

目 次

前言	III
1 范围	1
2 规范性引用文件	1
3 术语和定义、符号	1
3.1 术语和定义	1
3.2 符号	2
4 温度畸变条件下发动机稳定裕度的规定和保证原则	3
4.1 发动机进口温度畸变形成的原因	3
4.2 温度畸变指数的表示方法	4
4.3 稳定性准则	6
4.4 影响发动机稳定性和性能的各种因子	7
4.5 在稳定性评定中发动机状态的选择	8
4.6 燃气涡轮发动机温度畸变规定值的确定原则	8
5 方案设计和工程图设计过程中发动机的可用和需用稳定裕度的初步计算和评估	10
5.1 发动机方案设计过程中补偿温度畸变需用稳定裕度的初步计算	10
5.2 工程设计中,温度畸变临界值的计算方法	11
6 研制阶段发动机的温度畸变试验	13
6.1 试验目的及要求	13
6.2 温度畸变模拟试验装置	13
6.3 发动机温度畸变试验的测量技术要求	15
6.4 温度畸变的试验方法	16
6.5 航空燃气涡轮发动机进口压力和温度组合畸变试验	17
6.6 温度畸变对发动机稳定性影响的典型试验结果	18
6.7 防护系统的效能和可靠性评定试验	20
6.8 防护系统的飞行试验	21
附录 A	22
A.1 概述	22
A.2 均匀流场条件下发动机可用稳定裕度计算(LINGRA)程序的简介	22
A.2.1 均匀流场条件下发动机可用稳定裕度计算(LINGRA)程序的用途	22
A.2.2 数学模型及其求解方法	22
A.2.3 数学模型的线性化方程与求解	23
A.2.4 LINGRA 程序计算流程简图	24
A.2.5 LINRGA 程序主要输入数据	24
A.2.6 LINGRA 程序主要输出数据	25
A.2.7 计算示例(以双轴涡扇发动机为例)	25
A.3 温度畸变临界值的计算(STARCOM)	25
A.3.1 软件包 STARCOM 的用途和组成	25
A.3.2 数学模型及求解方法	26

A.3.3	边界条件	28
A.3.4	自动化控制系统	28
A.3.5	压气机和涡轮特性的模拟	28
A.3.6	扰动对发动机主要参数影响的评定方法和失稳准则	29
A.3.7	STARCOM 程序计算框图	29
A.3.8	STARCOM 主要输入数据(以双轴涡扇发动机为例)	29
A.3.9	STARCOM 程序主要输出数据(以双轴双涵道发动机为例)	30
A.3.10	算例(以双轴涡扇发动机为例)	31
附录 B	33
B.1	测量装置的选择	33
B.2	热电偶时间常数的确定	33
B.2.1	理论评估	33
B.2.2	试验测定	34
B.3	热电偶测量误差的修正	36
B.3.1	热电偶基本误差	36
B.3.2	不完全恢复误差	36
B.3.3	辐射误差	36
B.3.4	动态测量误差	36
B.4	热电偶的总体误差	37
B.5	温度测量的二次处理	37
B.5.1	概述	37
B.5.2	恢复修正	37
B.5.3	时间常数修正	38
B.5.4	温度总修正	38

前 言

本指导性技术文件的附录 A 和附录 B 是资料性附录。

本指导性技术文件由航空工业第一集团公司提出。

本指导性技术文件由航空工业第三〇一研究所归口。

本指导性技术文件起草单位：航空工业燃气涡轮研究院、第三〇一研究所、北京航空航天大学、空军第八研究所。

本指导性技术文件主要起草人：刘大响、叶培梁、侯敏杰、程卫华、叶 巍、武文华、梁咏华、黄熙君、黄顺洲、夏光义、胡九生。

航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机 进口温度畸变评定指南

1 范围

本指导性技术文件规定了在进口温度畸变条件下,航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机气动稳定性的评定方法、试验项目、测量装置和数据处理的方法。

本指导性技术文件适用了评定进口温度畸变对航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机的气动稳定性和性能的影响。

2 规范性引用文件

下列文件中的条款通过本指导性技术文件的引用而成为本指导性技术文件的条款。凡是注日期的引用文件,其随后所有的修改单(不包含勘误的内容)或修订版均不适用于本指导性技术文件,然而,鼓励根据本指导性技术文件达成协议的各方研究是否可使用这些文件的最新版本。凡是不注日期的引用文件,其最新版本适用于本指导性技术文件。

GJB/Z 64—1994 航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机进口总压畸变评定指南。

GJB 2130A—1997 航空燃气涡轮动力装置术语和符号。

3 术语和定义、符号

3.1 术语和定义

GJB/Z64—1994 和 GJB2103A—1997 确立的以及下列术语和定义适用于本指导性技术文件。

3.1.1

进口温度畸变 inlet temperature distortion

进气道/发动机气动界面上温度的不均匀分布及随时间的变化。

3.1.2

面平均温升 (ΔT_{2FAV}) face average temperature rise

在气动界面处,按面积加权的气流平均温度相对于进口自由流总温之差。

3.1.3

面平均相对温升 (δT_{2FAV}) face average relative temperature rise

在发动机进口的面平均温度与自由流总温的相对增量。

3.1.4

“高温区”周向范围 (θ^+) circumferential extend of high temperature region

温度高于面平均温度的周向角幅度范围。

3.1.5

温度场周向不均匀度 ($\Delta \bar{T}_2$) circumferential temperature distribution

高温区平均温度与面平均温度的相对增量。

3.1.6

温度畸变的持续时间 (τ_B) continuative time of temperature distortion

温度畸变作用于发动机进口的时间,单位以秒表示。

3.1.7

温升率 (\dot{T}) maximum local temperature rise rate

高温区内单位时间的最大温升。

3.1.8

短时提高动力装置稳定裕度系统 (SPSM) system for instantaneous increasing power plant stability margin

在机动飞行、温度畸变或冲击波作用下,发动机可能失去稳定性,这时调节发动机几何通道和燃油自动装置,增加压气机的稳定裕度,这种装置称为短时提高动力装置稳定裕度系统(简称短时增稳系统)。

3.1.9

发动机退出气动失稳状态和恢复原始状态系统 (SE/R) system for eliminating engine aerodynamic instability /resuming initial operation

在使用过程中,发动机失去稳定性时,该系统一旦检测到压气机气动失稳,通过调节发动机几何通道和燃油系统,消除压气机失稳状态,并恢复到发动机操纵杆规定的原始工作状态(不用飞行员介入)。这种装置称为发动机退出气动失稳状态和恢复原始状态系统(简称消喘复原系统)。

3.2 符号

下列符号适用于本指导性技术文件(见表1)。

表1 符号表

符 号	说 明	单 位
H	飞行高度	km
M	飞行马赫数	
S	转差率	
SM	压气机稳定裕度	
$SM_{a,0}$	压气机原始可用稳定裕度	
SMC	给定转速时压气机的稳定系数	
T_0	发动机前未扰动气流温度	K
T_{2FAV}	发动机进口面平均温度	K
T_{HAV}	发动机进口高温区平均温度	K
T_{LAV}	发动机进口低温区平均温度	K
W_{ac}	发动机进口换算流量	kg/s
α_P	压力畸变敏感度(影响系数)	
α_T	温度畸变敏感度(影响系数)	
$\alpha_{P,T}$	压力和温度组合畸变的相互影响系数	
θ^+	高温区周向范围	
θ_2	环境温度与海平面标准温度之比	
π_c	压气机压比	
$(\pi_c W_{ac})_{su,T}$	温度畸变下稳定边界上的压比与流量之比	
$(\pi_c W_{ac})_{O,T}$	温度畸变下工作线上的压比与流量之比	
ΔSM_T	用于补偿温度畸变的需用稳定裕度	
ΔSM_{gu}	稳定裕度规定值	
$\Delta SM_{n,d}$	补偿未考虑到的其他因素影响的附加稳定裕度	

表 1(续)

符 号	说 明	单 位
ΔSM_o	发动机工作线偏移引起的稳定裕度变化	
$\Delta SM_{P,H,T}$	补偿发动机过渡态下非正常热影响的局部需用稳定裕度	
ΔSM_{rem}	使用条件下压气机的可用稳定裕度(也称压气机剩余喘振裕度)	
ΔSM_{rq}	压气机需用稳定裕度	
ΔSM_{rqi}	补偿第 i 个降稳因子的局部需用稳定裕度	
$\Sigma \Delta SM_{sui}$	补偿各种降稳因子对压气机稳定边界影响的局部需用稳定裕度	
$\Sigma \Delta SM_{di}$	补偿各种降稳因子对发动机工作线影响的局部需用稳定裕度	
n_{CL}	发动机低压转子相对换算转速	
W_{CR}	发动机进口临界压力畸变值	
$\theta_{P,T}$	压力与温度组合畸变的相对方位	
H_u	发动机进口扰流板插入深度与通道直径之比	
$\Delta \bar{\sigma}_0$	总压场周向不均匀度	
$\alpha_{T,CL}$	发动机低压压气机的温度畸变敏感系数	
$\alpha_{T,CH}$	发动机高压压气机的温度畸变敏感系数	
ΔT_2	温度场周向不均匀度	
δT_{FAV}	面平均相对温升	K
\dot{T}	“高温区”最大温升率	K/s
τ_B	温度畸变持续时间	s
τ_m	在“高温区”中到达最大温度值的时间	s

4 温度畸变条件下发动机稳定裕度的规定和保证原则

4.1 发动机进口温度畸变形成的原因

形成军、民用飞机发动机进口温度畸变的主要原因有：

- 飞机编队飞行时,前面飞机发动机排出的燃气进入后面飞机的发动机进口;
- 垂直起落飞机在起飞着陆时发动机排出的燃气被吸入发动机进口;
- 矢量喷管工作和接通反推力装置时发动机吸入了其自身回流燃气;
- 飞机飞越烟雾区或火灾区时发动机吸入了高温燃气;
- 飞机发射机载武器时,排出的高温燃气进入发动机的进口。

以上情况都能在发动机进口同时出现温升率与空间温度畸变。温升率主要影响发动机工作线的位置,空间温度畸变降低了发动机的喘振线。温升率对发动机稳定性的影响如表 2 所示。

表 2 影响发动机稳定性的因素

吸入燃气的类型	温升率的重要性
吸入火箭排气 吸入机炮废气	主要原因
吸入发动机排气 吸入蒸汽	次要原因

本指导性技术文件提供的畸变指数研究方法适用于不同形式的进口温度畸变。

4.2 温度畸变指数的表示方法

4.2.1 总则

可用下述温度畸变指数对发动机进口温度畸变问题进行评定,其基本要求如下:

- a) 本指导性技术文件所提出的畸变研究方法适用于进口温度畸变,所建立的温度畸变指数应能关联发动机稳定性和性能的影响;
- b) 畸变指数应适用于稳定性、性能及防护系统有效性的评定;
- c) 在实施具体计划时,畸变指数表示的结果应与预期的相容性问题的严重性相吻合。

用以下参数来描述温度畸变:

- 温度畸变强度;
- 高温区周向范围;
- 温度场周向不均匀度;
- 温度畸变作用在发动机进口的持续时间;
- 温升率。

4.2.2 温度畸变强度

温度畸变强度是温度畸变幅值的数值表征,用面平均相对温升来表示:

$$\delta T_{2FAV} = \frac{\Delta T_{2FAV}}{T_0} \dots\dots\dots (1)$$

式中:

$\Delta T_{2FAV} = T_{2FAV} - T_0$ ——面平均温升,单位为绝对温度(K);

$T_{2FAV} = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} T_r(\theta) d\theta$ ——面平均温度,单位为绝对温度(K);

$T_r(\theta) = \frac{1}{1 - r_h^2} \int_{r_h}^1 T(\bar{r}, \theta) 2\bar{r} d\bar{r}$ ——径向平均温度,单位为绝对温度(K);

T_0 ——自由流总温,单位为绝对温度(K);

r_h ——轮毂相对半径,表示轮毂半径与轮缘半径之比。

4.2.3 “高温区”周向范围

根据气动界面上不同半径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(见图 1)。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

$$\theta^+ = \sum \theta_i^+ \dots\dots\dots (2)$$

式中:

θ^+ ——等效温度场周向范围,单位为度(°);

θ_i ——第 i 个高温区周向范围,单位为度(°);

高温区内气流温度的平均值:

$$T_{HAV} = \frac{1}{\theta^+} \int_{\theta^+} T_r(\theta) d\theta \dots\dots\dots (3)$$

式中,

$T_r(\theta)$ ——当地不同半径处的气流温度平均值,单位为绝对温度 K。

4.2.6 温升率 (\dot{T})

温升率应按下式进行计算:(符号定义参见图 2)

$$\dot{T} = \frac{(\Delta T_{\max})}{\Delta \tau_m} \dots\dots\dots (6)$$

式中:

\dot{T} ——温升率,单位为绝对温度每秒(K/s);

$(\Delta T_{\max})_{\max}$ ——“高温区”的最大温升测量值,单位为绝对温度(K);

$\Delta \tau_m$ ——从温度跃升到高温区中的温升达到最高值的时间,单位为秒(s)。

相对温升率: $\delta \dot{T} = \frac{1}{T_0} \frac{\partial T}{\partial t} \approx \frac{\delta T_{\theta^+ \max}}{\Delta \tau_m} \dots\dots\dots (7)$

式中:

$\delta T_{\theta^+ \max}$ ——“高温区”内最大相对温升。

温度畸变对发动机稳定性影响的主要参数是面平均相对温升 (δT_{2FAV}) 或温度场不均匀度、温升率 (\dot{T})、温度畸变持续时间 (τ_B)、“高温区”周向范围 (θ^+)。

4.3 稳定性准则

燃气涡轮发动机(压气机)的气动稳定性,一般采用直接准则或间接准则进行评定,以便定量地表征在一定工作状态下压气机稳定裕度损失,确定发动机在给定使用条件下总需用稳定裕度,以及补偿其他各降稳因子对稳定性影响的局部需用稳定裕度。直接准则用压气机的稳定裕度来表征,间接准则用发动机进口温度畸变指数来表征。

4.3.1 压气机稳定裕度

图 3 示出了温度畸变对发动机特性影响的典型结果,并标出了无畸变和高温区范围为 180° 的稳定工作边界。

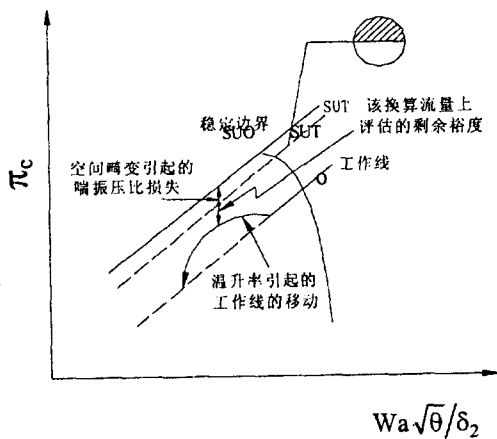


图 3 温度畸变对发动机稳定裕度的影响

压气机的稳定工作裕度系数用工作点(o)和稳定工作边界点(Su)上的压比 π_c 和发动机换算流量 W_{ac} 的比值来定量评估某个转速下压气机的稳定性系数,即

$$SMC = \frac{(\pi_c / W_{ac})_{su}}{(\pi_c / W_{ac})_o} \dots\dots\dots (8)$$

压气机的稳定裕度定义为 $SM = (SMC - 1) \times 100\%$ 。

4.3.2 使用条件下压气机稳定裕度准则

为了确定发动机在使用条件下稳定性准则,定义以下几个稳定裕度:

- a) 压气机原始可用稳定裕度,是指在无外部扰动时,在光滑双纽线进气道的试车台上,且 $M = 0$, $H = 0$ 时测得的可用稳定裕度:

$$SM_{ai,0} = \frac{(\pi_c/W_{ac})_{SU,0} - (\pi_c/W_{ac})_{o,0}}{(\pi_c/W_{ac})_{o,0}} \dots\dots\dots (9)$$

- b) 使用条件下补偿温度畸变对压气机稳定边界影响的需用稳定裕度:

$$\Delta SM_T = \frac{(\pi_c/W_{ac})_{SU,0} - (\pi_c/W_{ac})_{SU,T}}{(\pi_c/W_{ac})_{o,0}} \dots\dots\dots (10)$$

温度畸变是降低发动机可用稳定裕度的因素之一,发动机可用稳定裕度还受到其他因子的影响,例如压力畸变、功率瞬变、控制容差、制造质量和老化等,这些因素有时是同时出现的。一般来说,各种降稳因子对发动机稳定裕度的影响都可以归结为对压气机稳定边界和(或)发动机共同工作点位置的影响,而且不同因素的影响是相互独立的,那么,各种降稳因子的影响可以归纳为这些因子单独影响之和,此时压气机剩余稳定裕度为:

$$\Delta SM_{rem} = SM_{ai,0} - \Sigma \Delta SM_{SU,i} - \Sigma \Delta SM_{O,i} \dots\dots\dots (11)$$

4.3.3 有温度突升的空间畸变

试验研究表明,有温度突升的空间温度畸变要综合温升率和温升对发动机稳定性的影响,图 4 表明:压气机特性上流量的偏移与温升率有关。如果发动机进口温度缓慢变化,发动机的换算流量和压比沿着发动机工作线移动。如果进口温度变化很快,发动机容腔中的压力变化需要时间,压力减小将滞后于流量的变化,不同温升率下压气机特性的影响如图 4 所示,图中, $n/\sqrt{\theta_2}$ 表示压气机换算转速,单位为转每分钟(r/min)。

4.4 影响发动机稳定性和性能的各种因子

4.4.1 发射武器时影响发动机进口温度畸变强度的因子

机载武器使用时影响发动机进口温度畸变强度的因子有:

- a) 武器系统布局相对于进气道的位置;
- b) 武器系统的功率和每次发射导弹的数量;
- c) 导弹药量的成分;
- d) 飞机发射武器时的飞行轨迹;
- e) 发射武器时飞机的飞行高度、速度和发动机的工况。

因此,在使用机载武器过程中,为保证发动机的气动稳定性,应充分研究飞机、发动机和武器系统有关的综合问题。

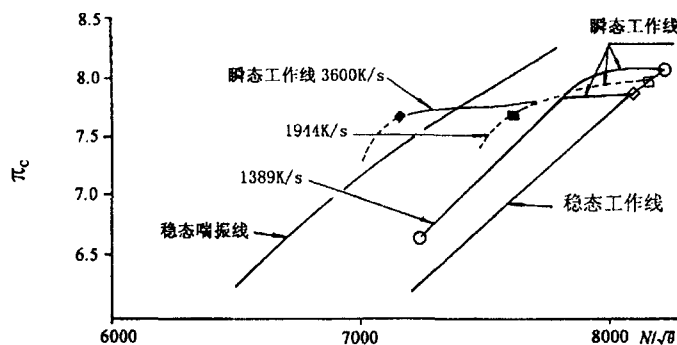


图 4 不同温升率下压气机压比与换算转速的关系曲线

4.4.2 进口温度畸变对发动机稳定性和性能的影响

定量评估压气机的稳定性和发动机的性能是十分必要的。其目的是:

- a) 确定温度畸变临界值并与技术要求中的规定值进行比较；
- b) 在飞机/发动机飞行试验之前要评定飞机/发动机的相容性,评定是通过发动机稳定性和性能的评定结果与所允许的畸变指数值进行比较来完成的。在发动机研制的各个不同阶段均应评定,随着发动机研制的进展,评定工作应更详细和深入。

4.4.2.1 进口温度畸变对发动机稳定性影响

温度畸变的稳定性评定是确定温度畸变对压气机稳定裕度的定量影响。在温度畸变作用下,要确定压气机转子在整个流量范围内的温度畸变敏感系数。

影响压气机喘振线和工作线的降稳因子有内部和外部因子。这些因子包括压力畸变、温度畸变、冲击波、阵风、雷诺数、发动机过渡态,功率提取,加力燃烧室压力脉动,高度/速度的影响,制造误差,过渡态热传递及发动机老化等,每个降稳因子的影响可表示为喘振裕度的变化,综合各个降稳因子的影响可确定剩余喘振裕度,在确定各个降稳因子的影响时应得到试验或经验数据的支持。本规范主要阐述温度畸变的影响,其它降稳因子的影响,可参见相应的规范。

4.4.2.2 进口温度畸变对发动机性能的影响

性能评定主要是确定进口温度畸变对发动机推力、空气流量和燃油消耗量影响的定量计算,评定是在动力装置规定的工作状态和给定的飞行条件下进行。对于低于临界畸变值的情况,可参考附录 A 的 STARCOM 程序。温度畸变对推力的影响比压力畸变大。计算时,要考虑发动机工作线偏离原始匹配的情况。

4.5 在稳定性评定中发动机状态的选择

在评定温度畸变和其他降稳因子对发动机稳定性的影响时,首先要确定发动机的工作状态和使用条件,在这些状态和使用条件下的稳定裕度要予以规范,以使评定合格后的发动机在整个使用范围内都能稳定工作。通常这些状态和使用条件要符合发动机和飞行器规定的技术要求,也可以根据具体飞行器的使用特点进行修改,但应有依据。

4.5.1 典型的飞行状态

飞机的飞行包线如图 5 所示,左边界是最小飞行速度,上边界是稳定飞行的最大静升限,右边界是由飞机操纵性或强度决定的最大速度边界以及飞机的最大速度头边界。边界的位置和形状与飞机的类型有关,发动机典型的稳定性评定点如图 5 上 I-1, I-2, II, III-3, III-2, III-1 所示。温度畸变评定对不同类型的飞机是不同的,对军用飞机是 II, III-2, III-1 点才允许发射武器,此时发动机将遇到温度畸变;民用飞机是 I-2 点才遇到温度畸变;短距/垂直起降的飞机是 I-1, I-2, II, III-1, III-2 需进行温度畸变评定;直升飞机的温度畸变评定点是 I-1, I-2, II, III-2, III-3。

4.5.2 特殊使用条件

应根据飞行器可能的使用情况,至少要考虑发动机进口短时间内会出现强外部扰动,引起这类强扰动的的原因是:

- a) 发射机载武器时;
- b) 舰载机弹射起飞时;
- c) 密集编队飞行时。

在评定时要根据实际可能出现的使用情况,确定考核点的发动机状态、飞行状态和使用状态。

4.6 燃气涡轮发动机温度畸变规定值的确定原则

4.6.1 武器发射产生的进口温度畸变可根据其强度、持续时间和过程特征分为三级规定值:

- a) I 级温度畸变规定值,这是温度畸变的最低级规定值。在不存在其他降稳因子影响的情况下,发动机不需采取预防措施,就能稳定工作。此时面平均相对温升 $(\delta T)^I$ 的规定值由承制方和使用方商定,温度畸变的持续时间可持续数秒或不加以规定;

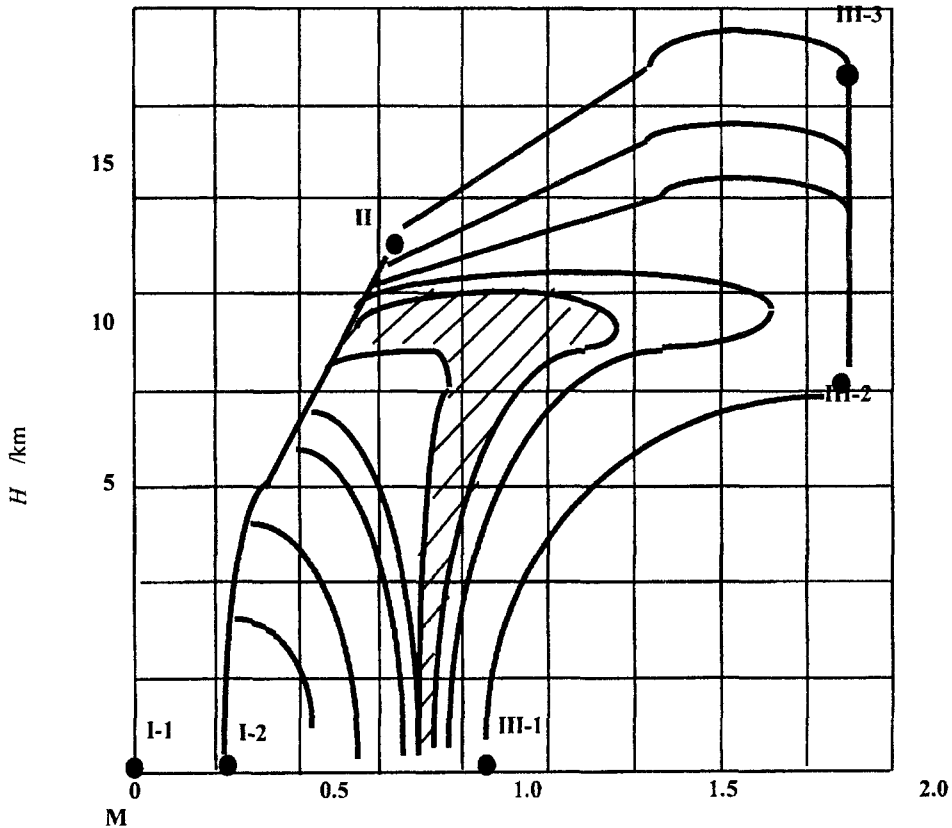


图5 典型飞行状态线

- b) 比 I 级温度畸变值大 1.5 倍的 (IA 级) 温度畸变, 扰动出现的时间短, 面平均相对温升 $(\delta T)^{IA}$ 由承制方和使用方商定。在这种温度畸变作用下, 为了保证发动机稳定工作, 允许采用短时增稳系统 (SPSM) 的部分作用, 但这种作用不会引起发动机推力的过大下降;
- c) II 级温度畸变规范值, 这种热扰动要求采用短时增稳系统并降低燃油流量, II 级温度畸变规定值的面平均相对温升 $(\delta T)^{II}$ 应由承制方和使用方商定;
- d) 大于 II 级温度畸变规定值, 只有采用消喘和复原系统 (SE/R), 才能保证发动机稳定工作。

I 级和 IA 级中规定的温度畸变, 取决于飞行器在使用条件下允许的扰动持续时间, 应由武器系统承制单位和使用部门协商确定。

飞机发射导弹时上述参数变化范围是:

$$\delta T_{FAV} = 5\% \sim 30\%$$

$$\dot{T} = 300\text{K/s} \sim 2000\text{K/s}$$

$$\theta^+ = 70^\circ \sim 220^\circ$$

$$\tau_B = 1\text{s} \sim 2\text{s}$$

4.6.2 对于直升机发动机、短距/垂直起降飞机的发动机和推力反向发动机, 规定温度畸变值时应考虑温度畸变可能是长时间作用这一因素, 其温度畸变临界值的各参数高温区周向范围 θ^+ 和面平均相对温升 δT_{FAV} 量值由承制方和使用方商定;

对推力反向发动机, 可采用 I 级规范值, 评估时采用的高温区周向范围 θ^+ 和温度不均匀度与面平均相对温升的比值 $(\Delta \bar{T} / \delta T)$ 由承制方和使用方商定。

5 方案设计和工程图设计过程中发动机的可用和需用稳定裕度的初步计算和评估

5.1 发动机方案设计过程中补偿温度畸变需用稳定裕度的初步计算

5.1.1 在发动机方案设计阶段,要估算高、低压压气机的总需用稳定裕度,以便为工程设计阶段确定压气机系统的可用裕度提供依据。需用和可用稳定裕度要在工程设计阶段进行精确计算,必要时还要进行修正。

5.1.2 总需用稳定裕度 $\Sigma\Delta SM_{rq}$ 主要由下列四类降稳因子的需用稳定裕度 ΔSM_i 组成:

- a) 补偿外部气流畸变的局部稳定裕度
 - ΔSM_P — 补偿进口总压畸变影响的局部需用稳定裕度;
 - ΔSM_T — 补偿温度畸变影响的局部需用稳定裕度;
 - $\Delta SM_{P,T}$ — 补偿进口总压、温度组合畸变影响的局部需用稳定裕度;
 - ΔSM_{shd} — 补偿冲击波扰动影响的局部需用稳定裕度;
 - ΔSM_{win} — 补偿大气阵风影响的局部需用稳定裕度;
 - ΔSM_{Re} — 补偿雷诺数变化影响的局部需用稳定裕度。
- b) 发动机内部扰动和补偿高度-速度使用条件影响的需用稳定裕度
 - $\Delta SM_{P.L.A}$ — 补偿发动机过渡工作状态影响的局部需用稳定裕度;
 - ΔSM_{AB} — 补偿加力燃烧室压力脉动影响的局部需用稳定裕度;
 - ΔSM_{ble} — 补偿压气机引气影响的局部需用稳定裕度;
 - ΔSM_{acc} — 补偿在高空条件下附件功率变化的局部需用稳定裕度;
 - $\Delta SM_{H/M}$ — 补偿高度-速度使用条件影响的局部需用稳定裕度。
- c) 反映发动机生产不稳定因素的局部需用稳定裕度
 - ΔSM_{mu} — 补偿生产、装配偏差影响的局部需用稳定裕度。
- d) 补偿其余恶化稳定性因子的需用稳定裕度
 - $\Delta SM_{P.H.T}$ — 补偿发动机过渡态下定常散热影响的局部需用稳定裕度;
 - ΔSM_{der} — 补偿发动机寿命消耗影响的局部需用稳定裕度;
 - $\Delta SM_{n,d}$ — 补偿其他未考虑因素影响的附加稳定裕度。

综上所述,发动机总需用稳定裕度是要考虑 15 个降稳因子的影响,本指南只考虑有关温度畸变和组合畸变的影响。其他因子影响参见相应的规范。

5.1.3 方案设计过程中压气机稳定性的分析评估主要为今后工程设计中发动机部件气动计算打基础,对 5.1.2 条中列出的全部的分量,有的是计算值,有的是在经验和统计数据基础上的规定值。因而该阶段总需用稳定裕度可表示为:

$$\Delta SM_{rq} = \sum (\Delta SM_{gu})_i + \sum (\Delta SM_{gu})_{oi} \dots\dots\dots (12)$$

式中 $\sum (\Delta SM_{gu})_i$ 为补偿制造误差、非定常散热、发动机恶化、加力燃烧室压力脉动等降稳因子的需用稳定裕度规定值之和; $\sum (\Delta SM_{gu})_{oi}$ 为补偿压力、温度畸变、冲击波、雷诺数、过渡态和大气阵风等降稳因子的需用稳定裕度的规定值之和。

5.1.4 通常,方案设计过程中规定的局部需用稳定裕度之和可表示为:

$$\Sigma(\Delta SM_{gu})_{oi} = \Delta SM_P + \Delta SM_T + \Delta SM_{shd} + \Delta SM_{Re} + \sqrt{\Delta SM_{P.L.A}^2 (或 \Delta SM_{AB}^2) + \Delta SM_{win}^2} \dots\dots\dots (13)$$

5.1.5 在方案设计过程中应根据动力装置类型和飞机的不同使用条件,补偿不同类型发动机的高、低压压气机的局部需用稳定裕度,参见表 3、表 4。

表 3 补偿温度畸变条件下低压压气机(风扇)局部需用稳定裕度

使用状态	类型			
	军用涡扇和双轴 涡喷发动机	民用涡扇和双 轴涡喷发动机	短距垂直起降涡扇 发动机	特殊用途短寿命涡 喷发动机
I-1	0	0	√	0
I-2	0	√	√	0
II	√	0	√	0
III-1	√	0	√	0
III-2	√	0	√	0
III-3	0	0	0	0

注：“√”代表需要进行补偿，“0”代表不需要进行补偿。

表 4 补偿温度畸变条件下高压压气机局部需用稳定裕度

使用状态	类型		
	军用涡扇和双轴涡喷发动机	民用涡扇和双轴涡喷发动机	短距垂直起降涡扇发动机
I-1	0	0	√
I-2	0	√	√
II	√	0	√
III-1	√	0	√
III-2	√	0	√
III-3	0	0	0

注：“√”代表需要进行补偿，“0”代表不需要进行补偿。

5.1.6 对于多数飞机的动力装置,温度畸变只是短时作用因素。为了考虑其影响,将补偿温度畸变的局部稳定裕度(ΔSM_T)与补偿加速性引起的局部稳定裕度损失(ΔSM_{PLA})和补偿阵风引起的局部稳定裕度损失(ΔSM_{win})予以综合考虑。规定用最小的保证(专用)局部稳定裕度 ΔSM_{SP} 来补偿它们的总影响;该裕度可根据下列三种情况分别给出:

- 对军用单轴涡喷发动机的压气机或双轴涡喷、双涵涡扇发动机的高压压气机稳定裕度 SM_{SPH} ;
- 对任何类型发动机的低压压气机的稳定裕度 ΔSM_{SPL} ;
- 对民用涡扇发动机的高压压气机的稳定裕度 ΔSM_{SPH} 。

如果根据表 3、表 4 的数据得出: $\sqrt{\Delta SM_{P.L.A}^2(\text{或 } \Delta SM_{AB}^2) + \Delta SM_{win}^2} + \Delta SM_T > \Delta SM_{SP}$

则:

$$\Delta SM_T = \Delta SM_{SP} - \sqrt{\Delta SM_{P.L.A}^2(\text{或 } \Delta SM_{AB}^2) + \Delta SM_{win}^2} \dots\dots\dots (14)$$

5.1.7 在方案设计中,高、低压压气机的需用稳定裕度的计算结果为压气机的气动设计和压气机级间优化匹配的选择奠定了基础。局部需用稳定裕度可在发动机工程设计中进行修正或做更大的修改。

5.2 工程设计中,温度畸变临界值的计算方法

5.2.1 在工程设计中,发动机稳定性计算研究的主要目的是求出温度畸变对发动机系统中高、低压压气机稳定裕度的敏感系数。为此,用发动机数学模型(参见附录 A)计算温度畸变对双轴或三轴发动机稳定工作裕度的敏感系数,计算的依据是压气机不同匹配的一系列数值试验。每次数值试验包括:

- a) 采用发动机内部控制参数,降低或者增加某高压或低压压气机的可用稳定裕度,建立与原始匹配不相同的压气机;
- b) 计算发动机系统中高压或低压压气机的可用稳定裕度;
- c) 计算温度畸变的临界值。

温度畸变影响的计算评估,是在给定的压气机匹配下逐渐增加 δT 值,直至失稳来评估温度畸变的影响,取发动机能稳定工作的最大温度畸变值 (δT_{cr}) 作为发动机稳定性准则。

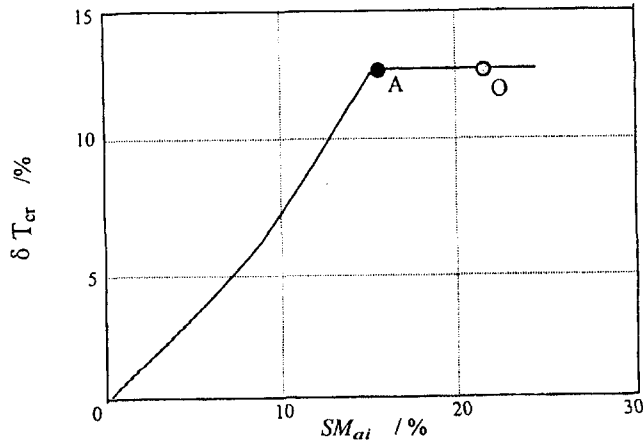


图 6 涡扇发动机进口温度畸变临界值与高压压气机可用稳定裕度的典型关系曲线

5.2.2 计算原理

用下列发动机内机构调节参数来影响压气机的工作状态,以改变压气机匹配:

- a) 改变喷管面积;
- b) 向高压或低压压气机进口或出口流道中补气(或放气)。

进口温度畸变临界值与压气机可用稳定裕度的典型关系曲线如图 6 所示,该曲线是某涡扇发动机高压压气机的曲线,曲线水平段 $\delta T_{cr}(SM_{ai,CH})$ 所对应的压气机匹配表明发动机的稳定性取决于高压压气机,“o”点表示共同工作点,并且只有在风扇工作线足够高时才能使高压压气机达到临界点 A,此时高压压气机的稳定裕度不能补偿进口温度畸变的影响。通常,在无其他降稳因子的条件下,高压压气机在畸变不敏感区域内工作。对于高压压气机,只有在工作线降得很低时,才有可能出现这种现象。计算中必须通过改变工作线的位置来确定高压压气机的工作区,在该区内降低可用稳定裕度会引起温度畸变临界值相应下降的点。在计算得到 2 或 3 个点的 $\delta T_{cr}(SM_{ai})$ 后,就能确定 A 点的位置,并得到压气机温度畸变的敏感系数。

$$\alpha_{T_i} = (SM_{ai})_i / \delta T_{cr} \dots\dots\dots (15)$$

式中:

- α_{T_i} —— 某个转子的温度畸变敏感系数;
- $(SM_{ai})_i$ —— 某个转子的可用稳定裕度;
- δT_{cr} —— 发动机进口相对面平均临界温升。

如果因为某些原因不能发现高压压气机的温度畸变的敏感区,亦即在更深的节流下,工作状态仍位于关系曲线 $\delta T_{cr}(SM_{ai})_i$ 的水平段,则对应的敏感系数认为等于零。一旦工作线开始离开原始点上升而导致临界畸变值下降,那么敏感系数可按该压气机的原始可用稳定裕度来评估。

5.2.3 在某飞行状态点出现了压力和温度畸变的综合影响。则要计算压力温度组合畸变对发动机稳定裕度的影响。在压力畸变和温度畸变的相互交叉区为 90°时,计算方法与 5.2.2 中介绍的方法相同,包括确定压气机的高、低压转子在原始工作状态线和变化工作状态线下的临界值 $(\delta T_{cr})_{\Delta q_0}$ 。畸变稳定裕度由

下列分量组成：

$$(\Delta SM_{ai, AP, T})_i = \alpha_{P, i} W + \alpha_{T, i} (\delta T_{\alpha})_{\Delta \bar{\omega}_0} + \alpha_{P, T, i} W (\delta T_{\alpha})_{\Delta \bar{\omega}_0} \dots \dots \dots (16)$$

式中：

$(\Delta SM_{ai, AP, T})_i$ ——补偿某个转子压力和温度组合畸变的需用稳定裕度；

$\alpha_{P, i}$ ——某个转子的压力畸变敏感系数；

$\alpha_{T, i}$ ——某个转子的温度畸变敏感系数；

$(\delta T_{\alpha})_{\Delta \bar{\omega}_0}$ ——在一定的压力畸变条件下，发动机进口面平均临界温升；

W ——压力畸变指数；

$\alpha_{P, T, i}$ ——某个转子的压力温度组合畸变敏感系数。

通过该式确定组合扰动下互相影响系数 $\alpha_{P, T}$ 。

5.2.4 根据温度畸变的计算结果。计算各压气机转子补偿温度畸变或组合畸变的局部需用裕度 ΔSM_{T_i} ：

$$\Delta SM_{T_i} = \alpha_T \delta T_{pr} \dots \dots \dots (17)$$

$$\Delta SM_{pr} = \alpha_P W_{pr} + \alpha_T \delta T_{pr} + \alpha_{P, T} W_{pr} \delta T_{pr} \dots \dots \dots (18)$$

式中：

W_{pr} ——飞行条件下预期的压力畸变指数；

δT_{pr} ——飞行条件下预期的温度畸变。

6 研制阶段发动机的温度畸变试验

6.1 试验目的及要求

在发动机研制过程中为了评估温度畸变对发动机稳定性的影响，必须进行发动机的温度畸变试验。试验计划和技术要求应得到有关部门的认可，其中应规定试验方法、测量装置、数据处理方法、试验设备、试验程序、试验结果分析及需要提供的文件。

温度畸变试验主要在地面试车台上进行。试验范围取决于发动机的使用特点和结构方案，也取决于高、低压压气机的特性及其匹配的程度，这些信息来源于预先的试验资料。如果被试发动机有原型机，且原型机已有全面的试验资料，原型机与被试发动机差别不大，只是在高压与低压压气机稳定裕度及其匹配上有差别，则可利用间接稳定性准则，以便将试验工作减到最少。

发动机进口温度畸变试验目的：

- a) 测定发动机稳态和过渡态进口温度畸变临界值与发动机工况的关系曲线；
- b) 确定发动机温度畸变的敏感系数；
- c) 优化防喘系统扩稳机构并进行效能评定。

6.2 温度畸变模拟试验装置

温度畸变发生器由氢燃烧器、点火系统、氢气供给和分配系统、流量管、发动机进口温度与压力测量转把、氮气吹除系统等组成。如图 7 所示。

氢燃烧器由均匀分布在圆形截面上的径向稳定器和氢气喷嘴组成。喷嘴安装在火焰稳定器的 V 形槽内，氢气通过流量调节器、分配管路和高响应阀供入喷嘴。改变氢气分配管路的氢气量可调节温度畸变值，改变氢气分配管上的容积管的容积可改变温升率，容积管越小，温升率越高。径向稳定器分为 6 个区，每个扇形区为 60°，构成了一个完整的稳定栅。氢燃烧器如图 8 所示。

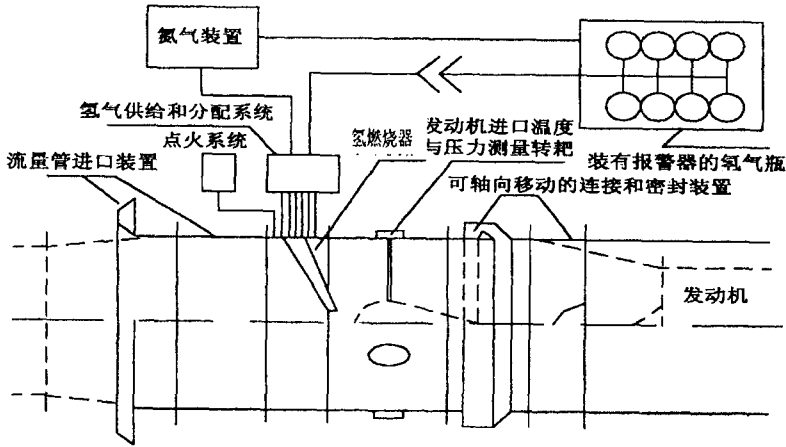


图7 温度畸变发生器系统图

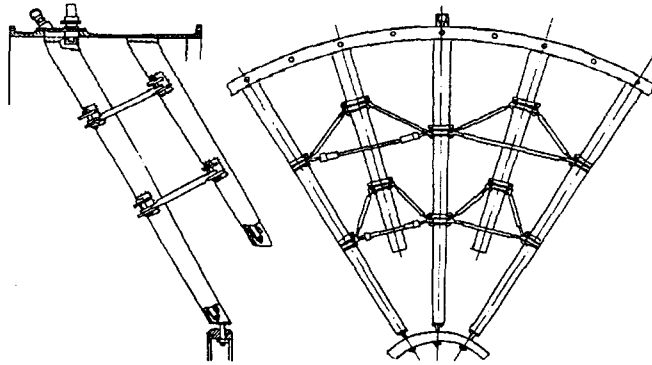


图8 氢燃烧器原理图

温度畸变发生器的工作特性用温升率与面平均温升来表示,温升率与面平均温升是温度畸变发生器的氢气压力、容积及发动机流量的函数,图9示出了不同的发动机流量、温度畸变发生器的最小容积时所获得的工作范围。图中 ΔT_{HAV} 表示高温区平均温升,单位为绝对温度(K), \dot{T} 表示温升率,单位为绝对温度每秒(K/s)。

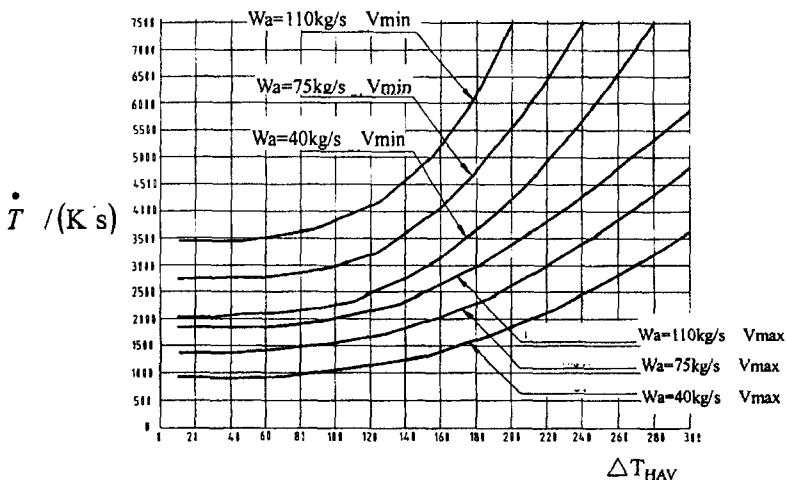


图9 发动机进口流量 $W_a = 40 \sim 75\text{kg/s}$ 时,温度畸变发生器的工作能力范围

6.3 发动机温度畸变试验的测量技术要求

6.3.1 气动界面的基本规定

进气道与发动机之间气动界面是指测量畸变参数和性能的截面(AIP)。该截面应由有关的部门共同商定,在整个推进系统的寿命周期内,该界面都应当保持不变。

6.3.1.1 确定 AIP 位置的原则:

- AIP 应位于进气管路的圆形或环形截面上;
- AIP 的布置应尽可能靠近发动机进口的截面,发动机进口截面由发动机最上游的支板、导叶或工作叶片的前缘确定的;
- AIP 的位置应使发动机的全部空气流量通过该气动界面。进气道辅助空气系统和 AIP 之间的距离,应能使气动界面上的测量仪表能反映辅助空气系统对畸变的影响;
- AIP 上的测试仪表和受感部布置,不对发动机的性能及稳定性有较明显影响。

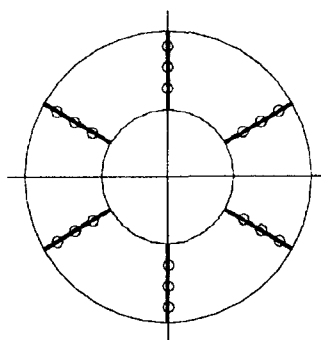


图 10 发动机进口气动界面的典型布局

6.3.1.2 测温点的布局

测温点的布局应经有关各方一致同意,并在整个推进系统寿命周期内的所有试验中保持不变。

在气动界面上用来测量温度畸变参数的一种典型的形式如图 10 所示。测靶沿周向位置均布排列,每靶 3 点按等环面分布。如果有特殊用途,也可以选择其他布局。

6.3.1.3 测量精度

在发动机进口马赫数为 0.3~0.6 时,小惯性热电偶的时间常数不大于 0.05s~0.07s,此时温度测量相对误差不大于 6%,其误差的分配是:基本误差 0.4%,辐射误差 0.2%,动态误差小于等于 5%。小惯性测量温度的修正方法参见附录 B。

6.3.2 发动机参数测量技术要求

6.3.2.1 发动机常规参数

发动机的转子转速、涡轮后燃气温度、调节机构位置、油门杆位置、发动机燃油和滑油进口压力、发动机滑油出口温度、大气温度及压力。常规参数用发动机承制方的传感器进行测量。

6.3.2.2 温度畸变试验时需要测量的参数

- 温度畸变发生器前双扭线进气道壁面的静压,沿周向不少于 6 点、发动机进口截面相对半径 $\bar{R} = 0.9$ 处沿周向的总压不少于 3 点;以确定发动机进口空气流量。
- 温度畸变发生器后测量截面上小惯性温度受感部应不少于 18 个,沿周向均匀分布在 3 个等环面上,测量截面距发动机进口应不大于一个发动机进口直径,如果是风扇进口有导流叶片的发动机,允许将温度传感器直接安装在导流叶片上;
- 在压气机特征截面上,周向相对位置处布置 2 点动态总压(或静压)。特征截面有:高、低压转子间的外涵和内涵截面、引气截面、轴流压气机和离心压气机之间的截面、压气机后截面等;
- 风扇出口内外涵总压不少于 6 点,内外涵各一半,用径向测压靶测量;

e) 防喘系统失速信号器输出指令及执行机构的开关指令。

动态压力测量应保证测点的幅频特性在 2Hz~300Hz 范围内是平直的,后部的下降斜率不小于 40 分贝/十倍频程,在恒幅的频率范围内幅值变化不大于 $\pm 5\%$,恒幅段的振幅变化不大于 $\pm 3\%$,压力受感部的内径不小于 2.5mm,测点到传感器的长度不大于 0.5m。进行压力、温度组合畸变试验时,如压力畸变模拟器采用扰流板,则脉动压力测量应采用动态受感部,记录的频响不小于 1kHz,受感部安装在相对半径 $\bar{r}=0.9$ 处,沿圆周均布的数量不少于 6 个。

记录装置可采用高速并行计算机采集系统或多通道磁带机。

6.4 温度畸变的试验方法

6.4.1 测定温度畸变临界值的试验

按发动机研制单位和订货单位商定的大纲进行。由于温度畸变发生器和发动机前的测量装置会造成附加的损失,所以在温度畸变试验之前,应先测定发动机的工作线及进气管路的总压恢复系数 σ_i 。该损失系数 σ_i 的变化可能会导致风扇工作线向稳定边界偏移,这是在喷管亚临界工作状态下由进口节流造成的,此时要根据试车台的布局修正发动机的可用稳定裕度。

6.4.2 在稳态和过渡工况下,用逐步(按规定的步长)增加“热”区的加热量直到发动机出现不稳定工作的方法,确定温度畸变的临界值。

为了提高测定临界温升的精度,用变步长的方法来增加温升,在接近失速点时改用小步长的温升,直到发动机达到失速工况。

6.4.3 建议发动机试验工况为 $\bar{n}_{CL}=0.75, 0.80, 0.85, 0.90, 0.95, 1.0$,在给定温度畸变发生器和温度畸变参数(“高温区”的周向范围、温升率和温度扰动的持续时间)下,获得发动机进口临界加热量,温度畸变参数是由温度畸变发生器再现的:

a) 现加热区最大温升率 \dot{T}_{max} ,在给定温度扰动持续时间 $\tau_B=0.5$ 秒的条件下,逐步增大“高温区”周向范围,由 $\theta^+ = \theta_{min}^+$ 到 $\theta^+ \approx 360^\circ$,以测定面平均相对临界温升与“高温区”周向范围的关系曲线。

根据试验结果,求出对应于临界温升最小值的周向范围 θ_{cr}^+ 。

b) 在固定 $\theta^+ = \theta_{cr}^+$ 和 $\tau_B=0.5$ 秒的条件下,逐渐减小温升率 $\dot{T} = \dot{T}_{max}$ 到 $\dot{T} = 10K/s$,以确定发动机转速一定时,面平均相对温升与温升率的关系曲线。

c) 给定 $\theta^+ = \theta_{cr}^+$ 和 $\dot{T} = \dot{T}_{max}$ 的条件下,增大温度畸变持续时间(从 0.5s 到 2.0s),以确定面平均相对温升与温度畸变持续时间的关系。

6.4.4 发动机在过渡工况(加速和收油门)下工作时,模拟 $\theta^+ = \theta_{cr}^+$ 、 $T = T_{max}$ 和 $\tau_B = 0.5s$ 的温度畸变条件下,测定临界加热值。按照试验大纲,在过渡过程的不同阶段再现温度畸变。根据发动机转子的转速当前值,考虑到温度畸变发生器点火惯性和火焰从温度畸变发生器传到发动机进口所需的时间引起的温度扰动延迟,确定接通温度畸变发生器的时间。

6.4.5 试验结果处理

温度畸变临界值的试验结果处理由初次处理和二次处理组成:初次处理是修正沿流道的测量参数真实值,并用图形绘出发动机进口的瞬时温度场;二次处理的目的是求出随时间变化的温度畸变参数 (δT 、 θ_p^+ 、 \dot{T})。所得的结果表示成:“高温区”周向范围、温升率和温度畸变持续时间为不同给定值时,发动机面平均相对温升临界值 (δT_{cr}) 与发动机工况的相互关系。上述给定值取决于发动机型号和预期的使用条件。

6.4.6 在发动机每一次达到温度畸变临界值时,利用沿发动机流道测量的动态总压或静压,确定首先失去稳定性的压气机。发生首先急剧下降,而其前面的压力又同时增高的那一级压气机,就认为是决定发动机稳定性的压气机。

记录压气机内失速过程始发处,就能确定温度畸变与压气机高、低压转子可用稳定裕度的关系。

6.4.7 发动机进口温度畸变试验中,确定首先出现不稳定性的高、低压压气机的试验方法温度畸变试验要确定最先失速的压气机转子,以确定温度畸变条件下发动机的敏感系数。

6.4.7.1 确定高压压气机最先出现不稳定性试验

如果高压压气机最先出现不稳定性,典型的试验方法是降低风扇稳定裕度,检查温度畸变条件下,由风扇决定发动机的稳定性。

降低风扇稳定工作裕度的办法是减小发动机尾喷管的临界面积,即将喷管调节片调整到最小面积,强制将喷管移到极限允许位置或者装上附加的节流装置(工艺喷口)。发动机的试验过程如下:

- a) 逐步缩小喷管调节片的面积;
- b) 在喷管调节片的每一个位置,测定发动机进口温度畸变临界值,并确定发动机上那一个压气机转子首先失稳;
- c) 继续试验,判断风扇在发动机内是否首先失稳;
- d) 记下尾喷管的位置和相应的临界温升值,根据这些值评定温度畸变对风扇稳定裕度的影响程度;
- e) 如果喷管调节片已经达到最小位置时,仍然是在高压压气机内失去稳定性,那么在今后分析风扇所需稳定裕度时,可以认为在发动机使用工况范围内温度畸变对风扇的稳定性影响不大,不予考虑。

6.4.7.2 确定风扇转子首先出现工作不稳定性试验

采用提高风扇稳定裕度的方法直至高压转子成为失稳源,其试验程序为:

- a) 逐步增加尾喷口调节片的面积;
- b) 测定发动机进口温度畸变临界值,并确定发动机上的那个转子最先失稳;
- c) 继续试验,判断高压压气机是否为发动机的不稳定工作源;
- d) 根据尾喷管面积到达的位置和相应的临界加热值,评定温度畸变对高压压气机稳定裕度的影响程度;
- e) 如果调节片已经到达极限可能的最大位置时,仍在风扇处失稳,那么今后在分析高压压气机所需稳定裕度时,可以认为在发动机使用工况的整个范围内,温度畸变对高压压气机的稳定性的影响不大,可不予考虑。

对当今使用的发动机而言,温度畸变对发动机的影响主要是导致高压压气机工作不稳定,但也存在极少数发动机首先在低压压气机上发生工作不稳定。

6.5 航空燃气涡轮发动机进口压力和温度组合畸变试验

在实际使用条件下,温度畸变和压力畸变极少单独出现。因此,在稳定性试验中,必须完成温度和压力组合畸变试验。试验的目的是确定压力和温度畸变的各种组合对发动机稳定性的影响。压力和温度的不同组合是指高温区与低压区在发动机进口的相互位置。压力和温度畸变的组合试验装置如图 11 所示。

组合畸变试验在地面试车台上进行,温度畸变由温度畸变发生器产生,压力畸变由扰流板产生(扰流板是固定式的、也可以是径向移动的),扰流板安装在管道的圆柱段上,距发动机进口约 3 倍发动机进口直径,温度畸变发生器安装在扰流板的上游,二者的距离不少于两个通道直径,组合畸变试验的测量参数与温度畸变试验相同。

组合畸变试验的发动机工况的选择与压力畸变的试验工况相同,其试验步骤如下:

- a) 顺序安装插板的三个不同位置,插板的堵塞面积是不同的,以实现三种不同扰动,其扰动值分别是临界压力畸变值(W_{cr})的 0.25、0.5 和 0.75 左右;
- b) 在三种压力畸变值下,接通温度畸变发生器,逐步增加加热量,求出极限允许加热值;
- c) 首先在“低压区”和“高温区”重合($\theta_{PT} = 0$)的情况下试验,测取加热临界值,然后在相反位置上($\theta_{PT} = 180^\circ$)测取加热临界值。“低压区”和“高温区”的相对位置可由温度畸变发生器不同的点

燃区来控制。

试验中对发动机进口总压畸变值不直接进行测量,而是利用单独的压力畸变试验结果 $W = W(\bar{H}_U, \bar{n}_{C.L})$ 来求得。而压力畸变指数 W 的确定,则要利用发动机前的现有的总压测量值来修正温度畸变发生器的影响。

根据试验结果求出“高温区”和“低压区”在不同位置的温度畸变临界值与压力畸变指数的关系曲线。这种典型关系曲线如图 12 上所示。

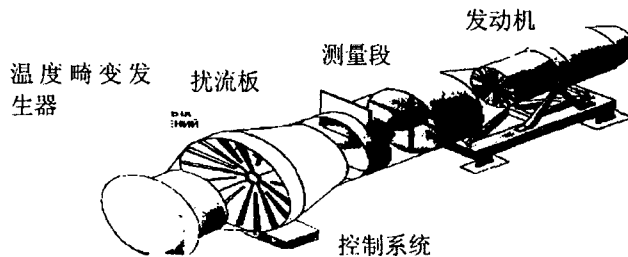


图 11 燃气涡轮发动机的组合畸变试验装置

每次组合畸变达到临界值时要确定是高压还是低压压气机首先失稳,为此要利用沿发动机流道的总压或静压测量结果来进行判断。最早出现压力急剧下降而其前面的压力同时增加的压气机,就是决定发动机稳定性的压气机。记录压气机内失速过程的首发位置,能确定组合畸变值和方位与压气机高、低压转子可用稳定裕度的关系。

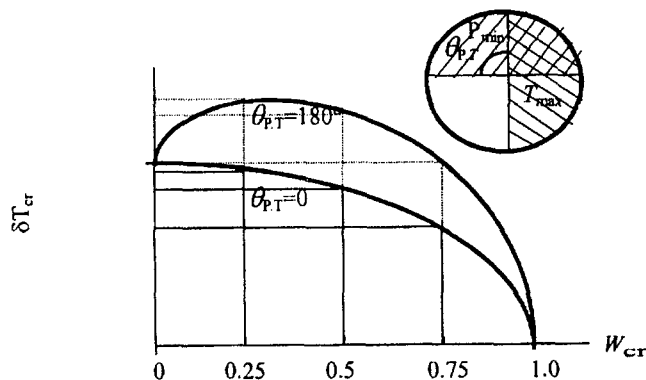


图 12 温度和压力组合畸变试验相互影响的关系曲线

6.6 温度畸变对发动机稳定性影响的典型试验结果

6.6.1 温度畸变敏感系数

在发动机系统中确定高压或低压压气机稳定性的温度畸变敏感系数时,只对首先失稳的压气机进行计算。完成两个压气机不同的匹配试验之后,可求出风扇,或者高压压气机的温度畸变临界值。

a) 通过缩小喷口面积提高风扇工作线,在温度畸变条件下使风扇发生气流失稳。

高、低压压气机的温度畸变敏感系数按下式计算:

$$\alpha_{T.CL} = (SM_{CL.ai})_{NZ} / (\delta T_{cr})_{NZ} \dots\dots\dots (19)$$

$$\alpha_{T.CH} = SM_{CH.ai} / \delta T_{cr} \dots\dots\dots (20)$$

式中:下标 NZ 是表示改变喷管调节片位置时的参数值(稳定裕度和加热临界值)。没有该下标的值是风扇原始匹配下得到的。

如果喷口调节片在最小位置仍是高压压气机首先失去稳定性,则可不考虑温度畸变对风扇稳定裕度的影响。

- b) 通过加大喷口面积来降低风扇工作线,温度畸变作用下气流失稳发生在高压压气机。高、低压压气机的敏感系数按类似的公式计算:

$$\alpha_{T,CH} = (SM_{CH,ai})_{NZ} / (\delta T_{\sigma})_{NZ} \dots\dots\dots (21)$$

$$\alpha_{T,CL} = SM_{CL,ai} / \delta T_{\sigma} \dots\dots\dots (22)$$

式中:

\bar{n}_{CHC} ——放大喷口面积引起自动控制系统动作后的高压压气机换算转速。

如果喷口调节片已达到可能最大的极限位置,仍在风扇内出现失速,则可不考虑温度畸变对高压压气机稳定裕度的影响。

求出温度畸变敏感系数就有可能评定补偿温度畸变所需的各个压气机转子的局部稳定裕度:

$$\Delta SM_T = \alpha_T \delta T_{pr} \dots\dots\dots (23)$$

式中:

δT_{pr} ——使用中预期的扰动值。

注:如果试验中发现风扇工作线偏移,那么在(21)和(22)式中的 $SM_{CL,ai}$ 要减去风扇工作线偏移的喘振裕度变化 (ΔSM_{CLo}) 值。

6.6.2 评定组合畸变的影响

在进行发动机组合畸变试验时,很难区分出在规定的温度和压力畸变组合条件下,决定发动机稳定性的是哪个压气机。为此,应按下述方法评定组合畸变的影响:

6.6.2.1 图 12 示出了极限组合畸变的典型边界,温度畸变和压力畸变相互影响曲线是非线性的,因此要确定温度畸变和压力畸变对发动机稳定性的相互影响系数 $\alpha_{P,T}$ 。利用过去试验中分别求出的温度畸变和压力畸变敏感系数,按下式计算 $\alpha_{P,T}$ 值:

$$\alpha_{P,T} = (SM_{ai,de} - \alpha_T \times \delta T_{\sigma,P} - \alpha_P \times W) / (\delta T_{\sigma,P} \times W) \dots\dots\dots (24)$$

式中:

α_T 和 α_P ——分别为温度畸变和压力畸变对发动机稳定性影响的影响系数;

$\delta T_{\sigma,P}$ 和 W ——组合畸变作用下发动机失稳瞬间测得的温度畸变值和压力畸变值(对于内涵压气机,要考虑风扇 W 的传递);

$SM_{ai,de}$ ——在给定的工况下决定整个发动机稳定性的那个压气机的可用稳定裕度。对于风扇,还要考虑工作线可能变化造成的稳定裕度变化 ΔSM_{CLo} 。

6.6.2.2 “低压区”和“高温区”重合时 ($\theta_{P,T} = 0$) 得到的温度畸变临界值与压力畸变的关系曲线(参看图 12),认为该曲线是评定组合畸变作用下发动机稳定性的基准关系曲线。试验研究的经验证明,两区处于重合位置时的组合畸变对发动机稳定性的影响最大。 $\theta_{P,T} > 0$ 条件下得到的 $\delta T_{\sigma} = f(W_{\sigma})$ 关系式是很有用的补充资料。

6.6.2.3 组合畸变作用的结果,可能有两种情况:

- a) 在温度畸变和压力畸变的各种组合条件下(图 12 上 $\theta_{P,T} = 0$ 的整条曲线上),决定稳定性的是同一个压气机。计算出该压气机的相互影响系数。对于图 12 所示的具体例子, α_{PT} 值应该是负值。

对于另一个压气机,则认为没有相互影响,即认为 $\alpha_{P,T} = 0$ 。

- b) 温度畸变和压力畸变形成某一组合以前,即对应于 $\delta T_{\sigma}(W)$ 曲线上一定点以前,在一个压气机中发生失稳。超过该点后 (W 值更高时),失稳就发生在另一个压气机里。这就有可能根据 $\delta T_{\sigma}(W)$ 曲线上各段对应的数据,评定每一个压气机的扰动相互影响系数。

6.6.2.4 补偿温度畸变和压力畸变所需的高压或低压压气机的局部需用稳定裕度,按下式求得:

$$\Delta SM = \alpha_P W_{pr} + \alpha_T \delta T_{pr} + \alpha_{P.T} W_{pr} \delta T_{pr} \dots\dots\dots (25)$$

式中:

- W_{pr} ——使用中预期的压力畸变值;
- δT_{pr} ——使用中预期的温度畸变值。

6.7 防护系统的效能和可靠性评定试验

温度畸变发生器的另一项主要功用是评定保证发动机稳定工作的防护系统,因为温度畸变发生器能最真实地再现发动机在使用过程中的不稳定工作过程。其目的是评定发动机承制方研制的防护系统的主要特性。防护系统包括短时增稳系统(SPSM),和消喘复原系统(SE/R)。

6.7.1 短时增稳系统(SPSM)效能的评定试验

发动机承制方应根据发动机方案、结构特点和使用条件来提交短时增稳系统的结构、扩稳参数和工作时序。在试验过程中,允许改变该系统的某些参数,以提高该系统的效能。短时增稳系统的有效性评定准则参见图 13,短时增稳系统的有效性评定准则如下:

- a) 压气机气动稳定性裕度相对增量:

$$\delta SM_{SPSM} = (SM_{SPSM} - SM_{iso}) / SM_{iso} \dots\dots\dots (26)$$

式中:

SM_{SPSM} ——短时增稳系统工作时稳定裕度。

- b) 气动稳定性裕度增加时的推力冲量损失:

$$I_{SPSM} = \int_{t_{uns}}^{t_{ini}} [F_{ini}(H, M, \alpha_{pyh}) - F(t)] dt \dots\dots\dots (27)$$

式中:

- t_{uns} ——发动机工作不稳定的起始时间,单位为秒(s);
- t_{ini} ——发动机恢复到原始工作状态的时间,单位为秒(s);
- F_{ini} ——发动机原始状态的推力,它是飞行高度、马赫数、油门杆位置的函数,单位为千牛(kN);
- α_{pyh} ——油门杆位置,单位为度(°);
- $F(t)$ ——短时增稳系统工作时发动机推力,单位为千牛(kN)。

- c) 原始状态恢复时间:

$$t_{all} = t_{ini} - t_{uns} \dots\dots\dots (28)$$

式中:

- t_{ini} ——发动机恢复到原始状态的时间,单位为秒(s);
- t_{uns} ——发动机工作不稳定的起始时间,单位为秒(s)。

达到所需 δSM_{SPSM} 值时 I_{SPSM} 和 t_{all} 值越小,系统越有效。

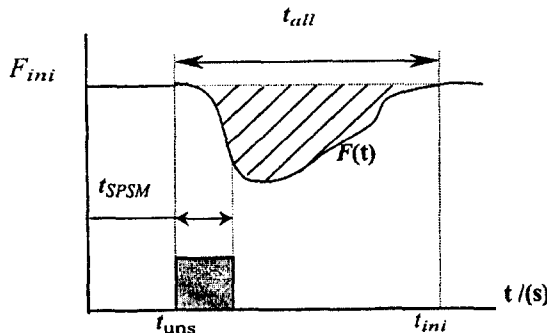


图 13 短时增稳系统工作过程中发动机推力的变化

6.7.2 消喘复原系统的可靠性和效能的评定

6.7.2.1 总则

提交试验的发动机应装有消喘复原系统,该系统的执行机构包括消除不稳定工作所需的发动机调节机构。

发动机承制方根据发动机结构方案的特点和使用条件,确定识别不稳定工作过程的参数和信号器的型号。

6.7.2.2 消喘复原系统效能的评定准则

消喘复原系统的有效性评定准则(见图 14):

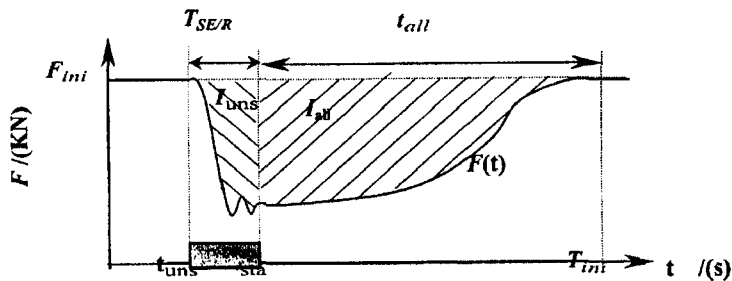


图 14 消喘复原系统工作过程中发动机推力的变化

a) 消除不稳定过程时的推力冲量损失

$$I_{SE/R} = \int_{t_{urs}}^{t_{sta}} [F_{ini}(H, M, \alpha_{pyd}) - F(t)] dt = I_{SE/Rmin} \dots\dots\dots (29)$$

式中:

t_{ini} ——发动机恢复到原始状态的时间,单位为秒(s);

$t_{st/2}$ ——消喘时间,单位为秒(s);

t_{urs} ——发动机工作不稳定的起始时间,单位为秒(s);

F_{ini} ——发动机原始状态的推力,它是飞行高度、马赫数、油门杆位置的函数,单位为千牛(kN);

I_{ursmin} ——发动机在消除不稳定过程中最低的发动机冲量损失,单位为千牛秒(kN.s)。

b) 原始状态恢复时的推力冲量损失

$$I_{all} = \int_{t_{urs}}^{t_{ini}} [F_{ini}(H, M, \alpha_{pyd}) - F(t)] dt = I_{allmin} \dots\dots\dots (30)$$

式中:

I_{allmin} ——发动机在原始状态恢复过程中最低的发动机冲量损失,单位为千牛秒(kN.s)。

c) 不稳定过程的消除时间(失稳信号器发出的信号存在时间)

$$t_{SE/R} = t_{sta} - t_{urs} = t_{SE/Rmin} \dots\dots\dots (31)$$

d) 原始状态恢复时间

$$t_{all} = t_{ini} - t_{sta} = t_{allmin} \dots\dots\dots (32)$$

式中:

t_{urs} ——发动机工作不稳定的起始时间,单位为秒(s);

$t_{SE/Rmin}$ ——发动机在消除不稳定过程中的最小时间,单位为秒(s)。

上述参数的值越小,系统越有效。

6.8 防护系统的飞行试验

温度畸变对发动机稳定性的影响及防喘系统效能及可靠性试验,主要是在带温度畸变发生器的地面试车台上进行。但最终的检查是在飞行试验中完成。飞行试验分两个阶段进行:不使用机载武器和使用机载武器的飞行试验。

附录 A
(资料性附录)

在进口温度畸变条件下燃气涡轮发动机稳定性及主要参数的数值计算程序

A.1 概述

用于分析发动机在工程设计阶段的气动稳定性所采用的数学模型,是基于求解发动机主要部件气体动力学方程。在发动机工程设计阶段,已获得压气机和压气机级组的特性。本附录将推荐使用的程序组,研究进口温度畸变条件下燃气涡轮发动机稳定工作的各种问题。推荐采用的软件如下:

- a) LINGRA - 在没有外部扰动的条件下,计算发动机系统中多级压气机的可用稳定裕度;
- b) STARCOM - 在外部非定常沿周向不均匀的温度畸变和压力畸变下,计算外部扰动对发动机气动稳定性的影响,评定扰动对发动机推力和耗油率的影响。

A.2 均匀流场条件下发动机可用稳定裕度计算(LINGRA)程序的简介

A.2.1 均匀流场条件下发动机可用稳定裕度计算(LINGRA)程序的用途

- a) 在均匀流进口条件下,计算发动机系统中多级压气机的可用稳定裕度;
- b) 计算发动机系统中压气机的总特性。

A.2.2 数学模型及其求解方法

数学模型是建立在气体动力学方程的基础上。本模型用于双轴涡扇涡喷发动机的环形气流通道的变截面任意长的环形通道。在通道的第一截面进口边界条件是给定的。出口边界条件定在喷管临界界面上,按一维方法求解。

用垂直于发动机轴线的截面将流道划分成一系列顺序排列的单元来建立计算网格,每一个计算单元可以包括一段通道、一级压气机或一个级组和燃烧区等。有能量输入和输出的气流以及与发动机部件之间有力和能量的相互作用,用气体动力学方程右边的源项模拟。对这样划分出来的每一个计算单元都能使用连续方程,轴向投影的动量方程和能量方程:

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t} \int_v \rho dV &= - \oint (\vec{v} d\vec{S}) + \int_v m dV \\ \frac{\partial}{\partial t} \int_v \rho v_x dV &= - \oint \rho v_x (\vec{v} d\vec{S}) - \oint \rho_n dS_x + F_x + \int_v v_x m dV \quad \dots (A.1) \\ \frac{\partial}{\partial t} \int_v \rho \left(C_p T + \frac{v^2}{2} \right) dV &= - \oint \rho \left(C_p T + \frac{v^2}{2} \right) (\vec{v} d\vec{S}) + Q + N + \int_v \left(C_p T + \frac{v^2}{2} \right) m dV \end{aligned}$$

式中:

- F_x —— 叶栅环方向上作用于气流的质量力的轴向分量,单位为牛(N);
- N —— 机械功率,单位为瓦(W);
- Q —— 燃油燃烧时单位时间内输入气流的热量,单位为焦耳每秒(J/s);
- m —— 单位质量流量,单位为千克每秒(kg/s);
- v —— 气流速度,单位为米每秒(m/s)。

对这些方程的左边采用平均值积分定理和用面积分逼近计算单元边界,得到常微分方程组。最终将确定气动稳定边界问题转化成研究常微分方程组解的稳定性问题。

为使微分方程组在计算域边界上封闭,加入以下边界条件:

- 进口边界(连接通道的入口)上没有气流扰动;
- 出口边界(喷管)上的综合节流特性为:

$$q^2(\lambda) = 1 - \exp\left(-\frac{\pi_{Nz} - 1}{0.22}\right) \dots\dots\dots (A.2)$$

式中:

π_{Nz} ——喷管出口总压与大气压力之比。

注: 出口边界条件(公式 A.2)来源于试验,适用于收敛喷管。

计算双涵发动机可用稳定裕度用的计算网格范例见图 A.1。

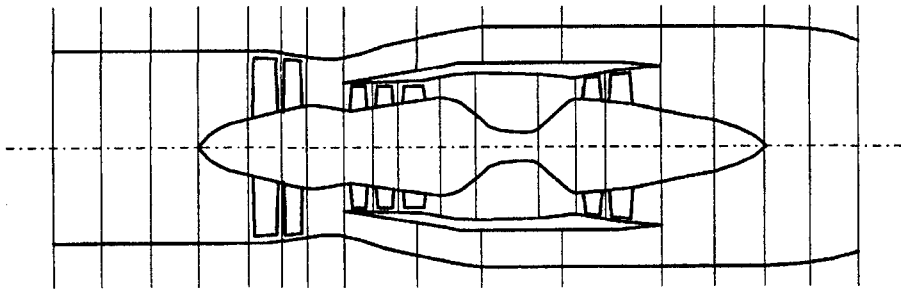


图 A.1 计算双涵发动机可用稳定裕度的计算网格图

建立数学模型时采用了以下主要假设:

- a) 在计算实际特性时不考虑气体粘性的影响,即发动机部件中气体为无粘的;
- b) 发动机部件的特性为准定常。允许计算气流振荡频率不大于 100~150Hz。实际上,气流气动失稳的典型频率为(8~30)Hz;
- c) 计算网格轴向的长度为 $L < \lambda_{min}/4$, 其中 λ_{min} 表示气流振荡的最小波长;
- d) 气流为一元流,即气流沿径向和周向均匀。

为了寻找无扰动的稳定边界,可以根据廖普诺夫一次近似定理(泰勒级数一次项展开)将气动方程完全线性化,这样就可以利用矩阵代数方法求解。

A.2.3 数学模型的线性化方程与求解

方程(B.1)经线性化(廖普诺夫一次近似定理)变为:

$$\frac{d\vec{y}}{dt} = A\vec{y} + B\vec{s} \dots\dots\dots (A.3)$$

式中:

- \vec{y} ——沿发动机通道中的气流非常数参数(压力、流量、温度等)矢量;
- \vec{s} ——表示发动机内微小扰动(例如,喷管临界截面积变化或燃烧室供油量的变化)的矢量;
- $A(1:N, 1:N)$ ——常微分方程组系数矩阵;
- $B(1:M, 1:M)$ ——发动机内部扰动矢量系数的矩阵。

当没有发动机控制机构扰动时,方程组(A.3)的形式为:

$$\frac{d\vec{y}}{dt} = A\vec{y} \dots\dots\dots (A.4)$$

根据系数 A 的矩阵特征值,来研究该常微分方程组解的稳定性,也就是求解特征方程根:

$$|A - \lambda E| = 0 \dots\dots\dots (A.5)$$

式中:

$E(1:N, 1:N)$ ——单位方阵。

采用 QR 算法求解方程特征根,当特征根实部出现正值,就证明方程组(A.5)的解不稳定。

采用发动机内部微小扰动来改变稳定工况,以寻求稳定边界。为了确定这新工况的参数,只要求出常微分方程组(A.3)的定常解就够了,也就是求解线性代数方程组:

$$A\vec{y} = -B\vec{s} \dots\dots\dots (A.6)$$

程序中采用高斯方法数值求解。新的工况也要用 QR 算法检验其稳定性,而且一直重复计算下去,直到找到稳定边界。在给定压气机节流方法(发动机内扰动),通过数值计算可以求出压气机稳定边界的位置和整个压气机和其中某级组的可用稳定裕度。

A.2.4 LINGRA 程序计算流程简图

LINGRA 程序各功能模块主要由三部分组成:

- a) 数学模型的建立和气动方程的数值求解;
- b) 输入、输出数据的接口和控制界面的管理通讯;
- c) 图形模式的支持。

其流程框图如图 A.2 所示:

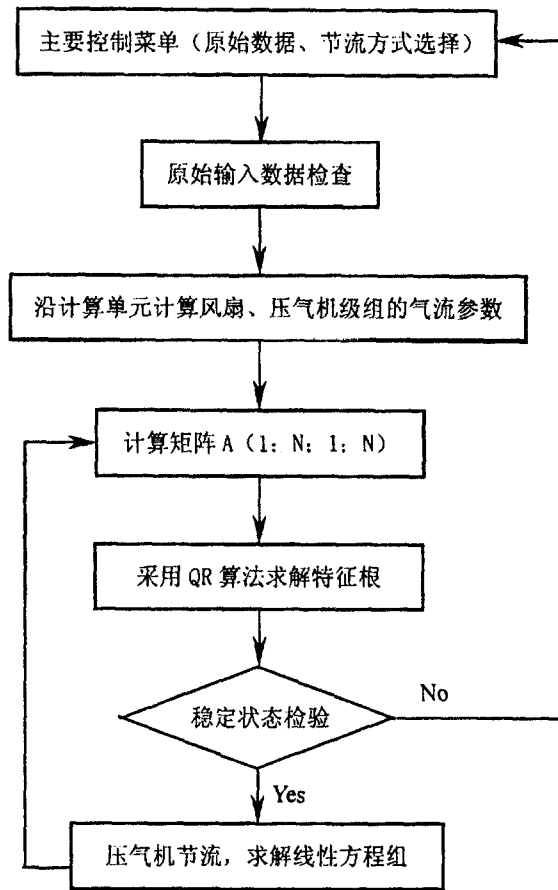


图 A.2 LINGRA 程序计算流程图

A.2.5 LINRGA 程序主要输入数据

- a) 划分发动机通道的计算单元数;
- b) 表征每个计算单元类型特点的数组;
- c) 计算单元的轴向长度(单位:m);
- d) 计算单元截面的面积(单位:m²);
- e) 计算单元截面的气流角(单位:度);
- f) 在给定的换算转速 r/min 下,列表给出的低压压气机特性 (q(λ), π_{CL});
- g) 列表给出分流内函通道部分的流动损失 (q(λ), 总压恢复系数);

- h) 在给定的换算转速 r/min 下,列表给出的高压压气机各级组特性 ($q(\lambda), \pi_{1CH}$);
- i) 列表给出外涵通道部分的流动损失 ($q(\lambda)$, 总压恢复系数);
- j) 按编号顺序依次输入每个压气机级组工作点的参数,包括流动损失单元;
- k) 气体常数 R 、空气燃气的绝热指数 γ 、燃料热值 Q 、完全燃烧度 ξ ;
- l) 进口总压、喷口截面大气压、进口总温、通过发动机总的空气流量、涵道比、涡轮前燃气温度、加力燃烧室燃气温度、涡轮效率;
- m) 进口管道、外涵道、燃烧室、掺混室、加力燃烧室的总压恢复系数;
- n) 按编号顺序各压气机级组工作点的特性,不包括流动损失单元;
- o) 分流环内、外涵道的总压恢复系数。

A.2.6 LINGRA 程序主要输出数据

- a) 风扇级组、高压压气机级组的换算空气流量、流量系数、总压比、静压比、相对于原始状态工作点的偏移量以及各级组的稳定裕度;
- b) 风扇、高压压气机总特性(总压比、换算空气流量);
- c) 风扇、高压压气机的稳定裕度。

A.2.7 计算示例(以双轴涡扇发动机为例)

为了计算发动机稳定边界,程序采用三种不同的节流方法:

- a) 关闭尾喷管;
- b) 在主燃烧室中增补空气;
- c) 减小低压涡轮导向器的流通面积。

采用第一种方法,关闭尾喷口面积使风扇的工况向稳定边界方向移动,此时由于压气机前空气流量降低,换算转速下降,内涵道压气机工况只沿工作线变化;采用第二种方法下,高压压气机和风扇都发生节流,而失稳发生在内涵道;采用第三种方法下,风扇的特性保持不变,而高压压气机内气流稳定性遭破坏。因此,为了计算风扇的可用稳定裕度,应该采用关闭尾喷管的办法,而计算高压压气机的可用稳定裕度,就要采用减小低压涡轮导向器流通面积的办法。图 A.3 中绘出双涵发动机系统中压气机稳定边界位置的计算结果。高压压气机用三个级组的特性曲线表示,而风扇用总特性曲线表示。

A.3 温度畸变临界值的计算(STARCOM)

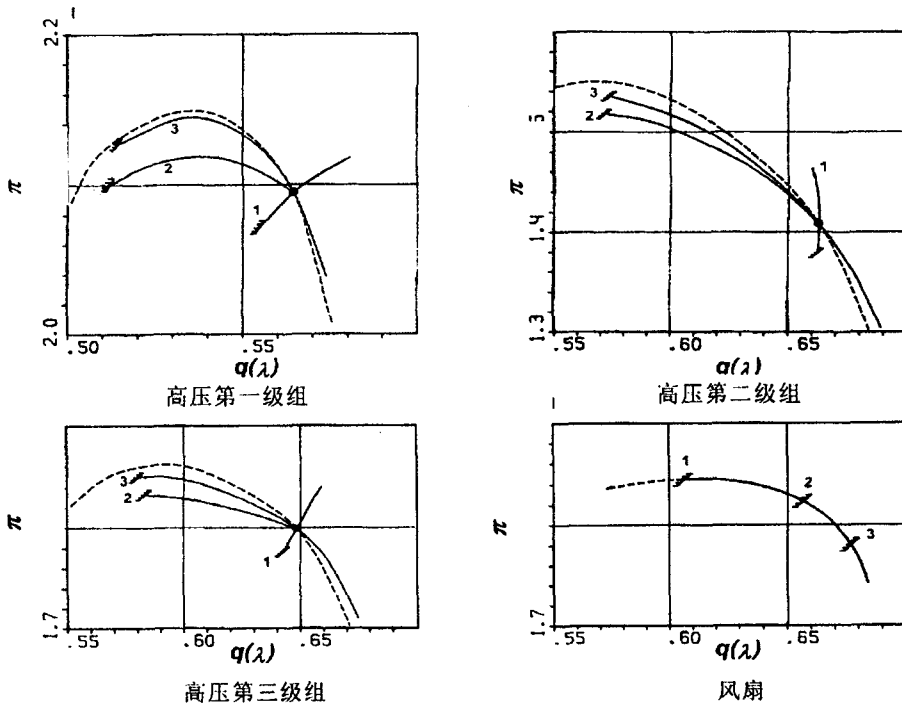
A.3.1 软件包 STARCOM 的用途和组成

A.3.1.1 软件包 STARCOM 能解决以下问题:

- a) 计算发动机进口温度扰动的临界值;
- b) 计算发动机系统内压气机级在进口均匀流场和有扰动作用下的可用稳定裕度;
- c) 计算温度扰动作用于发动机系统中影响系数;
- d) 选定发动机的最佳匹配和采取必要的措施(放气、增大喷口面积和关小压气机导向器),以保证发动机在扰动气流中的稳定性;
- e) 计算进口温度畸变对推力和耗油率的影响;
- f) 研究扰动在发动机流道中的传递。

A.3.1.2 软件包 STARCOM 由三个主要软件组成:

- a) STARCOM 主程序,用来计算非定常不均匀流对发动机稳定性的影响;
- b) 子程序 GRAFST,用图形分析计算结果,例如,周向畸变沿发动机流道的传播,给出气流参数的示波图,压气机瞬时工作点的运动情况等;
- c) 子程序 RANDCOM,用来定量分析和图形分析总压随机脉动在发动机流道中的传播,该程序能获得总压脉动的变化,还能用快速富利叶变换研究这些脉动谱成分。



注：1—关闭尾喷管
 2—燃烧室内增补空气
 3—减小低压涡轮导向器的流通面积
 ——压气机各级组的原始特性曲线

图 A.3 双涵涡扇发动机系统中风扇和高压压气机三个级组的稳定边界位置,用不同方法得到的边界

A.3.2 数学模型及求解方法

非正常不均匀气流扰动对燃气涡轮发动机气动稳定性影响的数学模型,基于对气动方程的数值积分和对发动机主要部件(压气机、燃烧室、涡轮和喷管等)内发生的非正常过程进行数学模拟。所研究的流场包括双涵道发动机的环形气流通道,出口在喷管临界截面上(参见图 A.1)。其进、出口边界条件都认为是给定的。

坐标系为圆柱坐标系,即包括两个方向:周向(与转子旋转方向一致)和轴向(假设气流是沿径向均匀)。用垂直于发动机轴线的截面将计算域划分成一系列顺序排列的计算单元,建立计算网格。在周向方向,燃气通道也划分成若干相同的扇区,扇区的侧面与流面重合。因此,一个计算单元是一个环形(或圆柱形)通道的一个扇形区,其上、下边界采用不可渗透的边界条件。一个计算单元可以包括一个叶栅环、压气机的一级或一个级组、燃烧区、涡轮导向器或整个涡轮等。有能量输入或输出的气流以及与发动机部件之间的力和能量互相作用,用气体动力学方程右边的源项来模拟,对这样划分出来的每一个计算单元,可用积分形式的连续方程,轴向和周向投影的动量方程和能量方程:采用第一种方法,关闭尾喷口面积使风扇的工况向稳定边界方向移动,此时由于压气机前空气流量降低,换算转速下降,内涵道压气机工况只沿工作线变化;采用第二种方法下,高压压气机和风扇都发生节流,而失稳发生在内涵道;采用第三种方法下,风扇的特性保持不变,而高压压气机内气流稳定性遭破坏。因此,为了计算风扇的可用稳定裕度,应该采用关闭尾喷管的办法,而计算高压压气机的可用稳定裕度,就要采用减小低压涡轮导向器流通面积的办法。图 A.3 中绘出双涵发动机系统中压气机稳定边界位置的计算结果。高压压气机用三个级组的特性曲线表示,而风扇用总特性曲线表示。

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t} \int_V \rho dV &= - \int_V \rho (\vec{v} d\vec{S}) + \int_V m dV \\ \frac{\partial}{\partial t} \int_V \rho v_x dV &= - \int_V \rho c_x (\vec{v} d\vec{S}) - \int_V P_n dS_x + F_x + \int_V v_x m dV \\ \frac{\partial}{\partial t} \int_V \rho v_u dV &= - \int_V \rho c_u (\vec{v} d\vec{S}) - \int_V P_n dS_u + F_u + \int_V v_u m dV \quad \dots (A.7) \\ \frac{\partial}{\partial t} \int_V \rho (C_v T + \frac{v^2}{2}) dV &= - \int_V \rho (C_p T + \frac{v^2}{2}) (\vec{v} d\vec{S}) + Q + N + \int_V (C_p T + \frac{v^2}{2}) m dV \end{aligned}$$

式中:

F_x, F_u —— 发动机单元中,作用在气流上的轴向分力和周向分力,单位为牛(N);

N —— 机械功率,单位为瓦(W);

Q —— 单位时间内输入的热量,单位为焦耳每秒(J/s)。

在有旋转的和固定的叶栅环(压气机和涡轮)的单元中,或包含承力支板之类结构元件的单元中,相邻单元的周向相互作用只可能发生在轴向间隙中,而这些轴向间隙只占总侧面积的 10%~20%。叶栅环内的切向速度分量为:

$$c_u = c_x \cdot \text{ctg}(\alpha) \quad \dots (A.8)$$

式中:

α —— 绝对运动的速度方向与旋转面的夹角,单位为度($^\circ$), α 角又完全取决于发动机的工况和几何尺寸。

为了计算温度扰动对发动机推力和耗油率的影响,非定常不均匀气流参数要按时间和周向取平均值。

在建立模型时,采用如下假设条件:

- a) 在给定实际特性时不考虑粘性的影响,即发动机单元中气体为无粘性的。
- b) 发动机部件的特性是准定常的,可以计算气流振荡频率小于 100~150Hz;
- c) 计算网格在轴向的长度 $L < \lambda_{\min}/4$, λ_{\min} 表示所研究的气流振荡的最小波长;
- d) 计算网格的周向幅度大大超过叶片间通道的尺寸;
- e) 在整个计算域中,气流沿径向平均,即为二元流;
- f) 在超音速喷管的扩散段内,气流为一元流。

利用上述的假设条件,对气动方程组(A.7)在计算网格内进行近似计算。在燃气涡轮发动机气流通道中,非定常不均匀流数学模型的最终形式为非线性常微分方程组:

$$\frac{d\vec{y}}{dt} = \vec{f}(t, \vec{y}) \quad \dots (A.9)$$

为此,求解起始条件对应与发动机原始定常工况的柯西问题。方程组(A.10)对下列气流参数求解:

$$\begin{aligned} \bar{m}_2 &= \tilde{m}(t)/\tilde{m}(0), \quad \bar{c}_u = c_u(t)/C_F \\ \bar{p}_1 &= \tilde{p}(t)/\tilde{p}(0), \quad \bar{T}_2 = \tilde{T}(t)/\tilde{T}(0) \quad \dots (A.10) \end{aligned}$$

式中:

C_F 表示某一事先给定的常数,单位为米每秒(m/s);

\bar{m} —— 气流流量,单位为千克每秒(kg/s);

\bar{c}_u —— 周向速度分量,单位为米每秒(m/s);

\bar{p} —— 压力,单位为帕(Pa);

\bar{T} —— 温度,单位为绝对温度(K)。

注:下标 1 和 2 分别表示计算单元中进口截面和出口截面。

A.3.3 边界条件

在计算单元(参看图 A.1)的第一个截面上,以时间函数和圆坐标的形式给出滞止温度和总压。认为在该截面的气流完全没有扭转,即取 $c_u(u, t) = 0$, 在发动机出口(喷管临界面)上,利用综合节流特性(参见公式 A.2)。

A.3.4 自动化控制系统

燃油自动装置的工作情况能够明显地影响扰动对燃气涡轮发动机的气动稳定性程度。为了考虑这一点,方程组(A.9)中还要补充力矩。该方程对于一个转子可写成下列形式:

$$I \frac{d\omega}{dt} = \frac{L_t - L_c}{\omega} \dots\dots\dots (A.11)$$

在非定常流条件下,针对涡轮和压气机的每一个计算单元计算出相应涡轮功 $L_t = mC_p T_t (\theta_t - 1)$, 和压气机功 $L_c = mC_p T_t (\theta_c - 1)$ 。然后把这些功值按高、低压压气机和高、低压涡轮分别相加,对发动机的每一个轴就可以应用方程式(A.11)。这样在求解问题时,利用描述燃油流量变化速率与工作过程的决定性参数(转速)和控制系统的惯性特性之间的关系,用微分方程形式来描述自动供油系统的工作情况。在数学模型中包括以下供油控制规律:

保持发动机中一个转子的物理转速不变 $n_i = \text{const}$ 。保证这种控制规律的燃油调节器的微分方程具有下列形式:

$$\frac{d\bar{m}_f}{dt} = a(1 - \bar{n}_i) - b \frac{d\bar{n}_i}{dt} \dots\dots\dots (A.12)$$

式中:

- \bar{m}_f —— 燃油的相对流量(无量纲的);
- \bar{n}_i —— 第 i 级转子的相对转速 \bar{n}_i ;
- a, b —— 描述控制系统惯性的系数。

除了在原始数据上选定的这些规律以外,程序包还可以在 $m_f = \text{const}$ 和 $n_i = \text{const}$ 条件下进行计算,目的是为了分析扰动对压气机参数和发动机稳定性的影响。

在原始数据文件上,可以给出发动机的其他控制机构位置随时间线性变化的关系:

- a) 计算网格的某些单元中打开放气口;
- b) 改变喷管临界截面面积和出口面积;
- c) 转动压气机可调导向器叶片。

A.3.5 压气机和涡轮特性的模拟

叶片机元件的非定常不均匀流的力和能量相互作用,用单级、级组或单独叶栅环的特性来表示,这些特性是事先由专门的计算或试验求出的。为了提高数学模型的精确度和考虑到单级的进口和出口气流非定常参数可能有差异,上述特性表示成温升比 θ , 压比 π_c 和滞止温度温升比 θ_T 与计算单元速度系数平均值 λ 的关系曲线。由于有很强的外部扰动和发动机内部扰动作用在发动机上,压气机和涡轮各级的瞬时工作点在特性场上很宽的工况范围移动,因此,对压气机和涡轮的计算单元必须在足够大的换算转速范围给定特性场。此外,在积分过程中,还有可能出现压气机单级或级组的非定常工作点跑到稳定边界以外的情况。这个区域的特性曲线也应计算,但是,这些特性曲线段目前只能用专门的计算程序求得。

在解稳定性问题时,还要考虑有总压损失的气流通道单元,那些计算单元的损失用总压恢复系数 σ 与进口速度系数 λ_1 的二次关系式表示:

$$\sigma = \sigma_0 + \alpha \lambda_1^2 \dots\dots\dots (A.13)$$

式中:

$\sigma_0 = \sigma(\lambda = 0)$ —— 气流速度为零时的 σ 值,系数 α 是根据给定的发动机原始工况下总压恢复系数计算到。

在把 $\sigma(\lambda_1)$ 式转换成 $\sigma(\bar{\lambda})$ 形式时(式中: $\bar{\lambda}$ 表示该单元内的速度系数平均值)。将 $\bar{\lambda}$ 变化范围分成

若干相等的区间,在这些区间内对 $\sigma(\bar{\lambda})$ 进行线性内插。

A.3.6 扰动对发动机主要参数影响的评定方法和失稳准则

计算过程中,在流道中用负的轴向分量速度作为发动机工作稳定性被破坏的准则。此时,所有计算都中断。这种处理方法是依据试验研究的经验,其可靠性在各种发动机和压气机的多次计算中都得到证实。

为了获得亚临界不均匀扰动(不会引起失稳)对发动机参数影响的计算评定,发动机流道中的气流在周向取平均值。这样可以作为评定扰动对发动机内推力 F 和耗油率 sfc 影响的依据。根据定义,发动机内推力是出口和进口动量差:

$$F = \left(m\lambda \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma+1} RT} \right)_9 + A_9(P_9 - P_H) - (m \sqrt{\gamma RT})_2 M_a \dots\dots\dots (A.14)$$

式中:

M_a ——飞行马赫数;

P_H ——大气压力,单位为帕(Pa)。

注:下标 9 表示喷管出口气流参数;下标 2 表示发动机进口气流参数。

现在讨论两种喷管即亚音速喷管和超音速喷管。第一种情况下,喷管出口压力根据喷管压降求出。如果压降为亚临界的,则 $P_9 = P_H$ 。超临界压降下,根据 $\lambda_9 = 1$ 求出 P_9 。对超音速喷管,可以通过计算的喷管出口气流参数来评定发动机推力。

A.3.7 STARCOM 程序计算框图

STARCOM 程序计算框图如图 A.4。

A.3.8 STARCOM 主要输入数据(以双轴涡扇发动机为例)

- a) 输入压气机和涡轮特性参数数据文件名;
- b) 周向单元数量;
- c) 轴向单元数量;
- d) 表征每个计算单元类型特点的数组;
- e) 涵道比;
- f) ISTG = -4 的计算单元中其总压恢复系数 σ ;
- g) ISTG = -4 的计算单元中 ($\lambda = 0$) 的 σ 值;
- h) 发动机进口总压(Pa)、进口总温(K)、大气压(Pa);
- i) 飞行马赫数;
- j) 喷管出口截面面积与喉道面积的比值;
- k) 计算单元进口截面上的密流 $q(\lambda)$;
- l) 低、中、高压转子的物理转速(r/min)、惯性矩(kg·m²);
- m) 每个压气机级组、涡轮的级组的换算转速;
- n) 压气机级组和涡轮级组的静子叶片进气角 α_1 、出气角 α_4 的平均值;
- o) 压气机级组和涡轮级组的转子叶片出气角 β_2 的平均值;
- p) 沿周向每相邻的两个计算单元之间的侧面渗透系数;
- q) 压气机和涡轮的每一个计算单元所包含的级组;
- r) 各计算单元的绝热指数、气体常数;
- s) 各计算单元的绝对气流角(速度方向与旋转平面之间的夹角);
- t) 主燃烧室的燃气温度、总压恢复系数、完全燃烧度;
- u) 燃油的热值、燃油标准比热、燃油温度;
- v) 计算单元的轴向长度,单位为米(m);
- w) 各计算单元沿发动机流道的内半径,单位为米(m);

- x) 各计算单元沿发动机流道的外半径,单位为米(m);
- y) 气机和涡轮级组工作点 $q(\lambda_1)$ 、 \bar{n}_c 的值;
- z) 制喷管的临界截面相对变化、初始相对面积、其变化速度和积分起点开始变化的时间;
- aa) 喷管超音数的扩张截面的面积与上类似;
- bb) 沿圆周 8 个点的总压脉动强度和积分时间比例尺,单位为秒(s);
- cc) 总压和总温的周向不均匀度(相对于原始值);
- dd) 计算单元进口处相应的总压值和总温相对值改变的速度;
- ee) 总温增长的限制;
- ff) 计算区域内出口处相应的总压和总温变化的起始时间;
- gg) 控制燃油供给调节的参数;
- hh) 积分间隔和步长;
- ii) 压气机级组的相对换算转速、特性点个数、特性曲线对应的 $q(\lambda_1)$ 、 π 、 η_i 、每一个特性曲线的左支越点的特性参数。

A.3.9 STARCOM 程序主要输出数据(以双轴双涵道发动机为例)

- a) 温度畸变的极限不均匀度;
- b) 温度畸变对发动机基本参数(推力、耗油率)的影响;
- c) 压气机、涡轮特性监控输出;
- d) 通过发动机总的空气流量、通过内外涵道的流量;
- e) 温度畸变的极限不均匀度;

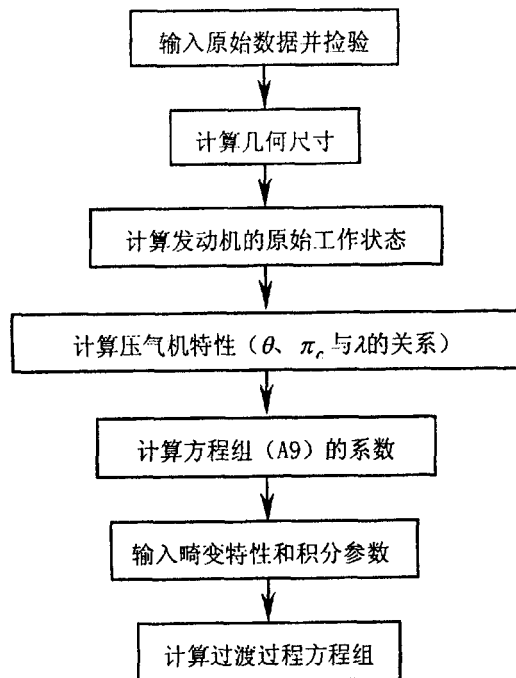


图 A.4 STARCOM 程序计算框图

- f) 温度畸变对发动机基本参数(推力、耗油率)的影响;
- g) 压气机、涡轮特性监控输出;
- h) 通过发动机总的空气流量、通过内外涵道的流量;
- i) 涵道比的相对变化、燃油流量的相对变化、喷管临界截面相对变化;

- j) 低、高压压气机的级组特性场;
- k) 低、高压涡轮特性场的参数;
- l) 低、高压压气机、涡轮功值。

A.3.10 算例(以双轴涡扇发动机为例)

为了评估温度畸变对发动机稳定性的影响,计算中采用温升率 2500K/s 、高温区范围 $\theta^+ = 180^\circ$ 的标准温度畸变来模拟发动机进口的温度不均匀场。采用高温区范围 (θ^+)、面平均相对温升 ($\delta\bar{T}$)、温度场不均匀度 ($\Delta\bar{T}$) 来描述温度畸变对发动机气动稳定性、推力影响的参数。

计算了某型涡扇发动机进口温度畸变的影响,计算过程中发现发动机的内涵压气机失去稳定性,风扇及高压压气机的工作点的轨迹如图 A.5。大量的发动机试验证明,在温度畸变作用下,发动机的稳定性取决于高压压气机。

温度场的临界周向不均匀度(以风扇转速表示发动机各工作状态)随发动机状态的变化如图 A.6。随着工作状态的降低,温度畸变面平均临界温升也下降。

此外,还计算了温度畸变对另一台发动机推力损失的影响,推力损失如图 A.7 所示。图中示出了“热”区范围 $\theta^+ = 180^\circ$,在不同状态下推力损失的变化。A 表示 $H = 0, M = 0.2$ 非加力状态的推力损失, $A\phi$ 表示在加力时推力损失的影响, B 表示 $H = 0, M = 0.7$ 时 ΔF 的变化, C 表示 $H = 8, M = 2.1$ 推力损失的影响。组合扰动对双涵发动机气动稳定性的影响示于图 A.8,图上绘出临界加热随着周向压力畸变变化的曲线,该曲线是在温度畸变和压力畸变方位不同组合下用双涵发动机数学模型计算求得的。对“热”区和低压区相互位置的两种极限情况,计算结果已得到试验定性和定量验证。

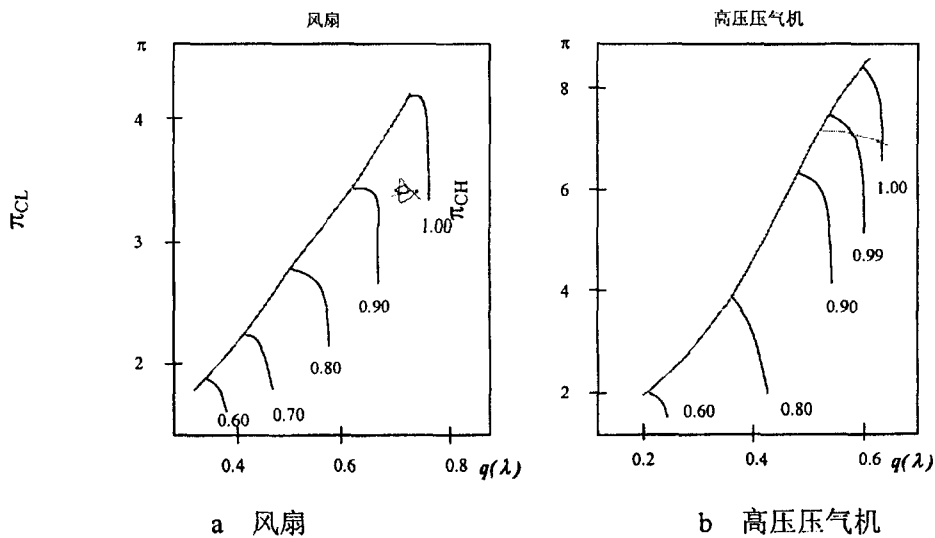


图 A.5 进口温度畸变作用下风扇和高压压气机工作点轨迹 ($\dot{T} = 2500\text{K/s}$ 、 $\theta^+ = 180^\circ$)

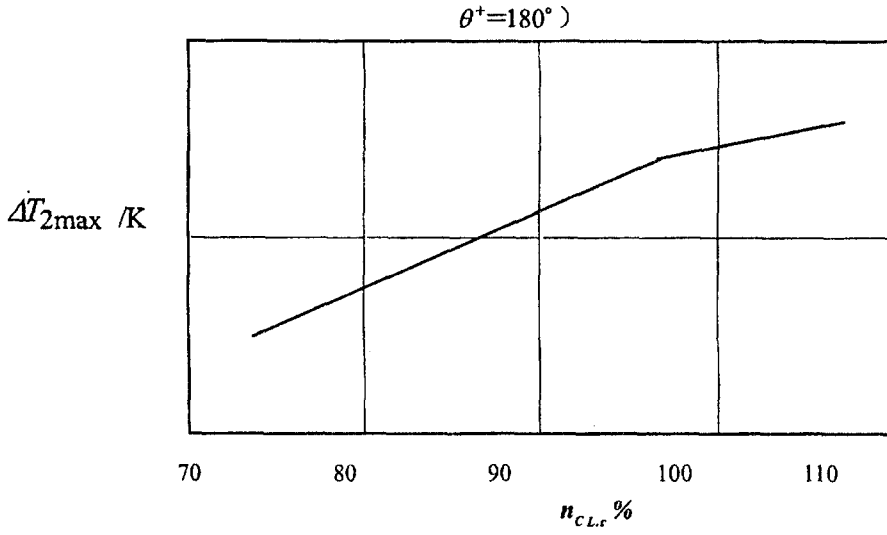


图 A.6 温度场临界不均匀度随发动机状态的变化 ($T = 2500K/s$; $\theta^+ = 180^\circ$)

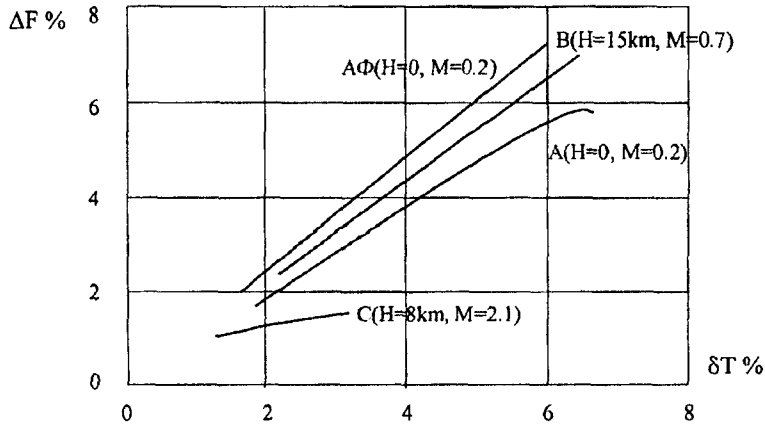


图 A.7 发动机性能变化与面平均相对温升的关系

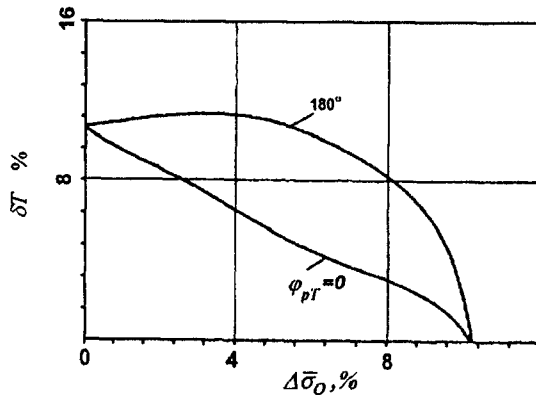


图 A.8 临界加热值随总压定常不均匀值变化的曲线

附录 B (资料性附录)

动态温度测量装置及数据修正方法

B.1 测量装置的选择

选择测量装置主要应考虑时间常数和使用寿命,为保证在有意义的最高频率下,气流不稳定的空间平均值对数据的逼真度不产生明显的影响,应考虑探针/传感器的外型及尺寸。测量装置的选择原则,通常是在包括结构和工作特性在内的许多特性之间进行折衷:

- a) 从结构上看,探针的尺寸是一个主要的问题,它直接与成本、强度、安装条件、疲劳寿命、气动负荷和堵塞比等因素有关,探针尺寸的大小还通过时间常数、恢复系数、热辐射和热传导等因素影响探针的工作特性;
- b) 发动机进口气流通常含有微粒子,精密的测量装置有可能因受冲击而被损坏,当测量系统进行耐久性试验时,微粒还可能引起元件的磨损。

因此,推荐用普通材料(如镍铬-镍铝偶丝、镍铬-考铜偶丝)制造的热电偶测量发动机进口温度,热电偶的特性随偶丝直径、探针设计和工作环境而变化,在制作热电偶敏感元件时,通常采用珠焊或对焊方式将不同偶丝材料焊接起来,珠焊的热电偶与偶丝直径相同的对焊热电偶相比较,珠焊的耐久性好并容易加工,但时间常数大约比对焊的大 50%。

对于体积相同的温度传感器,当增大热电偶的表面面积,时间常数会减小。因此,本指南建议将其对焊后再加工成片状,增加热电偶的面积,可以减小热电偶的热惯性常数。片状热电偶厚度为 0.1mm,宽度为 0.35mm。

在发动机进行温度畸变试验时热电偶时间常数在速度系数为 0.3~0.6 时,不应大于 0.05~0.07s,在给定的气流速度范围内,一台中等流量的发动机测量段的速度系数为 0.2,片状探针的时间常数 $\tau=0.0875s$,这完全满足发动机的试验要求。

B.2 热电偶时间常数的确定

B.2.1 理论评估

对焊方式的热电偶的惯性时间常数可根据下式进行理论评估:

$$\tau = \frac{(c_1\rho_1\sqrt{k_1} + c_2\rho_2\sqrt{k_2})S}{(\lambda_1 + \sqrt{\lambda_2})\alpha l} \dots\dots\dots (B.1)$$

式中:

- τ —— 热电偶惯性时间常数,单位为秒(s);
- c_1, c_2 —— 热电偶第 1、2 偶丝的比热,单位为焦耳每千克绝对温度(J/(kg·K));
- ρ_1, ρ_2 —— 第 1、2 偶丝的密度,单位为千克每立方米(kg/m³);
- k_1, k_2 —— 第 1、2 偶丝的导热系数,单位为瓦每米绝对温度(W/(m·K));
- S —— 热电偶横截面面积,单位为平方米(m²);
- α —— 介质中热电偶对流换热系数,单位为瓦每平方米绝对温度(W/(m²·K));
- l —— 热电偶横截面周长,单位为米(m)。

热电偶在空气介质中的对流换热系数 α 按下式计算:

$$\alpha = B\sqrt{\frac{U}{d}} \dots\dots\dots (B.2)$$

式中:

U ——气流流速,单位为米每秒(m/s);

d ——热电偶直径,单位为米(m)。

当雷诺数 $Re \leq 1000$ 时:

$$B = 2.8691 + 11806 \times 10^{-4}t - 8.6523 \times 10^{-7}t^2 + 9.434 \times 10^{-10}t^3 \dots\dots\dots (B.3)$$

当雷诺数 $Re > 1000$ 时:

$$B = 4.22 - 0.0030772t - 5.3133 \times 10^{-6}t^2 - 4.8899 \times 10^{-9}t^3 \dots\dots\dots (B.4)$$

式中:

t ——气流温度,单位为摄氏度(°C)。

对于材料完全相同、加工方法一致、在气流中体积相同、表面积不同的热电偶敏感元件,在同样的工作环境下,两热电偶敏感元件的惯性时间常数,符合以下关系式:

$$\frac{\tau_1}{\tau_2} = \frac{S_{s2}\alpha_{s2}}{S_{s1}\alpha_{s1}} \dots\dots\dots (B.5)$$

式中:

τ_1 ——对应于表面积 S_{s1} 的时间常数,单位为秒(s);

τ_2 ——对应于表面积 S_{s2} 的时间常数,单位为秒(s);

S_{s1} 、 S_{s2} ——第 1、2 热电偶与气流接触的表面面积,单位为平方米(m²);

α_{s1} 、 α_{s2} ——第 1、2 热电偶的对流换热系数,单位为瓦每平方米绝对温度(W/(m²·K))。

表面积大、对流换热系数大的热电偶具有较小的时间常数。

为了增大热电偶与气流接触的表面积,可将热电偶的偶丝加工成片状。片状热电偶在空气介质中的对流换热系数按下式计算:

$$\alpha_s = N_u \frac{k}{l} \dots\dots\dots (B.6)$$

式中:

α_s ——对流换热系数,单位为瓦每平方米绝对温度(W/(m²·K));

N_u ——努塞尔数;

k ——空气导热系数,单位为瓦每米绝对温度(W/(m·K));

l ——片状热电偶宽度,单位为米(m)。

$$N_u = 0.57\sqrt{\frac{Ul}{\nu}} \dots\dots\dots (B.7)$$

式中:

U ——气流速度,单位为米每秒(m/s);

ν ——气流运动粘度,单位为平方米每秒(m²/s)。

$$\nu = 1.327 \times 10^{-5} + 8.9 \times 10^{-8}t + 9.42 \times 10^{-11}t^2 \dots\dots\dots (B.8)$$

式中:

t ——气流温度,单位为摄氏度(°C)。

B.2.2 试验测定

为了测定热电偶敏感元件的惯性时间常数,建议按图 B.1 所示的试验设备原理框图进行校验。

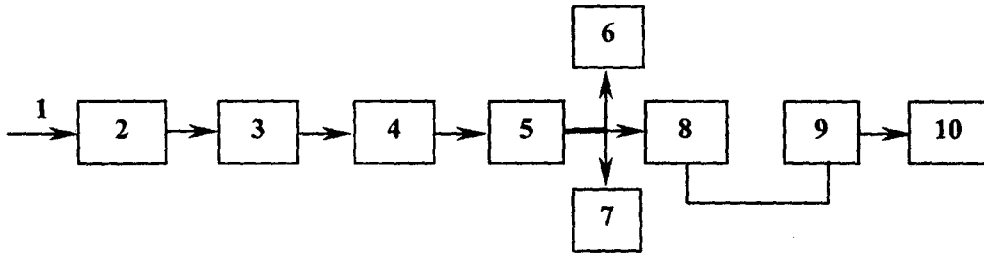


图 B.1 热电偶惯性时间常数试验装置原理框图

注：1-工业用空气管道 2-过滤网 3-稳压室 4-调节电热炉 5-亚音速喷管

6-射流断续装置 7-燃气流速和温度测量装置 8-校准传感器 9-放大器 10-记录装置

在图 B.2 中,调节式电加温炉可使空气加温至 400℃,亚音速喷管可控制高温气流对热电偶加热,通过一射流断续装置产生热电偶敏感元件加载气流的温度瞬变,经转换装置、记录仪得到阶跃型气流温度上升或下降的热电偶动态特性。

在 $\lambda = 0.14$ 时,宽度 $L = 0.35mm$,厚度 $h = 0.1mm$ 的镍铬-考铜片状热电偶录取的试验动态特性如图 B.2 所示。

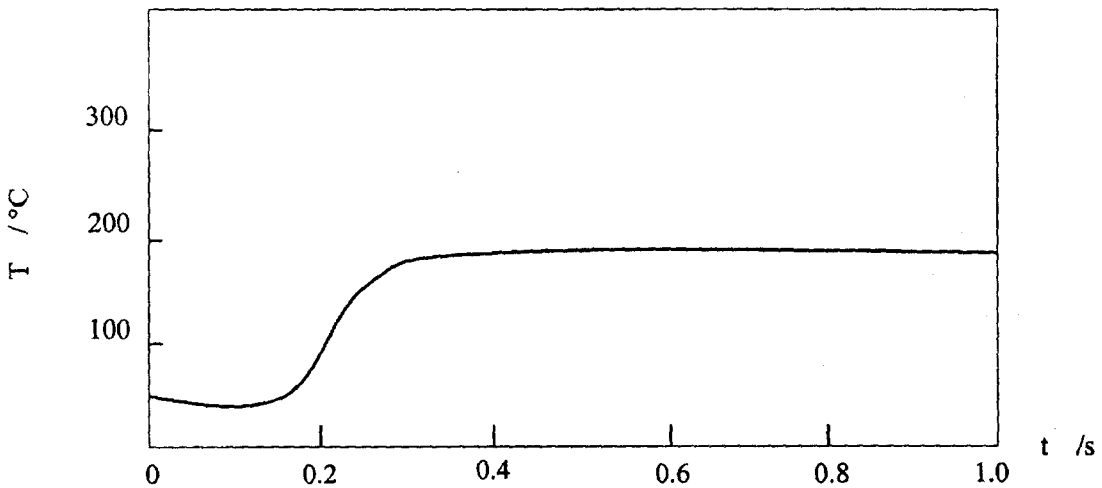


图 B.2 $\lambda = 0.14$ 下镍铬-考铜片状热电偶特性

热电偶的动态响应特性符合公式(B.9)所规定的一阶惯性模型的时间响应特性。

$$X(\Delta t) = (T_1 - T_0)(1 - e^{-\Delta t/\tau}) \dots\dots\dots (B.9)$$

式中:

$X(\Delta t)$ —— Δt 时刻的热电偶的响应输出温度,单位为绝对温度(K);

T_1 ——校准时的变化后温度,单位为绝对温度(K);

T_0 ——校准时的初始温度,单位为绝对温度(K);

Δt ——温度变化历经的时间,单位为秒(s);

τ ——惯性时间常数,单位为秒(s)。

热电偶敏感元件的对流换热能力随着气流流速的增加而增加,惯性时间常数随着流速的增加而降低。在 $\lambda = 0.1 \sim 0.6$ 的范围内及其它工作环境条件不变的情况下,惯性时间常数能满意地符合如下关系:

$$\frac{\tau}{\tau_0} = \sqrt{\frac{\lambda_0}{\lambda}} \dots\dots\dots (B.10)$$

式中:

τ_0 ——在速度系数 λ_0 下测定的时间常数,单位为秒(s);

τ ——在速度系数 λ 下具有的时间常数,单位为秒(s)。

B.3 热电偶测量误差的修正

B.3.1 热电偶基本误差

热电偶基本误差取决于热电偶的误差,在 -40°C 到 $+300^\circ\text{C}$ 的温度范围内其误差为 $\pm 2.5^\circ\text{C}$,这种材料的热电的特性误差称为热电偶基本误差,记为 $\Delta 1$ 。

在 $300^\circ\text{C} \sim 800^\circ\text{C}$ 的范围内,热电偶基本误差 $\Delta 1$ 为:

$$\Delta 1 = 0.7 + 0.005t \dots\dots\dots (B.11)$$

式中:

t ——温度,单位为摄氏度($^\circ\text{C}$)。

B.3.2 不完全恢复误差

不完全恢复误差是由于气流在敏感元件上没有完全滞止而引起的,不完全恢复误差用 $\Delta 2$ 表示:

$$\Delta 2 = -\frac{(\gamma - 1)}{2} M^2 (1 - r) T_c \dots\dots\dots (B.12)$$

式中:

γ ——比热比;

M ——气流马赫数;

T_c ——空气温度,单位为绝对温度(K);

r ——热电偶敏感元件的恢复系数。

B.3.3 辐射误差

由于热电偶与外部环境的辐射传热,引起测量时产生辐射误差,将这种误差记为 $\Delta 3$ 。热电偶敏感元件的辐射误差 $\Delta 3$ 可按式评估:

$$\Delta 3 = [\alpha_r / (\alpha_r + \alpha_k)] \cdot T_w \dots\dots\dots (B.13)$$

式中:

$\Delta 3$ ——辐射误差,单位为绝对温度(K);

α_r ——辐射换热系数,单位为瓦每平方米绝对温度($\text{W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})$);

α_k ——对流换热系数,单位为瓦每平方米绝对温度($\text{W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})$);

T_w ——管道壁温,单位为绝对温度(K)。

$$\alpha_r = 5.67q \frac{(T/100)^4 - (T_w/100)^4}{T - T_w} \dots\dots\dots (B.14)$$

式中:

q ——热电偶敏感元件的表面辐射黑度。

B.3.4 动态测量误差

由于热电偶敏感元件的惯性,不能及时反映温度的变化,从而造成动态温度测量误差,动态误差取决于气流温度的变化速度,这种误差记为 $\Delta 4$ 。

假设气流温度按线性变化,取气流温度的变化速率为 C ,即:

$$T(t) = T_0 + C \cdot t \dots\dots\dots (B.15)$$

式中:

T_0 ——初始温度,单位为绝对温度(K);

C ——线性温升率,单位为绝对温度每秒(K/s);

t ——时间,单位为秒(s);

$T(t)$ —— t 的时刻气流温度,单位为绝对温度(K)。

对于惯性时间常数为 τ 的热电偶,温度线性变化过程有如下响应:

$$T'(t) = T_0 + C_t - C\tau(1 - e^{-t/\tau}) \dots\dots\dots (B.16)$$

式中:

$T'(t)$ —— t 时刻热电偶的测量温度,单位为绝对温度(K)。

当 $t \gg \tau$ 时:

$$\Delta 4 = T'(t) - T(t) = -C\tau \dots\dots\dots (B.17)$$

实际的温度变化过程多呈非线性,所以,动态测量误差随着气流温度变化速度而变化。

B.4 热电偶的总体误差

热电偶的总体误差由各个误差成分所组成,总体误差记为:

$$\Delta_{\max} = |\Delta 1| + |\Delta 2| + |\Delta 3| + |\Delta 4| \dots\dots\dots (B.18)$$

在速度系数 $\lambda = 0.6$,温度的变化率为 1000K/s,气流温度 $T = 400^\circ\text{C}$ (673K) 的温度测量过程,用时间常数 $\tau = 0.05\text{s}$ 的热电偶的各项测量误差为:

$$\begin{aligned} |\Delta 1| &= 2.7\text{K} & |\Delta 2| &= 15\text{K} \\ |\Delta 3| &= 1.3\text{K} & |\Delta 4| &= 50\text{K} \dots\dots\dots (B.19) \\ \Delta_{\max} &= 69\text{K} \end{aligned}$$

各种误差所占的比例如下:

$$\begin{aligned} K1 &= \Delta 1/\Delta \times 100\% = 0.4\% \\ K2 &= \Delta 2/\Delta \times 100\% = 2.2\% \\ K3 &= \Delta 3/\Delta \times 100\% = 0.2\% \dots\dots\dots (B.20) \\ K4 &= \Delta 4/\Delta \times 100\% = 7.4\% \end{aligned}$$

因此可以断定:热电偶基本误差 $\Delta 1$ 及幅射误差 $\Delta 3$ 不是测量误差的主要成份,测量误差主要来源于动态测量误差 $\Delta 4$ 和不完全恢复误差 $\Delta 2$ 。

B.5 温度测量的二次处理

B.5.1 概述

用热电偶测量快速变化的温度过程,必须进行二次处理,以消除 A.4 节中涉及的主要误差。二次处理中至少包括恢复修正和时间常数修正,必要时也可进行幅射修正。

考虑外部热传递效应的修正叫做幅射修正。

考虑内部热传递和气动力热效应的修正叫做恢复修正。

考虑热电偶敏感元件对温度变化响应的滞后时间的修正叫做时间常数修正。

经修正后的温度可以表示为:

$$T_2 = [T_1 + \text{时间常数修正} + \text{幅射修正}] \times [\text{恢复修正}] \dots\dots\dots (B.21)$$

式中:

T_2 ——修正后的温度,单位为绝对温度(K);

T_1 ——热电偶的测量指示温度,单位为绝对温度(K)。

幅射误差不是主要误差,因而一般情况下可不考虑幅射热传导的影响。实际采用(B.21)式进行二次处理,获得温度测量的最终温度。

$$T_2 = [T_1 + \text{时间常数修正}] \times [\text{恢复修正}] \dots\dots\dots (B.22)$$

B.5.2 恢复修正

根据 B.3.2 节的不完全恢复误差问题得到:

$$K_r = (\gamma - 1)/2 \times M^2(1 - r) \dots\dots\dots (B.23)$$

式中:

K_r ——恢复修正因子;

γ ——燃气比热比,空气 $\gamma = 1.4$;

M ——燃气流速马赫数;

r ——热电偶的恢复系数。

B.5.3 时间常数修正

时间常数的修正建立在热电偶为一阶惯性环节的基础上,若热电偶的惯性时间常数为 τ ,因此时间常数修正项可表达为:

$$\Delta T_\tau = \tau \times (dT_i/dt) \dots\dots\dots (B.24)$$

式中:

T_τ ——时间常数修正的温度补偿,单位为绝对温度(K);

T_i ——热电偶测量的指示温度,单位为绝对温度(K);

τ ——电偶惯性时间常数修正,单位为秒(s);

t ——温度动态变化时刻,单位为秒(s)。

数据采集频率为 f (次/s) T_{i-2} 、 T_{i-1} 、 T_i 、 T_{i+1} 、 T_{i+2} 分别对应于 t_{i-2} 、 t_{i-1} 、 t_i 、 t_{i+1} 、 t_{i+2} 的测量时刻。

其顺序时间差为 Δt :

$$\Delta t = 1/f \dots\dots\dots (B.25)$$

则在 t 时刻的 dT/dt 由下公式计算:

$$\frac{dT}{dt} = \frac{f}{12}(T_{i-2} - 8T_{i-1} + 8T_{i+1} - T_{i+2}) \dots\dots\dots (B.26)$$

B.5.4 温度总修正

温度总修正:

$$T_2 = (T_1 + \frac{f\tau}{12}(T_{i-2} - 8T_{i-1} + 8T_{i+1} - T_{i+2}))(1 + \frac{\gamma - 1}{2}M^2(1 - r)) \dots\dots\dots (B.27)$$

得到的 T_2 最终温度精度优于 2%。