

文章编号: 1000-6893(2006)03-0386-04

飞机座舱盖热疲劳试验台设计研究

刘振侠¹, 王 森¹, 吴丁毅¹, 张丽芬¹, 孟丛林², 傅 波²

(1 西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072)

(2 成都飞机设计研究所, 四川 成都 640041)

Study of the Design for Canopy Thermal Fatigue Test Bed

LIU Zhen-xia¹, WANG Miao¹, WU Ding-yi¹, ZHANG Li-fen¹,
MENG Cong-lin², FU Bo²

(1 School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

(2 ChengDu Aircraft Design & Research Institute, Chengdu 610041, China)

摘要: 建立了座舱盖热疲劳试验台试验段流动及换热计算模型, 并通过与试验结果的对比及分析, 验证了模型的正确性。基于大量数值计算结果及分析提出了座舱盖导流罩型面新的设计思想和设计方案, 采用根据该方案修改的导流罩外形, 解决了试验中座舱盖前后缘温差超标的问题。

关键词: 座舱盖; 试验台; 导流罩; 载荷谱

中图分类号: V216.4⁺3 文献标识码: A

Abstract: The flow and heat transfer numerical model for Canopy Thermal Fatigue Test Bed is established. The simulating results agree with the experiment data well. Based on plenty of calculation results, a new scheme for the induce channel is presented. The application of the new shell makes the temperature difference between the top points in the front and the back of the Canopy within the request range.

Key words: canopy; test bed; induce channel; temperature load curve

飞机在飞行中, 空气高速流过座舱盖, 并与外表面强烈摩擦, 产生大量气动热, 而在座舱内部要保持适合飞行员工作的温度, 这样座舱盖的有机玻璃内外壁之间温差极大^[1,2], 座舱盖有机玻璃很容易形成损伤。

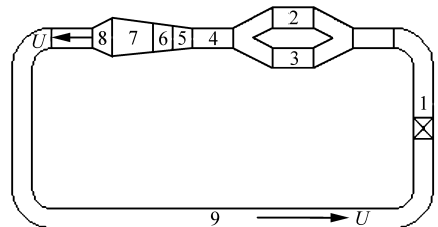
解决这一问题通常的方法是, 根据飞行包线的情况制定具体的载荷谱, 在热疲劳试验台上对其进行热疲劳试验, 验证舱盖的热疲劳可靠性。确保试验的真实性与准确性的标准有 2 条: ①在座舱盖外表面温度监控点实现温度载荷谱; ②座舱盖外表面要保持温度均匀分布(座舱盖前后缘外表面温差小于 3 K)。

本研究采用数值模拟方法对原有飞机座舱盖热疲劳试验台试验段进行研究。根据计算分析结果, 提出座舱盖导流罩新的设计方案, 解决试验过程中座舱盖前后缘温差超出要求范围的问题。对改进和完善原有试验系统, 进行新试验台导流罩形状的设计具有指导意义。

1 试验原理及试验系统结构

1.1 试验台及试验段结构

飞机座舱盖热疲劳试验是采取电炉加热, 液氮制冷的方式在试验台中产生高低不同的温度, 使得座舱盖温度监控点实现相应的载荷谱。飞机座舱盖热疲劳试验台台体由整流段、前过渡段、试验段、后过渡段和回风段组成, 其总体结构如图 1 所示^[2]。台体中的所有组件(包括风机、加热炉、液氮蒸发器、蝶阀和导流罩)外表面均涂有 100 mm 厚的泡沫保温层。



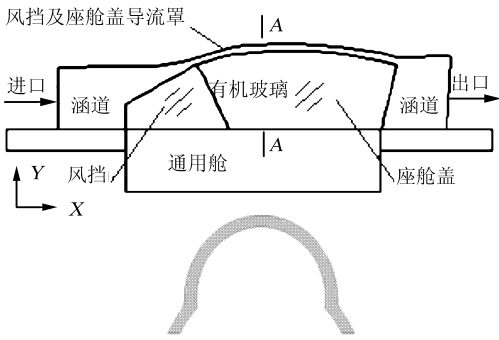
1 风机, 2 空气加热炉, 3 液氮蒸发器, 4 整流段, 5 前过渡段, 6 风挡, 7 座舱盖, 8 后过渡段, 9 回风段

图 1 座舱盖热疲劳试验台台体结构示意图

Fig 1 Schematic diagram of the design for canopy thermal fatigue test bed.

收稿日期: 2005-02-28; 修订日期: 2005-10-25

试验台核心部分为试验段, 试验段由风挡、风挡导流罩、座舱盖、座舱盖导流罩和通用舱组成, 见图 2。改造前座舱盖导流罩内壁面形状是这样确定的: 沿着试验段轴线方向(从进口到出口定义为 X 轴的正方向)以座舱盖外形为基础, 在座舱盖外表面上按等 X 值画出轮廓线, 导流罩内壁面与座舱盖外表面之间按法线方向为等距离分布。导流罩前缘与座舱盖前缘间(法线)距离为 60 mm, 后缘与座舱盖后缘间距为 70 mm, 前后缘之间座舱盖导流罩与座舱盖间距由 60 mm 至 70 mm 渐进平滑过渡。



A-A 流道横截面
图 2 试验段示意图

Fig 2 Sketch map of working section

1.2 载荷谱

载荷谱^[3]是飞机设计规范中对飞机座舱盖上指定的监控点在热疲劳试验中必须达到的温度随时间的变化曲线的具体规定。按照载荷谱给监控点进行温度加载, 如果飞机座舱盖不发生损坏(例如不出现“银纹”、“炸纹”), 则认为飞机座舱盖是符合热疲劳可靠性要求的。本研究涉及的载荷谱有 10 个, 其中极端情况为低温载荷谱(最低温度 - 30 °C)和高温载荷谱(最高温度 120 °C)。低温载荷谱和高温载荷谱如图 3、图 4 所示。图 3 中可以看出其温度变化过程为从 273 K 开始经过恒温—降温—恒温—升温过程, 时间为 1 093 s。图 4 可以看出其温度变化过程为从 273 K 开始经过升温—降温—升温—降温—升温, 时间为 1 160 s。

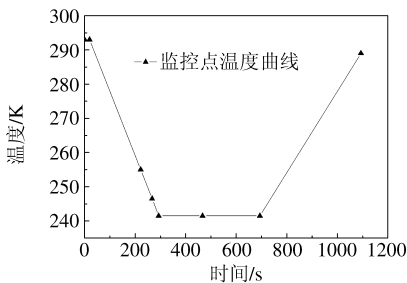


图 3 低温载荷谱

Fig 3 Temperature load curve at low temperature

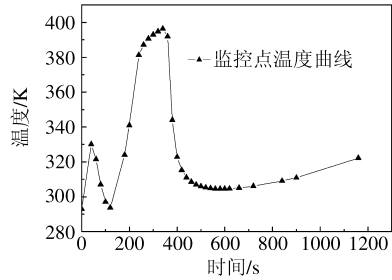


图 4 高温载荷谱

Fig 4 Temperature load curve at high temperature

1.3 试验方法、存在问题及分析

在目前的试验中, 主要是通过调节电炉功率和液氮挥发量来控制试验段入口的温度及其随时间的变化, 进而在座舱盖温度监控点上实现载荷谱, 并保证座舱盖前后缘温差在给定的范围内。

目前的问题是, 通过调节电炉功率和液氮挥发量, 前缘监控点的温度可以达到载荷谱的要求, 但是前后缘的温差超过给定值, 因此不能达到试验要求。

实际上, 监控点上温度及其时间历程是否能够达到给定的载荷谱及座舱盖前后缘温差大小的影响因素有三: 其一是试验段的通风量; 其二为试验段入口温度随时间的变化规律(计算域进口边界的温度条件); 其三为导流罩的型面即 Γ_2, Γ_3 构成的型面(见图 5), 因为导流罩与风挡和座舱盖构成的流道, 直接影响了座舱盖表面的流场和温度分布。

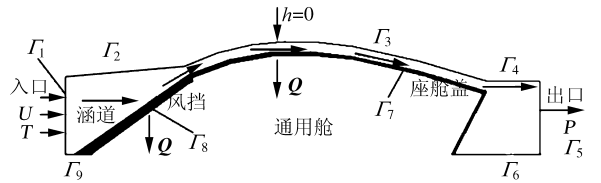


图 5 计算域示意图

Fig 5 Sketch map of calculation zone

在上述 3 个因素中, 试验中风机通风量一定, 试验段进口温度及其时间历程可以调节, 因此要解决前后缘温差过高的问题, 必须通过改变导流罩型面来实现。

本文对热疲劳台试验段建立了流动和换热数学模型, 模型完整地描述了座舱盖气动加热的物理过程, 其中包括了上述 3 个影响因素。因此, 可以通过数值模拟的方法修改试验段型面, 调节入口温度, 使座舱盖外表面监控点温度达到给定的载荷谱, 且前后缘温差满足给定的要求。

2 数值模拟

2.1 计算域

由实际问题抽象出计算域如图 5。计算域由

入口 Γ_1 , 出口 Γ_5 , 导流罩内壁面 Γ_3 , 风挡下壁面 Γ_8 , 座舱盖下壁面 Γ_7 , 前过渡段 Γ_2 , 内壁面 Γ_4 , 及 Γ_6, Γ_9 组成。图中的 $h=0, Q=0$ 分别表示通过导流罩的热流及重舱盖的热流及热量分别为 0。

2.2 控制方程^[4]

$$\frac{\partial(\rho\phi)}{\partial t} + \text{div}(\rho\mathbf{v}\phi) = \text{div}(\Gamma\text{grad}\phi) + S \quad (1)$$

当 ϕ 取 u, v, w 即直角坐标系 3 个方向的速度时, 则此通用方程表示直角坐标系下 3 个坐标方向上的动量方程。

当 $\phi = T$ 表示能量方程。

当 ϕ 取 k, ε 时表示湍动能方程及其耗散率方程。

T 为温度;

k 为湍动能;

ε 为湍动能耗散率。

对 $u, v, w, k, \varepsilon, T$ 广义扩散系数 Γ 分别为

$$u, v, w: \Gamma = \eta_{\text{eff}} = \eta + \eta \quad (2)$$

$$k: \Gamma = \eta + \frac{\eta}{\sigma_k} \quad (3)$$

$$\varepsilon: \Gamma = \eta + \frac{\eta}{\sigma_\varepsilon} \quad (4)$$

$$T: \Gamma = \frac{\eta}{Pr} + \frac{\eta}{\sigma_T} \quad (5)$$

2.3 初始条件及边界条件

(1) 初始条件

能量初始条件

$$t=0 \text{ 时: } T(x, y, z) = 293 \text{ K};$$

(2) 边界条件

试验中, 风机转速恒定不变即入口流量恒定, 边界条件为

Γ_1 面上:

$$u = 15 \text{ m/s};$$

$$T = T_0(t);$$

$T = T_0(t)$ 为可以使座舱盖监控点实现载荷谱的温度随时间的变化曲线, 通过数值实验获得。

Γ_5 面大气压;

$\Gamma_2, \Gamma_3, \Gamma_4, \Gamma_6, \Gamma_9$ 被 100 mm 厚的聚胺脂泡沫保温材料包裹, 为绝热壁面:

$$\frac{\partial T}{\partial \mathbf{n}} = 0, \mathbf{n} \text{ 为壁面处法线方向};$$

Γ_7, Γ_8 面上:

$$u = 0 \text{ m/s. (无滑移边界条件)};$$

$$T(x_0, y_0, z_0, t) = T_0(x_0, y_0, z_0);$$

(x_0, y_0, z_0) 为风挡和舱盖下表面 $\Gamma_6, \Gamma_7, \Gamma_8$

的几何坐标。

2.4 数值模拟结果

为了验证数值模拟的准确性, 为后文计算提供正确可靠的依据, 首先进行数值模型的验证计算。采用试验中实测的试验段入口前 3 m 处(整流段)的温度, 作为数值模拟的入口温度, 计算座舱盖监控点温度, 观察其随时间的变化。将监控点数值模拟结果与试验测量的结果进行比较, 见图 6。图中可以看出, 监控点计算温度与试验温度变化趋势相同, 但其相位略有提前。这主要是数值模拟所用的入口数据是整流段的测量值, 而整流段的测量位置在计算入口上游 3 m 处, 在时间上略提前于入口处的实际值。

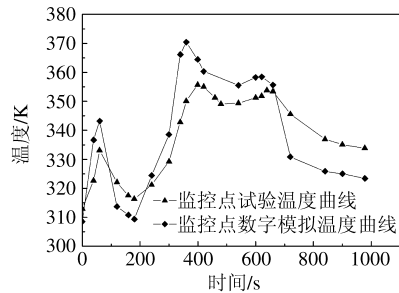


图 6 监控点上试验温度与数值模拟温度曲线对比图

Fig 6 Comparison curves of temperature on the top point between experiment and numerical simulation

图中还可看出, 计算结果与实测温度有一定的误差。一方面由于涵道中有一些金属结构的存在, 使得升温吸热时实测温度低于计算温度, 降温放热时实测温度高于计算温度, 且试验台不可能作到完全气密, 而计算模型无法充分考虑这些因素; 另一方面试验中热电偶粘贴的紧密程度对测量结果也有很大的影响, 这些因素共同导致控制点计算温度与实测温度有一定的偏离。但是, 消除相位滞后因素后, 座舱盖外表面控制点温度计算结果与实测结果相对误差为 3.966%, 满足 5% 的工程化要求。

试验中, 温度监控点可以达到载荷谱的要求, 但是前后缘的温差超过了给定值(3 K)。这一特点在数值模拟中得到体现, 如图 7(低温载荷谱)和图 8(高温载荷谱)。由图中看出数值模拟的结果为: 低温情况下, 座舱盖外表面前缘温度低于后缘温度, 温差最大达到 6.5 K。高温情况下, 座舱盖外表面前缘温度高于后缘温度, 温差最大达到 7.9 K。

由上述结果可知, 在原有的试验系统中虽然在座舱盖监控点上可以实现载荷谱, 但是座舱盖前后缘温差过大, 不符合试验要求, 必须进行改进。

3 试验段型面设计

本文通过大量数值模拟研究, 对原有的试验

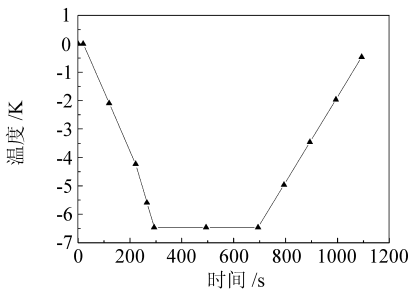


图 7 低温载荷谱下前后缘温差随时间变化图

Fig. 7 Time history plot of temperature difference between the top points in the front and the back at low temperature load curve

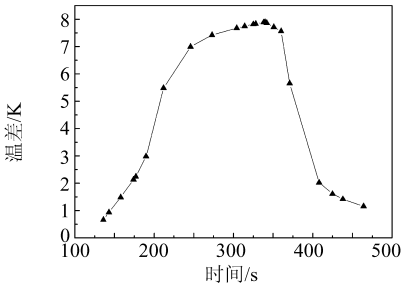


图 8 高温载荷谱下前后缘温差随时间变化图

Fig. 8 Time history plot of temperature difference between the top points in the front and the back at high temperature load curve

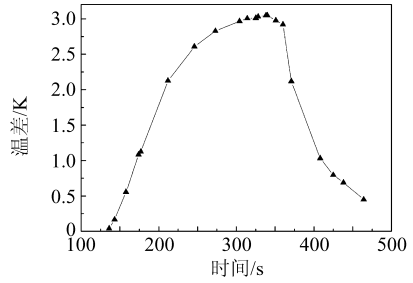


图 10 高温载荷谱下前后缘温差随时间变化图

Fig. 10 Time history plot of temperature difference between the top points in the front and the back at high temperature load curve after the canopy redesigned

基本满足前后缘温差在 3 K 范围之内的要求。

4 结 论

(1) 建立了座舱盖热疲劳试验台试验段流动及换热计算模型, 并通过与试验结果的对比及分析验证了模型的正确性。

(2) 基于大量数值计算结果及分析提出了座舱盖导流罩型面新的设计方案, 解决了试验中座舱盖前后缘温差超标的问题。

参 考 文 献

- [1] 孟丛林. 飞机座舱盖高低温疲劳试验台换热数值模拟[D]. 西安: 西北工业大学, 1999.
Meng C L. Numerical simulation of the testing system for thermal fatigue of aircraft canopy [D]. Xi'an: Northwest Polytechnical University, 1999. (in Chinese)
- [2] 冷国新. 飞机风挡材料的选用[J]. 玻璃, 2001, 4: 45- 46.
Leng G X. Preferring material of airplane's windshield [J]. Glass, 2001, 4: 45- 46. (in Chinese)
- [3] 邱发祥, 袁贵民. 飞机座舱盖透明件加温- 加载谱制定[J]. 飞机设计, 1997, (4): 20- 24.
Di F X, Yuan G M. The establish of thermal fatigue load curve for transparency of airplane canopy [J]. Airplane Design, 1997, (4): 20- 24. (in Chinese)
- [4] 陶文铨. 数值传热学[M]. 西安: 西安交通大学出版社, 1989.
Tao W Q. Numerical heat transfer [M]. Xi'an: Xi'an Jiaotong University Press, 1989. (in Chinese)

作者简介:



刘振侠(1963-) 男, 陕西西安人, 西北工业大学动力与能源学院教授, 主要从事航空发动机气动、换热方面研究。E-mail: zxliu@nwpu.edu.cn.

王 淼(1979-) 男, 山西永济人, 西北工业大学动力与能源学院 硕士。

(责任编辑: 刘振国)

台进行改进, 提出了新的试验段导流罩的型面设计方案。将现有试验段导流罩前缘与座舱盖前缘之间距离增加, 同时将导流罩后缘与座舱盖后缘的距离减小, 导流罩和座舱盖之间距离沿轴线从前缘至后缘平滑过渡。

这样做基于如下设计思想: 即尽量保持流道横截面积(法向)沿流向各站点处处相等。

对新设计的试验段导流罩进行数值计算, 座舱盖前后缘温差如图 9(低温载荷谱)和图 10(高温载荷谱)。由图中看出数值模拟结果无论低温、高温情况下座舱盖前后缘温差, 都在 3K 之内, 满足试验要求。

基于上述设计思想, 对原有导流罩的外形进行修改, 另外还设计了一套新的导流罩。对采用新的导流罩改进后的试验台, 通过反复调试与试验, 结果

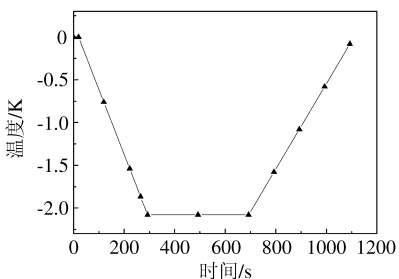


图 9 低温载荷谱下前后缘温差随时间变化图

Fig. 9 Time history plot of temperature difference between the top points in the front and the back in low temperature load curve after the canopy redesigned