, 实现对温升值与温升率的控制; 通过氢气供给阀门开启与关闭时间的控制, 实现温度畸变持续时间的调节。从而在发动机进口形成一定持续时间、一定温升值、一定温升率的稳态温度畸变或瞬态温度畸变。

1.3 温度畸变的温升时间

燃料供给系统须保证温度畸变发生器燃烧稳定和足够快的温升特性。在发动机进口的温升速率取决于温升值和温升时间。温升值和温升时间分别由燃料供给系统的氢气压力 P_H^* 和系统的填充时间 τ_v 来决定。

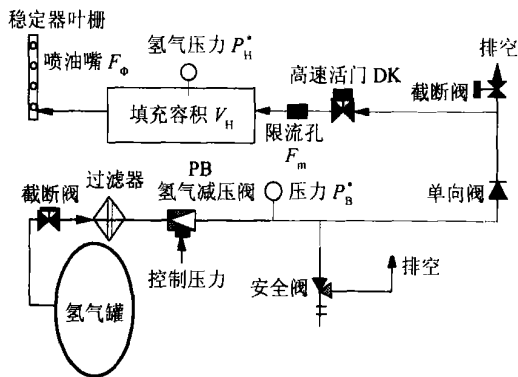


图2 温度畸变发生器供氢控制系统
Fig. 2 Control system for hydrogen-supply of TDG

温度畸变发生器在规定时间内通过增大氢气燃料向稳定器的供给速度使其加热功率从0增至最大值。填充时间由氢气燃料填充到限流孔与喷油嘴之间的燃料系统容积中的时间特性来确定。在供氢压力 P_H^* 相同的情况下, 可首先通过改变

填充容积的大小及限流孔的面积来调整燃料供给系统的填充时间^[3]。

燃料供给系统简图见图2。它由燃料供给管道(压力 P_H^*), 高速活门(DK) 限流孔(F_m), 喷油嘴(F_Φ)和填充容积(V_H)组成。它和燃油供给系统的管路容积(V_m)一起形成总容积 V_Σ , $V_\Sigma = V_H + V_m$ 。

假设氢气供给压力(P_H^*) 能使活门打开后使限流孔和喷油嘴的气体流动达到超临界状态, 则可得限流孔后系统总压 P^* 变化的微分方程:

$$\left(\frac{V_\Sigma}{R_H T_H^*}\right) dP^* = \left[G_\Sigma - \frac{m \cdot F_\Phi}{T_H^*} \cdot P^*\right] dt =$$
$$G_\Sigma \left[1 - \frac{P^*}{P_\infty^*}\right] dt \tag{1}$$

式中: R 和 m 为常数, 下标H 表示氢气; G_Σ 为通过限流孔的氢气质量流量, 取决于限流孔前的氢气压力 P_H^* 。

在整个工作过程中:

$$G_\Sigma = \frac{m \cdot F_m}{T_H^*} \cdot P_H^* = \text{常数} \tag{2}$$

在初始 $t = 0$ 时刻 $P^* = 0$ 。在稳定后的 ∞ 时刻:

$$G_\Sigma = \frac{m \cdot F_m}{T_H^*} \cdot P_H^* = \frac{m \cdot F_\Phi}{T_H^*} \cdot P_\infty^*$$

有:

$$P_\infty^* = \frac{F_m}{F_\Phi} P_H^* \tag{3}$$

系统压力方程(1) 变换为下式:

$$\frac{P^*}{P_\infty^*} = 1 - e^{-(m F_\Phi R_H / T_H^* V_\Sigma) t} =$$
$$1 - e^{-(t/\tau_0)} \tag{4}$$

式中: τ_0 为供给系统的特征时间常数。

$$\tau_0 = \frac{V_\Sigma}{m F_\Phi R_H T_H^*} \tag{5}$$

在系统达到稳定时 $P^* = P_\infty^*$, 理论上需要无限长的填充时间。假设在满足 $P^*/P_\infty^* = 0.9$ 时, 所需用的时间为填充时间 τ_v , 则有:

$$\tau_v = 2\tau_0 \tag{6}$$

若取 $P^*/P_\infty^* = 0.95$, 有 $\tau_v = 3\tau_0$ 。

(5)、(6) 式表明: 填充时间只取决于供气容积和喷嘴面积, 并不受供氢压力和流量的影响。

在 $R_H = 4\,124.2 \text{ (J/kg} \cdot \text{K)}$

$$V_\Sigma = 358 \times 10^{-6} \text{ m}^3$$

$$F_m = 19.64 \times 10^{-6} \text{ m}^2$$

$$F_\Phi = 200.654 \times 10^{-6} \text{ m}^2$$

及 $T_H^* = 300 \text{ K}$ 时, 有:

当 $P_H^* = 2.5 \text{ MPa}$, 系统达到稳定时:

$$P_\infty^* = 0.2447 \text{ MPa}$$

当 $F_m = 113 \times 10^{-6} \text{ m}^2$ 时:

$$P_\infty^* = 0.5632 P_H^* = 1.4078 \text{ MPa}$$

以上的分析与计算表明: 通过更换填充容积 V_H , 就能控制温度畸变的温升时间; 当填充容积越大时, 温度畸变的温升时间就会越长, 温升率就会越低; 改变限流孔嘴面积 F_m 的大小, 可直接影响 P_∞^* , 从而改变温升值和温升率, 有 $\Delta T_{av}^* \propto P_\infty^*$ 。

2 温度畸变发生器的主要装置

见图3, 温度畸变发生器设备主体由双扭进气段、前转接段、氢燃烧器、收敛段、转接段、测量段、篦齿封严段、后转接段以及支承系统组成。总长5 m, 最大直段直径1.3 m。由测量段转耙实现温度场、压力场的测量。

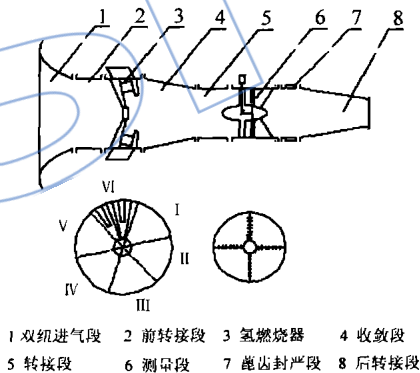


图3 温度畸变发生器主要组成

Fig.3 Mostly buildup of TDG

2.1 氢燃烧器

氢燃烧器由两排与通道轴线成 60° 锥角的径向火焰稳定器组成。共24 个火焰稳定器沿通道圆截面均匀分布, 每4 个组成1 个扇区共6 个扇区。每个扇区对应圆心角(扇形角) $\varphi = 60^\circ$; 为温度畸变发生器最小加热单元。通过扇区组合形成不同大小和形状的高温区范围。火焰稳定器用高温合金板折成V 字形, 槽内安装供氢管。燃烧器的稳定器叶栅距发动机进口前约3D, 从发生器进口至发动机进口的总压损失不大于3%。

2.2 测量段

测量段由机匣、中心体、测温耙、测压耙、步进电机及传动系统组成。中心体做成流线型, 靠支撑

在机匣内表面的翼形支板固定在测量段中心。在中心体上安装了可在 180° 范围内正反转动的转动体组件。转动体组件上对称安装 2 支测温耙与 2 支测压耙。每支测温耙上按等环面分布安装 8 个小惯性热电偶, 每支测压耙上按等环面分布 6 个总压测点。

2.3 氢气燃料供给及分配系统装置

见图 4。气源系统由氮氢控制系统、氢气源、氮气源、远程调压阀(PA2, PB)和高压管路系统等组成。其主要功能是通过相关电气操作实现氢气的供给与切断, 并实现氢气、氮气的过滤、减压、压力测量与监控, 以及实现管道试压、供氢、氮气吹扫工作状态间的切换。

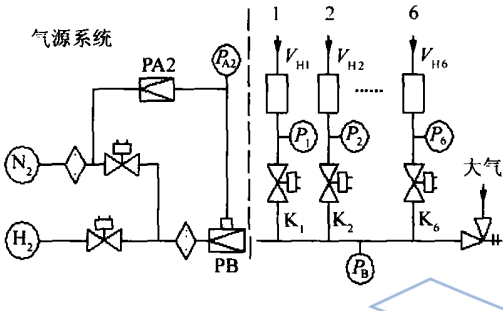


图 4 6 扇区氢气分配系统

Fig. 4 The distribute-system for 6-sector Hydrogen-Supply

6 扇区氢气分配系统由 6 个完全相同而又相互独立的控制系统组成, 每个控制系统均由填充容积 V_H 、高速截断阀 K 组成。根据高温区大小、位置和分布规律的要求向工作扇区的氢燃烧器稳定器叶栅供入氢气。

在模拟 120°、180°、240°、300°、360° 的温度畸变时, 各扇区间的供氢同步性优于 20 ms。

2.4 稳定器叶栅装置及点火系统

点火系统由点火线圈、点火电嘴、直流电源及控制开关组成。点火电嘴安装在氢燃烧器机匣外壳上, 头部穿过机匣伸入到火焰稳定器 V 形槽内。试验时, 点火电嘴的接通时间比氢气的供入时间提前 1 s, 以免大量氢气直接供给发动机, 或在温度畸变发生器中出现点火时爆燃。稳定器后的燃烧混合气的点火需与装在每排稳定器后的点火电嘴的工作同步。每个电嘴的能量为 3~5 J。

为了使气体燃料分布均匀, 并使其供入稳定器后的回流区中, 在稳定器内装有氢气导管。在其管上分布 3 个或 5 个喷油孔。其开孔的方向正对稳定器的槽。燃料从孔中喷出时与气流逆向, 并与稳

定器相碰后流向稳定器后的空间再与空气混合。喷油孔的直径由外缘到中心时从 3.6 mm 变化到 1.0 mm, 这样能确保沿稳定器长度方向燃料与空气的比值基本上恒定。

3 温度畸变发生器调试试验结果与分析

3.1 用 A 发动机的调试试验及结果

用 A 型发动机作为工艺发动机。A 型发动机是一台空气流量为 63.7 kg/s 的带有加力燃烧室的双转子涡喷发动机。试验之前对该发动机完成了防喘及状态恢复系统改装。

共计进行了 15 次点火调试试验。点火时间有 0.5、1.0、3.0、5.0 及 40 s 5 种, 填充容积使用小号容积 V_{min} , 供氢压力从 0.2 MPa 到 1.0 MPa, 发动机状态 93% 及 100% 两种。试验测得温度畸变发生器结果数据如表 1。采用 A 型发动机调试得到以下基本结论:

- (1) 温度畸变发生器能可靠实现点火, 且具有优良的点火边界。温升 $\Delta T_{AV}^* = 5\text{ K}$ 即能可靠点燃(最小设计温升为 20 K)。
- (2) 温度畸变发生器通过氢燃烧器扇区结构划分, 能够提供区域大小和方位可调的高温区, 能够实现温度畸变持续时间的任意调节。
- (3) 温度畸变发生器产生的畸变温升值下限及温升率下限均优于设计的下限指标。
- (4) 温度畸变发生器产生的压力损失及压力畸变均低于设计指标。

表 1 A 型涡喷发动机调试结果

Table 1 The debug-result of A-turbojet

名 称	测量结果	
	最小	最大
高温区平均温升值/K	5.4	61.3
高温区绝对温升率/(K/s)	129.6	3 288.9
总压恢复系数	≥ 0.98	
总压场不均匀度	≤ 2	

根据 A 型发动机的调试结果, 为进一步改善径向温度不均匀性改进了供氢杆氢气喷嘴的分布位置; 在图 4 的气源系统中增设了新的氢气减压阀 PB2, 与 PB1(原 PB 阀)并联; 采用按稳压范围分段投入工作的控制计划。与此同时, 为了改善压

力、温升值、温升率的时间特性,缩短了氢气减压阀后的供气管路。见图5 气源系统改造。并采用稳定裕度较大的B 型发动机进行进一步调试。

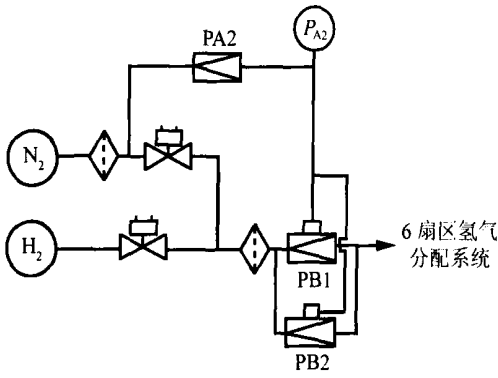


图5 气源系统改造

Fig. 5 The alteration of hydrogen-fountain

3. 2 用B 发动机的调试试验及结果

B 型发动机是一台空气流量 76 kg/s, 涵道比 0. 48 的加力式涡轮风扇发动机。在发动机控制系统中装有防喘保护和故障检测系统。采用B 型发动机调试试验合计进行了 90 次供氢点火试验, 分别对单个扇区, 2, 3, 4, 5 个扇区组合及整个发动机进口圆截面点火。点火时间最短 0. 5 s, 最长 30 s; 分别使用了小号容积 $V_{\min}$ 和大号容积 $V_{\max}$, 供氢压力 P_H^* 从 0. 49~3. 478 MPa; 发动机试验状态包括稳态 ($n_{1np}=60\%, 80\%, 95\%$, 全加力) 及过渡态 (慢车到最大、最大到慢车以及最大到全加力)。发生器点火成功率 100%。试验结果见表 2(喘振点除外)。

表2 B 型涡扇发动机调试结果

Table 2 The debug-result of B-turbofan

名 称	实测结果	
	最小值	最大值
高温区平均温升/K	30. 7	214. 5
	49. 4(过)*	318(过)
高温区绝对温升率/(K/s)	1 171. 4	4 198. 3
	603. 9(过)	4 798. 3(过)
高温区平均温升率/(K/s)	620. 5	2 757. 6
	377. 8(过)	3 179(过)

注: * 括号中的“过”指发动机处于过渡态时获得的测量值, 其余为发动机处于稳态时的测量值。

3. 2. 1 氢气减压阀稳压特性

图 6 是试验获得的 6 扇区快速气动阀打开前后的出口压力关系曲线。横坐标 P_B^* 为快速气动阀打开前氢气减压阀出口静态调定压力, 纵坐标 P_{BW}^* 为快速气动阀打开后氢气减压阀出口稳定供氢压力。图 6 中“原系统”、“现系统”指分别指改进前(图 4)的减压阀门 PB、改进后(图 5)的(PB1+PB2)的稳压特性。改进后使系统具有优良的稳压特性。

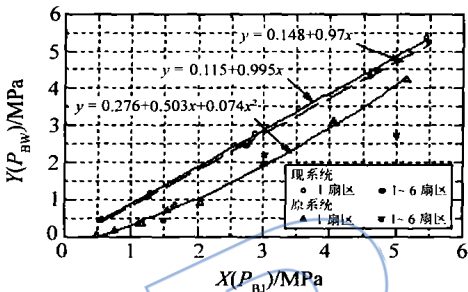


图6 氢气减压阀出口压力关系曲线

Fig. 6 Output-pressure-chart of Drop-valve of hydrogen

3. 2. 2 扇区供氢特性

扇区供氢特性是温度畸变发生器的重要特性之一,它直接关系到温度畸变发生器的性能。对特定设备和流体介质而言,当扇区供氢压力、供给燃烧器的燃料流量一定时,在确定的被试发动机工作状态,扇区供氢压力的大小直接决定和影响高温区温升值和温升率的大小,扇区供氢压力的变化范围决定和影响温度畸变发生器温升值和温升率的变化范围。

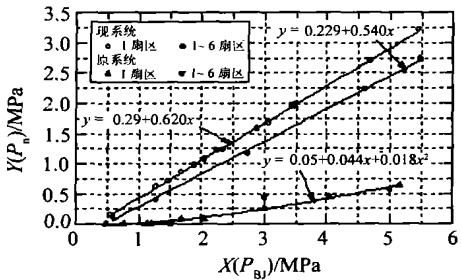


图7 供氢压力与调定压力的关系曲线

Fig. 7 The curve between Hydrogen-Supply pressure and adjustment pressure

图 7 为试验获得的 6 扇区供氢压力 (P_n^*) 与调定压力 P_B^* (即氢气减压阀出口静态调定压力) 之间的关系曲线。 P_n^* 是指快速气动阀阀后供入氢

燃烧器氢气喷嘴的稳定供氢压力。图中其他参数意义同上。

从曲线图可以看出:

(1) 第 2 扇区(一个扇区)供氢点火大量试验点以及 6 个扇区同时供氢点火 5 个试验点数据分布具有非常好的直线性和重复性,说明温度畸变发生器气源系统具有优良的氢气供给特性及可控性。

(2) 扇区供氢压力的关系。

$$P_n^* \approx (0.54 \sim 0.62) P_B^*$$

一次项系数决定于点火扇区的数目。

3.2.3 温升值

图 8 是 B 型发动机在不同点火扇区和不同试验压力条件下,试验获得的高温区平均温升值相对调定压力的变化曲线。

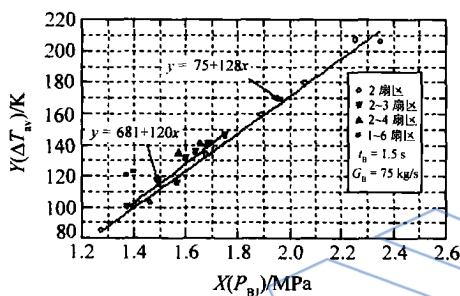


图 8 高温区平均温升值相对调定压力的变化曲线

Fig. 8 Chart of average temperature-increase in high-temperature-Area

从曲线图可得出以下结论。

(1) 流过发动机的空气流量和供给氢燃烧器的氢气流量相同条件下,加温范围越大(即点火扇区越多),温升值越高。这是因为,加温范围越大,相对固定的进口截面而言热散失越小。

(2) 当发动机空气流量一定时,高温区温升值与供氢压力呈线性关系。

(3) 一个扇区点火, $G_B = 75 \text{ kg/s}$ 时 $\Delta T_{AV}^* = -68 + 120P_B^*$; 将系统设计压力 $P_B^* = 5.0 \text{ MPa}$ 代入上式得: $\Delta T_{AV}^* = 532 \text{ K}$ 。因此,气源系统具备将 150 kg/s 常温空气升温 266 K 的能力。

此外,公式中负的常数项表明,系统存在一个实际上的死区供氢压力(为 0.56 MPa),低于该压力时,发生器就不能提供一个稳定持续的高温区。

3.2.4 温升率

图 9 是 B 型发动机在进口两个扇区(2~3 扇区)点火,获得的高温区绝对温升率相对调定压力

及氢气填充容积变化的关系曲线。

理论分析及试验结果表明:对于特定设备而言 $T = f(G_B, V_H, P_H^*)$ 并呈一较好的线性特性。由图 9 的实验曲线,在最小填充容积下具有 $T = -337 + 3022P_H^* (\text{MPa})$ 的温升率与供氢压力的线性关系,其中常数项可以认为系统误差。在供氢压力为 1.3 MPa 时,试验得到的温升率为 3500 K/s ;由 1.3 节的分析结果可以预测在 $P_H^* = 2.6 \text{ MPa}$ 时,温度畸变发生器产生的温升率可达 7000 K/s ;按图 9 中试验得到的在大号容积下的特性,预测在 $P_{H,\max}^* = 2.6 \text{ MPa}$ 和使用小号容积时,将会有 6613 K/s 的温升率。从结果曲线图可以看出,填充容积 V_H 对温升率 T 的影响十分显著。因此,改变填充容积的大小是改变温升率的最佳办法。特别是,对一定的被试发动机和一定的温升值要求条件下,只能通过调节填充容积大小来调节温升率的大小。

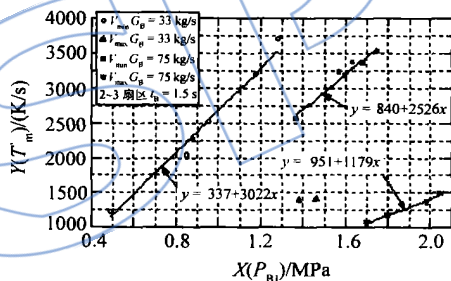


图 9 高温区绝对温升率相对调定压力及氢气填充容积变化的关系曲线

Fig. 9 Chart of temperature-speed in high-temperature-Area

温升率上限由系统决定,改变较困难,温升率下限的降低,理论上讲是没有极限的,只需无限增大 V_H 。因此,要获得温度畸变发生器低的温升率下限,只需在气源系统中换装更大的填充容积 V_H 便可实现,这是非常方便的。

3.2.5 高温区范围

从试验结果分析可得,高温区范围角 φ 大于对应的点火扇区角 φ_0 ,且随着 φ_0 的增加 φ 逐渐接近 φ_0 。当 $\varphi_0 = 60^\circ, 120^\circ, 180^\circ, 240^\circ, 300^\circ, 360^\circ$ 时,对应 $\varphi = 86^\circ, 132^\circ, 186^\circ, 243^\circ, 301^\circ, 360^\circ$ 。

4 结论

经过实验验证表明,温度畸变发生器具有高的工作可靠性、可控性和稳定性,具有较低的点火边界。

试验结果表明:

(1) 温度畸变发生器气源控制系统具有良好的可控性和可靠性。6 扇区供氢快速气动阀(K_1 至 K_6)从发出开启指令到阀门全开, 时间不大于 0.1 s; 6 扇区同时供氢的不同步性小于 0.02 s; 系统无假接通现象, 点火成功率达 100%; 供氢点火过程中氢气燃烧稳定; 即使流经温度畸变发生器稳定器的空气流量快速变化(发动机过渡工作状态)时也能稳定燃烧; 无熄火记录; 系统具有低的点火边界 $\Delta T_{AV}^* \geq 5\text{ K}$ 。

(2) 氢气减压阀具有良好的稳压性能。

(3) 扇区供氢特性优良。压力稳定; 具有良好的直线性; 具有很好的重复性。

(4) 具有良好的温度畸变时间特性。

参考文献:

[1] 常淑清, 胡九生, 夏光义, 等译. 进气道/发动机温度畸变问题的现行评定方法 SAE ARD-50015[R]. 北京: 中国航空工业总公司第 301 研究所, 1995.

[2] 刘大响. 发动机稳定性评定—航空发动机进口流场畸变评定技术译文集[C]. 四川成都: 中国燃气涡轮研究院, 1997.

[3] Rudey R A, Bobula G A. Effect of Steady-State Temperature Distortion on the Performance of a Turbofan Engine Compressor System[R]. NASA TM X 52788, June, 1970.

[4] Biesiadny T J, Braithwaite W M, Soeder R H, Abdelwahab M. Summary of Investigations of Engine Response to Distorted Inlet Conditions [R]. NASA TM 87317, September, 1986.

[5] Biesiadny T J, Klann G A, Little J K. Response of a Small Turbohaft Engine Compression System[R]. NASA TM 83765, September, 1984.

[6] Braithwaite W M, Grabder E J, Mehlic C M. The Effects of inlet Temperature and Pressure Distortion of Turbojet Performance [R]. AIAA 73-1316, NASA, November, 1973.

[7] Soeder R H, Bobula G A. Effect of Steady-State Temperature Distortion and Combined Distortion on Inlet Flow to a Turbofan Engine [R]. NASA TM 79237, August, 1979.