

# 高温尾喷作用下水泥混凝土道面的疲劳损伤

陈 双<sup>1</sup>, 莫 忱<sup>2</sup>, 胡 建<sup>3</sup>

(1. 广安职业技术学院 土木工程学院, 四川 广安 638000; 2. 四川农业大学 土木工程学院, 四川 成都 611130;

3. 四川农业大学 水利水电学院, 四川 雅安 625014)

**摘要:** 为研究新型飞机尾喷气流对混凝土道面的作用特性, 在分析飞机尾喷口结构特性的基础上, 得到了尾喷作用在道面表面的温度场, 并运用有限元软件 ABAQUS 对道面温度应力进行了计算, 根据发动机不同的工作状态, 分析了尾喷温度场及道面板温度应力分布规律, 发现尾喷口尺寸、尾喷口温度与温度场最大温度和道面板温度应力呈线性关系, 道面上最大温度为 269 °C, 最大温度应力为 3.112 MPa; 运用 MTS 疲劳试验系统, 对温度应力作用下道面混凝土的疲劳特性进行了试验研究, 得到了荷载与寿命的关系曲线, 并根据线性累积损伤假定, 建立了机场道面在飞机尾喷疲劳作用下的寿命预测模型。

**关键词:** 水泥混凝土; 疲劳损伤; 温度应力; 高温作用; Miner 原理

**中图分类号:** TU528.0

**文献标志码:** A

**文章编号:** 1006-7930(2021)02-0194-08

## Fatigue damage of cement concrete pavement under high temperature tail spray

CHEN Shuang<sup>1</sup>, MO You<sup>2</sup>, HU Jian<sup>3</sup>

(1. College of Civil Engineering, Guang'an Vocational & Technical College, Guang'an 638000, China;

2. College of Civil Engineering, Sichuan Agricultural University, Chengdu 611130, China;

3. College of Water Resource & Hydropower, Sichuan Agricultural University, Yaan 625014, China)

**Abstract:** In order to study the action characteristics of the new aircraft wake on the concrete pavement, based on the analysis of the structural characteristics of the aircraft wake, the temperature field of the wake on the pavement surface is obtained, and the temperature stress of the pavement is calculated by using the finite element software ABAQUS. According to the different working conditions of the engine, the temperature field of the wake and the temperature stress distribution of the pavement are analyzed. It is found that the maximum temperature on the pavement is 269 °C, and the maximum temperature stress is 3.112 MPa. The MTS fatigue test system is used to study the fatigue characteristics of pavement concrete under the action of temperature stress. The relationship curve between load and life is obtained, and the linear cumulative damage assumption is used. The life prediction model of airfield pavement under aircraft tail spray fatigue is established.

**Key words:** cement concrete; fatigue damage; temperature stress; high temperature action; Miner principle

飞机在做飞行、道面滑行、试车等运动时, 由发动机提供动力, 而发动机工作时, 由尾喷管喷出的流体称为飞机尾喷, 该流体具有明显的边界性、高温性、高速性等特性, 在飞机尾喷的作用下, 道面温度将发生变化, 温度的变化会引起混凝土材料的变形, 在混凝土周围约束的作用下, 会产生温度应力<sup>[1-2]</sup>。由于温度的反复升降, 温度应力会对道面产生反复的温度疲劳作用, 道面在温度疲劳的长期作用下容易产生疲劳裂缝, 使得道面开裂影响飞机运行安全, 因此, 研究温度荷

载的疲劳作用具有重要意义<sup>[3-4]</sup>。

目前国内外对于飞机尾喷气流流场特性进行了大量的研究, 但研究侧重于飞机的隐身、发动机的维护及飞机性能提升等方面, 以机场道面为研究对象, 考虑飞机尾喷对机场道面作用的研究较少<sup>[5-7]</sup>。对于混凝土温度荷载的研究, 主要集中在研究自然环境中温度场产生的温度梯度、温度荷载的取值以及温度应力的计算方法上, 而对于高温高速尾喷气流作用下的温度场及混凝土温度应力的疲劳作用研究较少<sup>[8-12]</sup>。此外, 在研究手段

上也多以数值模拟为主,考虑到实际协调飞机发动机进行试验的难度与巨大造价(发动机开车用油等),采用完全实际工况进行以道面研究为目的的试验几乎不现实,而道面研究中关注的重点是高温引起的应力,因此,采用等效应力效应开展疲劳研究是个比较理想的做法<sup>[13-15]</sup>。在机场起飞着陆段及暖机位上,由于飞机的反复起降、暖机,飞机尾喷引起的温度应力将对道面混凝土产生反复的疲劳作用。同时,飞机的尾喷气流特性与飞机机型、发动机型号、发动机工作状态有关,因此,新型飞机的尾喷气流流场特性及尾喷气流对于道面混凝土的作用有待进一步的研究。本文将针对飞机尾喷对于机场道面的疲劳损伤展开研究,首先进行的是尾喷温度场分布的研究,在了解尾喷温度场分布之后,将确定尾喷温度对于道面产生的温度应力,最后结合室内疲劳试验,确定飞机尾喷对于水泥混凝土道面的疲劳作用。

## 1 尾喷温度场分布规律

### 1.1 飞机尾喷口结构参数

要了解飞机尾喷对于道面的温度场,首先要了解飞机尾喷口的结构参数与发动机的工作状态。尾喷口中点距离地面的高度、喷射角度通常为定值,尾喷口尺寸、尾喷口温度则是发动机工作状态(最大、全加力、小加力、慢车等)的函数,本文的重点在于了解飞机尾喷对于道面的最不利状态,因此需要关注飞机尾喷场随发动机状态变化的规律,找到飞机尾喷对于机场道面的最不利情况,不同发动机状态下尾喷口参数取值如表1所示。

表1 不同发动机状态下尾喷口参数

Tab.1 Parameters of tail nozzle under different engine conditions

尾喷口	发动机状态			
参数	小加力	最大	全加力	慢车
尾喷口				
温度/℃	765	750	765	460
尾喷口				
内径/m	0.87~1.08	0.6~0.87	0.6	1.08
尾喷中心				
点高度/m	2.2	2.2	2.2	2.2

### 1.2 尾喷气流的分布特性

根据尾喷气流相对于尾喷口的距离,可将尾喷气流划分为起始段、过渡段、主体段三个区域,如图1所示。在起始段中,尾喷气流速度值等于尾喷口的初始速度的区域称为核心区,如图1中AOD区域。过渡段处于起始段与主体段之间,如

图1中断面B-E。主体段为过渡段之后的部分,尾喷气流在该区域内,轴心速度随着与尾喷口距离的增大而减小,且气流的影响范围逐渐向两侧扩大<sup>[1-2]</sup>。

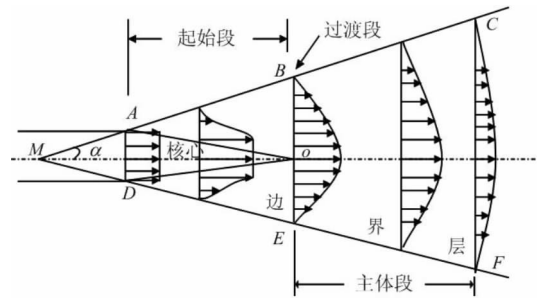


图1 尾喷气流分布

Fig.1 Distribution of tail gas flow

飞机尾喷气流为高温气体射流,根据气体射流原理,对于尾喷气流的温度扩散,适用于温差射流理论,且温度扩散与尾喷气流的扩散具有相似的扩散区域,如图2所示,下面需要对扩散区域内的任意一点 $P(l, b, h)$ 的温度进行求解。

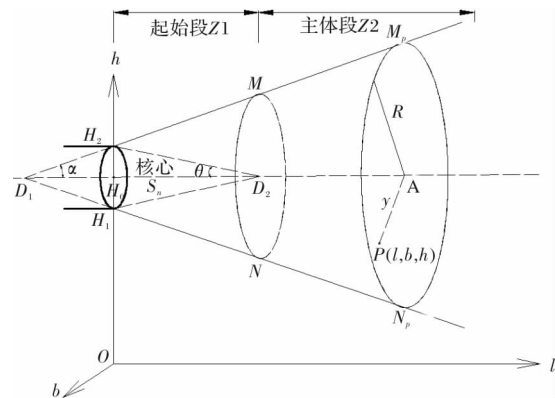


图2 尾喷气流温度分布

Fig.2 Temperature distribution of tail gas flow

根据温差射流的热力特征:等压条件下,若以周围气体焓值为计算初始值,则各射流横断面的相对焓值为定值,即

$$\rho Q_0 C T_0 = \int \rho C T dQ \quad (1)$$

式中: $Q_0$ 为初始气体流量; $T_0$ 为飞机尾喷口温度; $C$ 为空气比热; $\rho$ 为空气密度。

由温差射流特征可知,温度分布与速度分布一致,飞机尾喷气流在横断面上温度分布为:

$$\frac{T}{T_m} = \left( \frac{u}{u_m} \right)^{0.5} = 1 - \left( \frac{y}{R} \right)^{1.5} \quad (2)$$

式中: $T_m$ 为轴心上温差; $y$ 为计算点距断面中心的距离; $R$ 为断面半径。

#### (1) 尾喷中心轴线上的温度分布

对于起始段 $Z_1$ ,轴线处于核心区域内,轴线

温度等于尾喷口温度, 即:

$$T_m = T_0 \quad (3)$$

对于主体段  $Z_2$ , 初始流量为

$$Q_0 = \pi r_0^2 v_0 \quad (4)$$

式中:  $r_0$  为尾喷口半径;  $v_0$  为尾喷气流初始速度.

对尾喷气流流量公式两端取微分, 得

$$dQ = 2\pi y u dy \quad (5)$$

将式(4)、(5)代入温差射流热力特征公式, 得

$$\rho \pi r_0^2 v_0 C T_0 = \int_0^R \rho C T 2\pi y u dy \quad (6)$$

将上式两端除以  $\rho \pi R^2 u_m C T_m$ , 并结合公式(2)可得

$$\left(\frac{r_0}{R}\right)^2 \left(\frac{v_0}{u_m}\right) \left(\frac{T_0}{T_m}\right) = 2 \int_0^1 \left(\frac{u}{u_m}\right) \left(\frac{T}{T_m}\right) \left(\frac{y}{R}\right) d\left(\frac{y}{R}\right)$$

$$\begin{aligned} &= 2 \int_0^1 \left(\frac{u}{u_m}\right)^{1.5} \left(\frac{y}{R}\right) d\left(\frac{y}{R}\right) \\ &= 2 \int_0^1 \left(\frac{u}{u_m}\right) 1.5 \eta d\eta \end{aligned} \quad (7)$$

由射流边界几何关系<sup>[16]</sup>可知:

$$\frac{R}{r_0} = 3.4 \left(\frac{\alpha l}{r_0} + 0.294\right) \quad (8)$$

$$S_n = 0.671 \frac{r_0}{\alpha} \quad (9)$$

$$\tan \theta = \frac{r_0}{S_n} = 1.49\alpha \quad (10)$$

$$\tan \alpha = 3.4\alpha \quad (11)$$

$\alpha$  为紊流系数,  $\alpha$  与出口断面上的紊流强度和断面速度分布均匀性有关, 如表 2 所示.

表 2 紊流系数表

Tab. 2 Turbulence coefficient table

喷口类型	紊流系数 $\alpha$	喷口类型	紊流系数 $\alpha$
带有收缩口的喷嘴	0.066~0.071	带金属网格的轴流风机	0.204
圆柱形管	0.076~0.080	收缩极好的平面喷口	0.108
带有导风板的轴流式通风机	0.120	平面壁上锐缘狭缝	0.118
带导流板的直角弯管	0.200	风道纵向缝	0.155

根据射流积分表及射流边界几何关系, 式(7)

可以转化为

$$\frac{T_l}{T_0} = \frac{0.706}{\frac{\alpha l}{r_0} + 0.294} \quad (12)$$

因此, 主体段内轴线温度为

$$T_l = \frac{0.706 T_0}{\frac{\alpha l}{r_0} + 0.294} \quad (13)$$

综上所述, 尾喷中心轴线上的温度分布为

$$T_l = \begin{cases} T_0 & P \in Z_1 \\ \frac{0.706}{\frac{\alpha l}{r_0} + 0.294} \cdot T_0 & P \in Z_2 \end{cases} \quad (14)$$

(2) 断面上的温度分布

根据横断面上温度分布, 结合式(2), 分别对起始段与主体段的温度分布进行讨论:

对于起始段, 核心区内温度等于尾喷口温度  $T_0$ ; 可由公式(2)求得非核心区内横断面的温度分布:

$$T_{yl} = T_0 \left[1 - \left(\frac{y_q}{R_q}\right)^{1.5}\right] \quad (15)$$

式中:  $R_q$  为非核心区的断面半径;  $y_q$  为横断面上非核心区计算点到核心边缘距离, 如公式(16)、(17)所示:

$$R_q = R - (S_n - l) \tan \theta \quad (16)$$

$$y_q = y - (S_n - l) \tan \theta \quad (17)$$

因此, 起始段内, 横断面温度按下式计算:

$$T_{yl} = \begin{cases} T_0 & y \leq (S_n - l) \tan \theta \\ \left[1 - \left(\frac{y - (S_n - l) \tan \theta}{R - (S_n - l) \tan \theta}\right)^{1.5}\right] T_0 & y > (S_n - l) \tan \theta \end{cases} \quad (18)$$

对于主体段, 根据横断面上温度分布, 结合尾喷中心轴线上温度分布公式(14), 得到该区域内横断面温度计算公式:

$$T_{yl} = \frac{0.706 \left[1 - \left(\frac{y}{R}\right)^{1.5}\right]}{\frac{\alpha l}{r_0} + 0.294} T_0 \quad (19)$$

综上所述, 当尾喷中心位于  $H_0(0, 0, H)$  时, 对于空间内任意一点  $P(l, b, h)$ , 有温度计算公式:

$$T_p =$$

$$\begin{cases} T_0 & \sqrt{b^2 + (h - H)^2} \leq (S_n - l) \tan \theta, l \leq S_n \\ \left[1 - \left(\frac{\sqrt{b^2 + (h - H)^2} - (S_n - l) \tan \theta}{R - (S_n - l) \tan \theta}\right)^{1.5}\right] T_0 & \sqrt{b^2 + (h - H)^2} > (S_n - l) \tan \theta, l \leq S_n \\ \frac{0.706 \left[1 - \left(\frac{\sqrt{b^2 + (h - H)^2}}{R}\right)^{1.5}\right]}{\frac{\alpha l}{r_0} + 0.294} T_0 & l > S_n \end{cases} \quad (20)$$

### 1.3 温度场计算

根据1.2对尾喷气流分布特性的讨论,运用空间任意一点 $P(l, b, h)$ 的尾喷温度计算公式(20),可以得到飞机尾喷在空间区域内的温度分布,本文运用Matlab程序,对水平截面( $l \times b = 20 \text{ m} \times 4 \text{ m}$ )内各计算点的温度进行计算,计算步骤如图3所示:

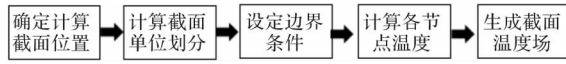


图3 尾喷气流温度场计算步骤

Fig. 3 Calculation procedure of temperature field of tail gas flow

根据图2的尾喷温度三维坐标,所选截面高度由 $h=0 \text{ m}$ 到 $h=2.2 \text{ m}$ ,当 $h=0 \text{ m}$ 时,该截面为机场道面, $h=2.2 \text{ m}$ 时,为尾喷中心截面,本文主要研究 $h=0 \text{ m}$ 时的温度场分布.将截面内各单元节点的温度值生成等高线图,不同截面( $h=0 \text{ m}$ 、 $h=0.8 \text{ m}$ 、 $h=1.8 \text{ m}$ 、 $h=2.2 \text{ m}$ )的温度等高线如图4所示.截面最大温度随截面高度的变化曲线如图5所示,随着尾喷温度场截面的下移( $h$ 从 $2.2 \text{ m}$ 到 $0 \text{ m}$ ),截面最大温度从 $765 \text{ }^{\circ}\text{C}$ 逐渐减小到 $269 \text{ }^{\circ}\text{C}$ ,在高度 $h=1.4 \text{ m}$ 附近,截面最大温度出现在起始段到主体段的过渡区域,此时截面最大温度有瞬间激增的趋势.

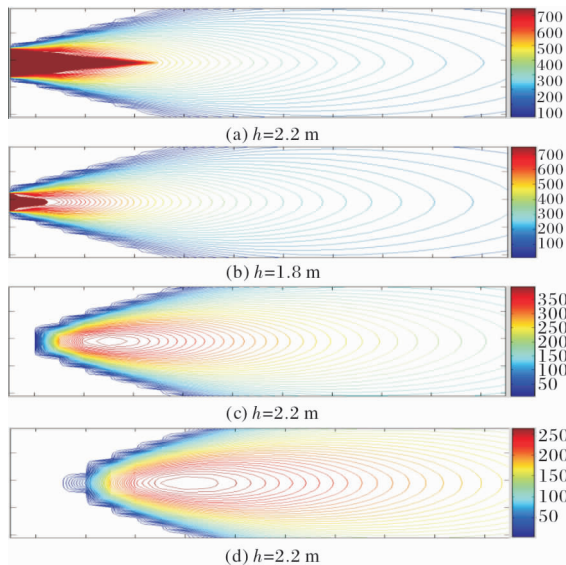


图4 各截面温度场

Fig. 4 Temperature field of each section

### 1.4 不同发动机状态下的道面温度场分布

发动机所处的工作状态包括慢车状态、最大状态、加力状态,不同状态下喷口温度的不同,同时喷口半径也随工作状态的不同而不同,

因此,发动机工作状态对于尾喷温度场的影响主要表现在喷口的温度( $T_0$ )与喷口尺寸( $r_0$ )两个方面.

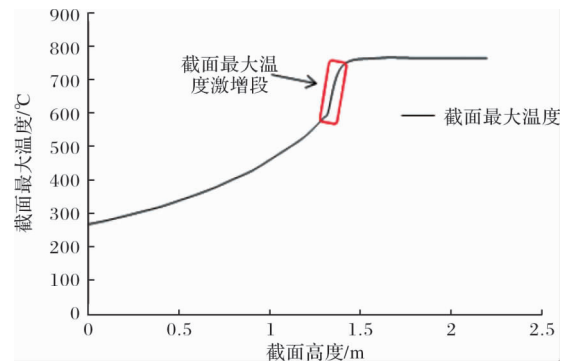


图5 截面最大温度随高度变化情况

Fig. 5 Change of maximum temperature of section with height

#### (1) 喷口温度对温度场的影响

分别选取慢车状态( $T_0=460 \text{ }^{\circ}\text{C}$ )、巡航状态( $T_0=590 \text{ }^{\circ}\text{C}$ )、训练状态( $T_0=695 \text{ }^{\circ}\text{C}$ )、作战最大状态( $T_0=750 \text{ }^{\circ}\text{C}$ )、作战加力状态( $T_0=765 \text{ }^{\circ}\text{C}$ )进行分析.得到的温度场分布云图,如图6所示:

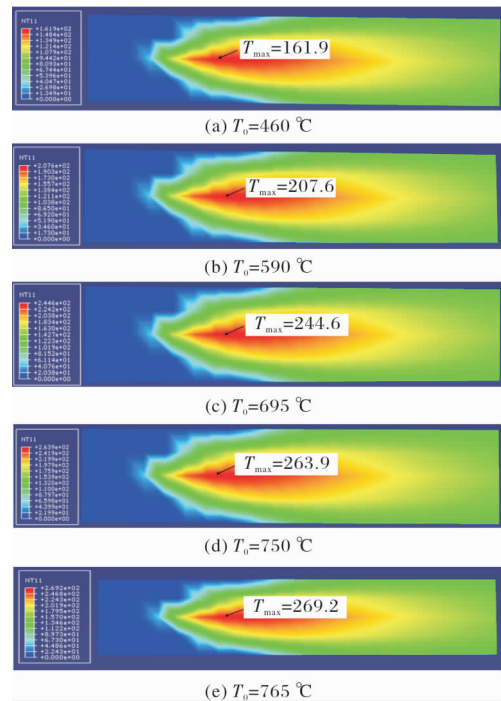


图6 不同喷口温度下载面温度场分布云图

Fig. 6 Cloud chart of section temperature field distribution under different nozzle temperatures

由截面温度场分布可知,在不同的喷口温度下,道面表面的温度场分布形式几乎相同,而截面最大温度不同,如表3所示.随着喷口温度的变化,截面最大温度呈线性变化,当喷口温度为 $765 \text{ }^{\circ}\text{C}$ 时,截面最大温度为 $269.2 \text{ }^{\circ}\text{C}$ .

表 3 不同发动机状态下载面最大温度

Tab. 3 Maximum temperature of cross section under different engine conditions

发动机状态	慢车	巡航	训练	作战最大	作战加力
尾喷口温度/℃	460	590	695	750	765
截面最大温度/℃	161.9	207.6	244.6	263.9	269.2

(2) 喷口半径对温度场的影响

由于喷口半径  $r_0$  的范围为 0.3~0.54 m, 结合发动机不同的工作状态, 对  $r_0 = 0.3$  m、0.35 m、0.4 m、0.435 m、0.49 m、0.54 m 这 6 个水平进行分析, 得到的截面温度场如图 7 所示:

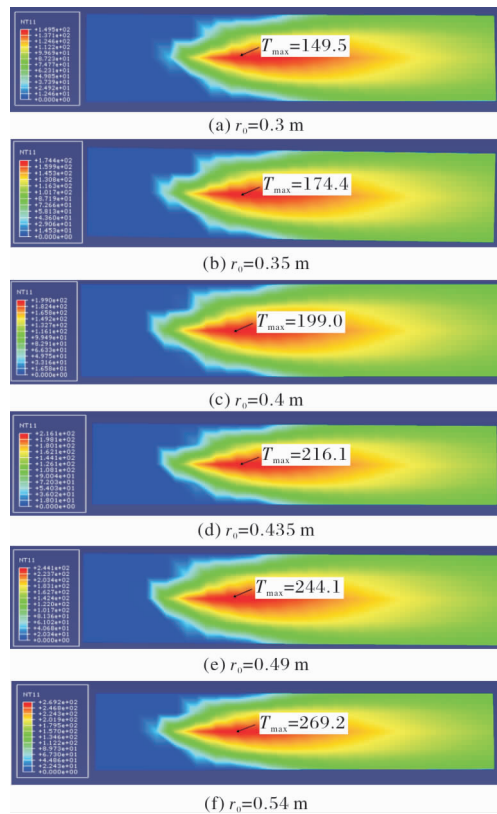


图 7 不同喷口半径下载面温度场分布云图

Fig. 7 Cloud chart of temperature field distribution in different nozzle radius

由截面温度场分布可知, 在不同的喷口半径下, 道面表面的温度场分布形式几乎相同, 而截面最大温度不同, 如表 4 所示. 随着喷口半径的变化, 截面最大温度呈线性变化, 当喷口截面半径为 0.54 m 时, 截面最大温度为 269.2 °C.

表 4 不同喷口半径下载面最大温度

Tab. 4 Maximum temperature of section under different nozzle radius

截面半径/m	0.3	0.35	0.4	0.435	0.49	0.54
截面最大温度/℃	149.5	174.4	199.0	216.1	244.1	269.2

2 温度应力计算

当道面混凝土在飞机尾喷作用下温度升高时, 道面会受到温度应力的作用, 温度应力不仅和道面混凝土的线膨胀系数有关, 还与其弹性模量和泊松比有关, 本文采用有限单元法进行计算.

2.1 有限单元法计算温度应力

2.1.1 计算基本假定

(1)混凝土材料为均质各向同性材料;(2)混凝土的热力学参数不随温度变化而改变;(3)温度与应力非耦合, 在计算过程中, 温度作用将产生温度应力, 而产生的应力不会影响作用在道面上的温度;(4)飞机尾喷具有瞬时温度大, 但单次作用时间短(20 s)的特点, 尾喷对道面板底的影响有限, 因此假定道面板底层温度恒定为环境温度, 不受飞机尾喷的影响;(5)由于飞机尾喷瞬时温度大、作用时间短的特性, 实际道面温度变化时, 温度沿深度方向的变化更接近于指数函数, 但基于与现行道面设计理论 Westergaard 法对应及简化计算的考虑, 假定在飞机尾喷作用下, 温度沿板厚方向呈线性分布.

2.1.2 建模及简化计算

选取的道面板尺寸为 20 m×4 m×0.3 m(5 块板水平铺开), 并按 C3D20R 单元进行网格划分; 将 1.3 节温度场计算结果, 导入尾喷气流作用在道面表层的温度场, 根据计算基本假定(4)和(5), 设置道面板其他单元节点温度; 按表 5 所示的材料参数定义材料属性; 本文研究道面为目前应用最为广泛的刚性道面-水泥混凝土道面, 因此, 对道面板板底进行竖向约束、对道面板四周进行侧向约束. 考虑到飞机尾喷具有瞬时温度大, 但单次作用时间短(20 s)的特点, 尾喷高温对道面板的影响主要集中在表层材料, 因此, 本文研究中忽略短时高温尾喷对道面材料的性能劣化.

表 5 材料参数

Tab. 5 Material parameter

材料参数	密度 $\rho/\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$	弹性模量 $E/\text{Pa}$	泊松比 $\mu$	线膨胀系数 $\alpha/1 \cdot ^\circ\text{C}^{-1}$	比热 $C/\text{kJ} \cdot \text{kg}^{-1} \cdot ^\circ\text{C}^{-1}$	导热系数 $\epsilon/\text{W} \cdot \text{m} \cdot ^\circ\text{C}$
取值	2400	$2.68 \times 10^{10}$	0.167	$10^{-5}$	0.95	2.55



2.2 喷口温度对温度应力的影响

由于在飞机尾喷作用下道面板板顶的温度将显著高于板底, 因此道面板将发生向下翘曲变形, 因此道面板板顶将受到拉应力。根据不同喷口温度 ( $T_0 = 460\text{ }^{\circ}\text{C}$ 、 $590\text{ }^{\circ}\text{C}$ 、 $695\text{ }^{\circ}\text{C}$ 、 $750\text{ }^{\circ}\text{C}$ 、 $765\text{ }^{\circ}\text{C}$ ) 作用下的温度场, 对道面温度应力进行求解, 得到最大温度应力出现在道面表层, 温度应力云图如图 8 所示:

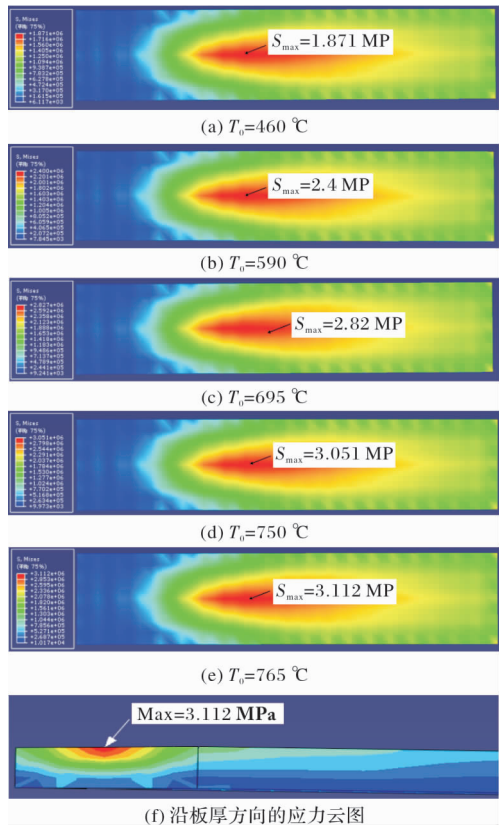


图 8 不同喷口温度下道面表层及板厚方向温度应力云图  
Fig. 8 Temperature stress nephogram of surface layer and plate thickness direction under different nozzle temperatures

由截面温度应力云图可知, 在不同的喷口温度下, 道面板温度应力与温度场相对应, 分布形式相似, 且温度应力出现的最大值在道面板顶面, 不同尾喷口温度下, 道面板最大温度应力如表 6 所示。随着喷口温度的变化, 道面板最大温度应力呈线性变化, 当喷口温度为  $765^{\circ}\text{C}$  时, 道面板的最大温度应力为  $3.112\text{ MPa}$ , 此时为温度应力对道面的最不利情况。

表 6 不同发动机状态下截面最大温度应力  
Tab. 6 Maximum temperature stress of cross section under different engine conditions

发动机状态	慢车	巡航	训练	作战最大	作战加力
尾喷口温度/ $^{\circ}\text{C}$	460	590	695	750	765
最大温度应力/ $\text{MPa}$	1.871	2.4	2.827	3.051	3.112

3.3 喷口半径对温度应力的影响

与计算温差场分布相似, 对  $r_0 = 0.3\text{ m}$ 、

$0.35\text{ m}$ 、 $0.4\text{ m}$ 、 $0.435\text{ m}$ 、 $0.49\text{ m}$ 、 $0.54\text{ m}$  这 6 个水平进行分析, 得到的道面板温度应力如图 9 所示:

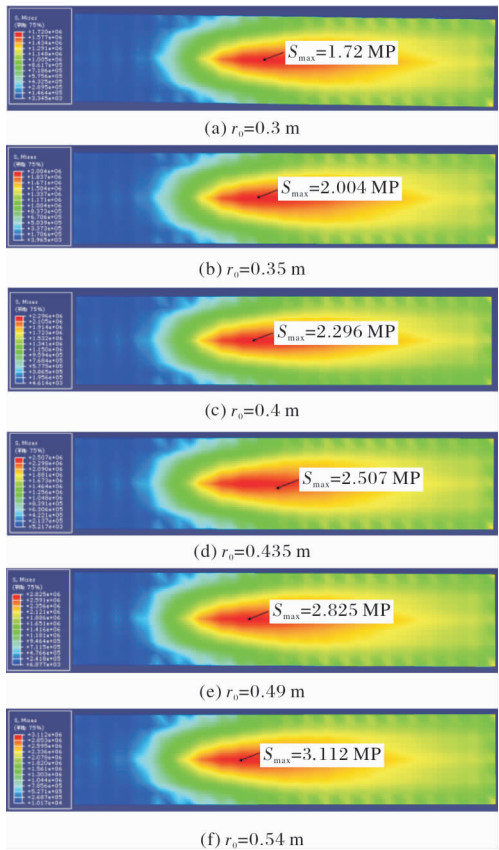


图 9 不同喷口半径下截面温度应力云图

Tab. 9 Cloud chart of temperature stress at different nozzle radius

由温度应力分布云图可知, 在不同的喷口半径下, 道面板温度应力分布与温度场分布相对应, 且道面板最大温度应力出现在道面表面, 取值如表 7 所示。随着喷口半径的变化, 道面板最大温度应力呈线性变化, 当喷口半径为  $0.54\text{ m}$  时, 道面板的最大温度应力为  $3.112\text{ MPa}$ , 此时为温度应力对道面的最不利情况。

表 7 不同喷口半径下截面最大温度应力  
Tab. 7 Maximum temperature stress of section under different nozzle radius

截面半径/ $\text{m}$	0.3	0.35	0.4	0.435	0.49	0.54
最大温度应力/ $\text{MPa}$	1.72	2.004	2.296	2.507	2.825	3.112

3 尾喷作用下道面的疲劳损伤试验研究

通过对飞机尾喷温度场与温度应力的计算, 得到了尾喷气流对于机场道面的最不利情况, 即当喷口温度为  $765\text{ }^{\circ}\text{C}$ 、喷口半径为  $0.54\text{ m}$  时, 作用在道面上的最大温度为  $269.2\text{ }^{\circ}\text{C}$ 、最大温度应力

为 3.112 MPa。这是在飞机尾喷对道面的单次作用,随着飞机频繁的起降,温度应力对道面的作用次数将不断增多,因此,不能忽略飞机尾喷多次作用下的累计损伤效应。

### 3.1 试验方案

采用 MTS 进行疲劳试验,根据上节计算可知最大温度应力分别为 1.871 MPa、2.4 MPa、2.827 MPa、3.051 MPa、3.112 MPa,尾喷单次作用时间为 20 s,因此,采用荷载分别为 14.0 kN、18.0 kN、21.2 kN、22.8 kN、23.3 kN,加载频率为 0.05 Hz 的矩形波加载直到试件破坏,或加载次数达到  $10^6$  次(当加载次数超过  $10^6$  时,认为试件寿命无限长,作用次数记为  $10^6$  次)。

### 3.2 试验结果与分析

#### 1、试验结果

该疲劳试验采用 150 mm×150 mm×550 mm 的梁试件进行三点弯曲加载,对同一配比、同一应力水平的混凝土试件进行三组平行试验。试验所用混凝土基准配合比中水泥: 320 kg·m<sup>-3</sup>,水: 137.6 kg·m<sup>-3</sup>,砂: 585 kg·m<sup>-3</sup>,5~20 mm 粗集料: 639 kg·m<sup>-3</sup>,20~40 mm 粗集料: 781 kg·m<sup>-3</sup>。试验结果如表 8 所示。

表 8 疲劳试验结果

Tab. 8 Fatigue test results

加载荷载 $P/\text{kN}$		加载次数 $N/\text{次}$	
14.0	$10^6$	$10^6$	$10^6$
18.0	125 471	140 121	88 041
21.2	21 014	18 547	19 520
22.8	9754	8 820	8 200
23.3	5 514	4 512	6 520

绘制  $P\text{-}\lg N$  关系曲线,如图 10 所示,荷载与作用次数的关系为:

$$P = 38.754 - 4.0658 \lg N \quad (21)$$

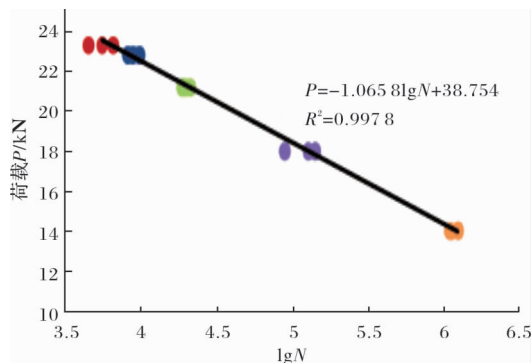


图 10  $P\text{-}\lg N$  关系

Fig. 10 Relation of  $P\text{-}\lg N$

#### 2、飞机尾喷作用下的道面损伤模型

根据 Miner 线性累积损伤假定,若飞机发动机在  $i$  状态下,道面的寿命为  $N_{fi}$ ,则道面在  $i$  状态下的单次损伤量为:

$$D_i(1) = \frac{1}{N_{fi}} \quad (22)$$

若机场道面一共经历了飞机尾喷的  $k$  种状态,且第  $i$  种状态的作用次数为  $N_i$ ,则机场道面在飞机尾喷作用下的损伤公式为

$$D = \sum_{i=1}^k D_i = \sum_{i=1}^k \frac{N_i}{N_{fi}} \quad (23)$$

式中,  $D_i$  为  $i$  状态下的损伤因子。

由疲劳试验的结果可知,当发动机处于作战加力状态时,产生的温度应力对应的试验荷载为 23.3 kN,在该状态下,道面所能承受的作用次数在 5 800 次左右;同理,当发动机处于作战最大状态时,道面能承受的作用次数在 8 900 次左右;当发动机处于训练状态时,道面能承受的作用次数为 19 000 次;当发动机处于巡航状态、慢车状态时,道面能承受的作用次数超过了 100 000 次,可以认为,在这两种状态下,温度应力对于道面的损伤可以忽略不计。

若飞机发动机的作战加力状态、作战最大状态、训练状态的年作用次数分别为  $N_1$  次、 $N_2$  次、 $N_3$  次,则道面在飞机尾喷单独作用下的寿命预估公式为

$$N_f = \frac{1}{\frac{N_1}{5\,800} + \frac{N_2}{8\,900} + \frac{N_3}{19\,000}} \quad (24)$$

## 4 结论与展望

(1)基于温差射流理论得到了尾喷作用在道面表面的温度场,根据发动机不同的工作状态,对尾喷口尺寸、尾喷口温度与温度场最大温度的关系进行了分析,发现尾喷口尺寸、尾喷口温度与温度场最大温度均呈线性关系,当发动机处于作战加力状态时,尾喷气流作用在道面上的温度最大,为 269 °C;

(2)根据温度场,运用有限元软件 ABAQUS 对道面温度应力进行了计算,发现尾喷口尺寸、尾喷口温度与道面板温度应力呈线性关系,当发动机处于作战加力状态时,道面板受到的温度应力最大,为 3.112 MPa;

(3)对道面混凝土受温度应力疲劳作用进行了试验研究,得到荷载与寿命的关系为  $P = -4.0658 \lg N + 38.754$ ,并根据线性累积损伤假定,推导了机场道面在飞机尾喷疲劳作用下的寿命预测模型。

(4)综合考虑试验难度和已有成果,本文折中采用 MTS 荷载疲劳试验模拟温度应力疲劳,与实际还有一定差距,在条件允许时,还应采用实测

数据对结果进行修正。此外,本文主要关注于飞机尾喷温度变化对道面疲劳寿命的影响,需要指出的是飞机作用时的荷载应力同样会对道面疲劳寿命产生影响,因此,将两者进行耦合考虑也应是下一步需要研究的重点。

## 参考文献 References

- [1] 陈靓,闫超. 喷流粘性数值模拟中的混合型出流边界效应[J]. 北京航空航天大学学报, 1997, 23(3): 346-350.  
CHEN Liang, YAN Chao. Effects of mixed outflow boundary conditions for numerical simulation of viscous jet flow[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1997, 23(3): 346-350.
- [2] SHI X P, FWA T F, TAN S A Warping stresses in concrete pavements on pasternak foundation[J]. Journal of Transportation Engineering, 1993, 119(6):905-913.
- [3] 罗大明,牛荻涛,苏丽. 荷载与环境共同作用下混凝土耐久性研究进展[J]. 工程力学, 2019, 36(1): 1-14.  
LUO Daming, NIU Ditao, SU Li. Research progress on durability of stressed concrete under environmental actions[J]. Engineering Mechanics, 2019, 36(1): 1-14.
- [4] 肖建庄,刘良林,董毓利,等. 高性能混凝土高温爆裂研究进展[J]. 建筑科学与工程学报, 2019, 36(3): 1-15.  
XIAO Jianzhuang, LIN Lianglin, DONG Yuli, et al. Progress of study on explosive spalling of high performance concrete at elevated temperatures[J]. Journal of Architecture and Civil Engineering, 2019, 36(3): 1-15.
- [5] 宗靖国,张建奇,刘德连. 隐身飞机尾焰的红外辐射特性[J]. 光子学报, 2011, 40(2): 290-294.  
ZONG Jingguo, ZHANG Jianqi, LIU Delian. Infrared radiation characteristics of the stealth aircraft[J]. Acta Photonica Sinica, 2011, 40(2): 290-294.
- [6] MOHAMED D, NICOLAS G, GERARD B. Calculation of the periodic temperature field in a concrete dam[J]. Journal of Civil Engineering, 1997(24):772-784.
- [7] 张彪,齐宏,阮立明. 模拟飞机尾喷焰辐射传输的非结构有限体积法[J]. 航空工程进展, 2010, 1(3): 285-290.  
ZHANG Biao, QI Hong, RUAN Liming. The unstructured finite volume method for simulating the radiate heat transfer in aircraft plume[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2010, 1(3): 285-290.
- [8] 邵晋彪,柳红卫,王林浩,等. 高温后 C60 混凝土往复低周受压疲劳性能研究[J]. 水利与建筑工程学报, 2019, 17(1): 196-200.  
XIE Jinbiao, LIU Hongwei, WANG Linhao, et al. Compressive fatigue properties of concrete (C60) under low cyclic repeating loading after high temperature[J]. Journal of Water Resources and Architectural Engineering, 2019, 17(1): 196-200.
- [9] 王广勇,孙旋,赵伟,等. 高温后型钢混凝土框架结构抗震性能及其有限元分析[J]. 建筑结构学报, 2020, 41(4): 92-101.  
WANG Guangyong, SUN Xuan, ZHAO Wei, et al. A finite element analysis model for post-fire seismic performance of steel reinforced concrete frame structures[J]. Journal of Building Structures, 2020, 41(4): 92-101.
- [10] 赵东拂,高海静,刘禹辰,等. 高温后高强混凝土受压疲劳性能研究[J]. 工程力学, 2018, 35(8): 201-207.  
ZHAO Dongfu, GAO Haijing, LIU Yuchen, et al. Research on the compressive fatigue properties of high strength concrete after high temperature[J]. Engineering Mechanics, 2018, 35(8): 201-207.
- [11] AHMED S F U, MAALEJ M. Tensile strain hardening behavior of hybrid steel-polyethylene fiber reinforced cementitious composites[J]. Construction and Building Materials, 2009, 23(1): 96-106.
- [12] 高海静. 经不同高温历程后高强混凝土的受压疲劳性能研究[D]. 北京:北京建筑大学, 2017.  
GAO Haijing. Research on the compressive fatigue properties of HSC after different high temperature process[D]. Beijing: Beijing University of Civil Engineering and Architecture, 2017.
- [13] 苑博,税国双,汪越胜. 循环温度疲劳作用下粘结界面损伤的非线性超声评价[J]. 物理学报, 2018, 67(7): 165-175.  
YUAN Bo, SHUI Guoshuang, WANG Yuesheng. Nonlinear ultrasonic evaluation of damage to bonding interface under cyclic temperature fatigue[J]. Acta Phys. Sin., 2018, 67(7):165-175.
- [14] 薛刚,孙立所,裴振兴. 温度梯度作用下橡胶混凝土路面力学响应分析[J]. 内蒙古科技大学学报, 2019, 38(4): 380-388.  
XUE Gang, SUN Lisuo, PEI Zhenxing. Analysis of structural mechanics response of rubber concrete pavement under temperature gradient[J]. Journal of Inner Mongolia University of Science and Technology, 2019, 38(4): 380-388.
- [15] 胡熠鑫. 连续配筋混凝土复合式路面设计与工程应用[D]. 长沙:长沙理工大学, 2014.  
HU Yixin. Design and engineering application of continuously reinforced concrete composite pavement[D]. Changsha: Changsha University of Science & Technology, 2014.
- [16] 王奇特. 合成射流对静态与动态运动的细长体前体涡流动控制研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2018.  
WANG Qite. Research on the forebody vortex characteristic and control by synthetic jet in the static and dynamic state[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018.

(编辑 桂智刚)