DOI: 10.11883/1001-1455(2016)02-0153-08

# 新型路基同心筒热冲击机理与热环境影响因子*

杨风波[1],马大为[2],薛新宇[1],崔龙飞[1]
(1.农业部南京农业机械化研究所,江苏 南京 210014;
2.南京理工大学机械工程学院,江苏 南京 210094)

**摘要**:针对新型同心筒自力发射高速热冲击载荷下热环境评估与影响因子决策问题,结合弹性变形和域动分层结合的动网格技术,求解了二维轴对称 Navier-Stokes 方程,分析了新型路基同心筒流场机理与热冲击特性,并确定了热环境评价指标;通过建立以优化拉丁超立方试验设计和径向基神经网络为理论基础的近似数学模型,解决了 CFD 自动建模困难、计算量大的难点;结合径向基神经网络训练方法,对导弹热环境的影响因子进行了智能决策研究。分析表明:倒吸进入新型同心筒内筒的低温气体有力改善了同心筒热环境;建立的近似模型精度较高,满足工程需求;对导弹热环境的影响因子从大到小依次为筒底导流板直径、筒底导流板长度、导流器高度;为导弹热环境多学科优化设计提供参考。

**关键词**:爆炸力学;热冲击特性;近似数学模型;影响因子;燃气射流;同心筒发射装置
**中图分类号**:O383.3; TJ762.1 **国标学科代码**:13035 **文献标志码**:A

路基战略战术导弹常见的发射方式有压缩空气式、燃气/蒸汽式等[1-2],路基车载同心筒自力发射目前尚处于起步阶段。同心筒以其模块化、通用化设计、全方位覆盖、发射率高等优点充分满足了现代战争对武器装备综合作战能力的要求,在舰载[3]、潜载[4]传统发射系统中已经得到了应用。在导弹自力发射过程中,温度超过 3 000 K 的燃气射流速度达到 3$Ma$,同心筒发射装置及导弹会承受高温高速燃气射流的强热冲击和动力冲击,这对发射装置的工作性能和导弹的热安全提出重大挑战。针对舰载和潜载同心筒自力发射方式,国内很多学者在流场机理、以及试验研究方面,跟进国外研究,做了很多工作。姜毅等[5-6]提出了"引射同心筒"概念;马艳丽等[7]对"湿式同心筒"的降温效果进行了研究;于勇等[8]提出了一种外筒"变截面同心筒"。学者们致力于研究传统同心筒流场特性和改善导弹热环境的方法,路基车载环境下新型同心筒的流场机理和热冲击特性鲜见报道。目前,基于神经网络代理数学模型的预测研究成为热点[9-10],建立导弹热环境评估的神经网络,对热环境影响因子进行深入研究能有效推动导弹热安全设计。本文中以燃气冲击射流经典算例验证了数值方法的可靠性,通过求解 Navier-Stokes 方程研究路基车载新型同心筒的流场机理与热冲击特性,并确定评价导弹及发射装置热环境品质的技术指标;结合试验设计和径向基神经网络搭建导弹热环境评价代理数学模型;最后,根据代理数学模型,通过径向基神经网络训练方法,针对导流器高度、筒底导流板直径和筒底导流板长度等 3 个参量对导弹热环境的影响因子进行智能决策研究,可为导弹热环境多学科优化设计提供参考。

## 1 流体模型与数值计算方法

### 1.1 流体基本控制方程与湍流模型

进行动态数值计算,属于流固耦合范畴,求解过程伴随着控制体的运动、消失与生成,对流体运动描述宜采用任意拉格朗日欧拉方法(ALE)。ALE 形式轴对称 N-S 方程组的守恒形式可以表述为:

* **收稿日期**:2014-08-13; **修回日期**:2015-11-10
**第一作者**:杨风波(1987— ),男,博士后,助理研究员,yangfengbo.cool@163.com。

$$\frac{\partial}{\partial t}\iint_{\Omega(t)}\boldsymbol{U}\,\mathrm{d}\Omega+\oint_{\Gamma(t)}\boldsymbol{F}\,\mathrm{d}\Gamma+\oint_{\Gamma(t)}\boldsymbol{G}\,\mathrm{d}\Gamma+\frac{v}{y}\iint_{\Omega(t)}\boldsymbol{S}\,\mathrm{d}\Omega=\iint_{\Omega(t)}\boldsymbol{W}\,\mathrm{d}\Omega \tag{1}$$

式中：$\boldsymbol{U}=[\rho_i,\rho u,\rho v,E]^{\mathrm{T}}$，$\boldsymbol{F}=\begin{bmatrix}\rho_i(u-u_{\mathrm{w}})-D_i\dfrac{\partial\rho_i}{\partial x}\\ \rho u(u-u_{\mathrm{w}})+p-\tau_{xx}\\ \rho v(u-u_{\mathrm{w}})-\tau_{xy}\\ \rho h(u-u_{\mathrm{w}})-(u-u_{\mathrm{w}})\tau_{xx}-(v-v_{\mathrm{w}})\tau_{xy}+q_x\end{bmatrix}$，$\boldsymbol{G}=\begin{bmatrix}\rho_i(v-v_{\mathrm{w}})-D_i\dfrac{\partial\rho_i}{\partial y}\\ \rho u(v-v_{\mathrm{w}})-\tau_{yx}\\ \rho v(v-v_{\mathrm{w}})+p-\tau_{yy}\\ \rho h(v-v_{\mathrm{w}})-(u-u_{\mathrm{w}})\tau_{yx}-(v-v_{\mathrm{w}})\tau_{yy}+q_y\end{bmatrix}$，$\boldsymbol{S}=[\rho_i,\rho u,\rho v,\rho h]^{\mathrm{T}}$，$\boldsymbol{W}=[\dot{\omega}_i,0,0,0]^{\mathrm{T}}$，$q_x=k\dfrac{\partial T}{\partial x}+\sum_{i=1}^{N}D_ih_i\dfrac{\partial\rho_i}{\partial x}$，$q_y=k\dfrac{\partial T}{\partial y}+\sum_{i=1}^{N}D_ih_i\dfrac{\partial\rho_i}{\partial y}$，$h=\dfrac{E+p}{\rho}$，$E=\rho e+\dfrac{\rho}{2}(u^2+v^2)$。其中：$t$ 为时间，$T$ 为热力学温度，$\Omega$ 是可变性控制体，$\Gamma$ 是可变形控制体的边界，$\rho_i(i=1,2)$为组分密度，$\rho$ 为混合气体密度，$p$ 为混合气体压强，对于理想气体满足状态方程 $p=(\gamma-1)\rho e$，$D_i$ 为组分扩散系数，$u$、$v$ 为 $x$、$y$ 方向流体速度，$u_{\mathrm{w}}$、$v_{\mathrm{w}}$ 为控制体表面 $x$、$y$ 方向速度，$\gamma$ 为质量热容比，$\boldsymbol{\tau}$ 为黏性应力张量，$e$ 为混合气体单位质量内能，$E$ 为混合气体单位体积总能量，$h_i$ 为组分单位体积焓，$h$ 为混合气体单位体积总焓，$\dot{\omega}$ 为组分质量生成率，$q_x$、$q_y$ 分别表示 $x$、$y$ 方向的由热传递和组分扩散导致的能量通量，$k$ 为热扩散系数。

### 1.2 计算方法

使用有限体积法，对 N-S 方程组进行离散化[11]，并使用 Fluent 的压力基求解器进行计算，为保证计算的稳定性和收敛性，选用耦合格式进行迭代。导弹在火箭推力、气动阻力等力的作用下向上作运动，采用域动分层技术，对网格进行处理，并通过加载 DEFINE_CG_MOTION 宏函数[12]，赋予动网格速度。在同心筒发射装置内，导流器附近燃气速度很快，在内筒区域气流速度很慢，湍流模型采用既适用于高雷诺数，也适用于低雷诺数的 RNG $k$-ε 模型[13-14]。

### 1.3 数值验证

为验证数值方法的可靠性，对文献[15]中超声速伴随冲击射流进行相同计算条件下的对比。图 1 给出了密度和压力等值线，$x$ 和 $y$ 分别表示轴向和径向距离，$d$ 表示喷管出口直径。可以看出超声速来流强烈压缩喷口射流，在超声速外流作用下，出现由斜激波和射流激波组成的曲线 λ 形激波[15]；图 1(a)显示密度等值线中 λ 形激波中出现间断，而图 1(b)所示压力等值线中并未出现对应的间断，所以该间断是弯曲的接触间断。通过对比可以看出，数值模拟的波系结构、流场特征和试验纹影图[15]吻合良好，说明采用的数值格式在超声速伴随冲击射流中也是可靠的，可适用于带燃气的同心筒热冲击流场。

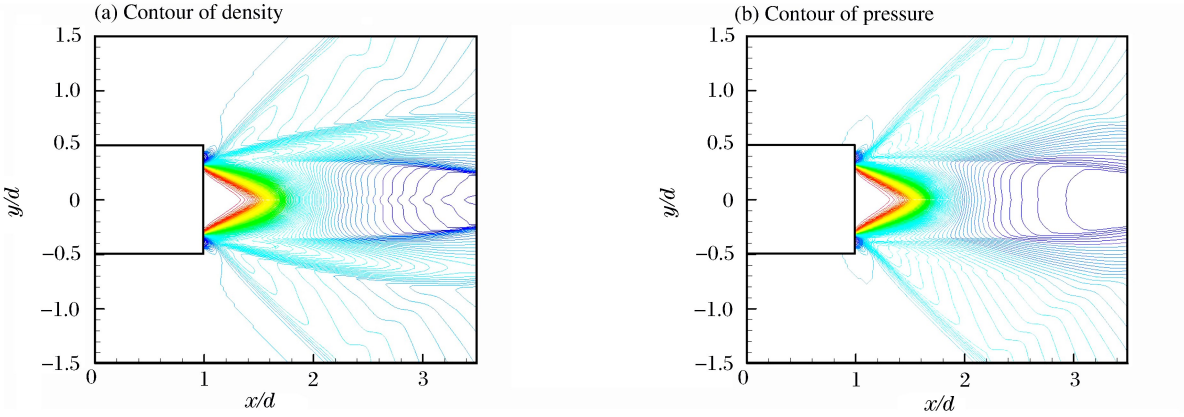



图 1 超声速伴随射流计算结果

Fig. 1 Calculation results of supersonic jet

## 2　模型描述

图 2～3 分别给出了传统同心筒优化结构和路基车载同心筒自力发射结构方案。路基车载方案中，内筒和外筒上部结构做成一体，中部有导流板结构，且该导流板结构的高度位置和发射车的高度匹配，如图 3 所示，该方案具有完全轴对称性质，取二维轴对称流场为研究对象。

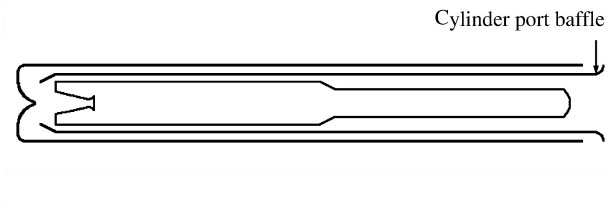



图 2　传统优化同心筒示意图

Fig. 2　Schematic of a traditional concentric canister launcher

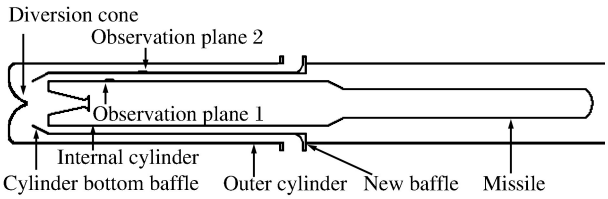



图 3　新型同心筒结构方案

Fig. 3　Schematic of a new concentric canister launcher

## 3　热环境特性与评价指标

### 3.1　新型同心筒热冲击机理及热环境特性

文献[13]已经对路基新型同心筒的流场机理与热环境特性进行了详细分析，得到了有益结论。本文在其工作的基础上，考虑了新型导流结构和发射车的高度匹配，其基准模型示意图如图 3 所示。

图 4 给出了 2 种对比方案观测 1 面(见图 3)的温度时程对比曲线。图 5 所示为路基新型方案在不同时刻温度分布云图。结合文献[13]的研究工作，可以看出，导弹启动初期，内筒出现了高温燃气相对于导弹壁面向上运动的“引射效应”，和图 5(a)相对应；在导弹运动后期，出现了筒口气体流进内筒与燃气混合，并经外筒流出的“倒吸效应”，和图 5(b)相对应。由图 4 的对比分析可知，路基新型方案在导弹启动初期高温燃气的“引射效应”最弱；导弹运动后期气体进入内筒的“倒吸效应”最弱，且倒吸气体温度最低，导弹热环境最为优良。传统优化方案和文献[13]的方案导弹底部均出现了温度先上升，后下降，然后再上升的燃气烧蚀过程，而路基新型方案中导弹底部在后期热环境友好，温度没有反弹。

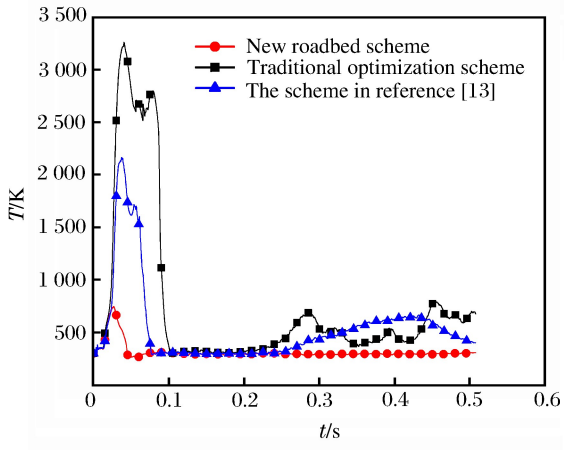



图 4　2 种方案观测 1 面温度时程曲线

Fig. 4　Temperature histories of the two schemes on observation plane 1

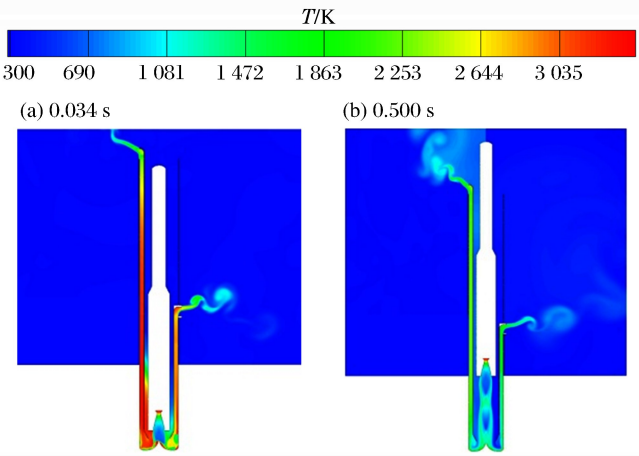



图 5　路基新型方案在不同时刻温度分布云图

Fig. 5　Contour of temperature distribution at different time in new roadbed scheme

### 3.2　热环境评价指标

定义导流器高度为 $L_1$，筒底挡流板长度为 $L_2$、筒底挡流板直径为 $d$，如图 6 所示。根据路基新型同心筒的技术要求，对定义的的 3 个参数进行热环境影响因子分析，使得导弹的热环境达到最优。

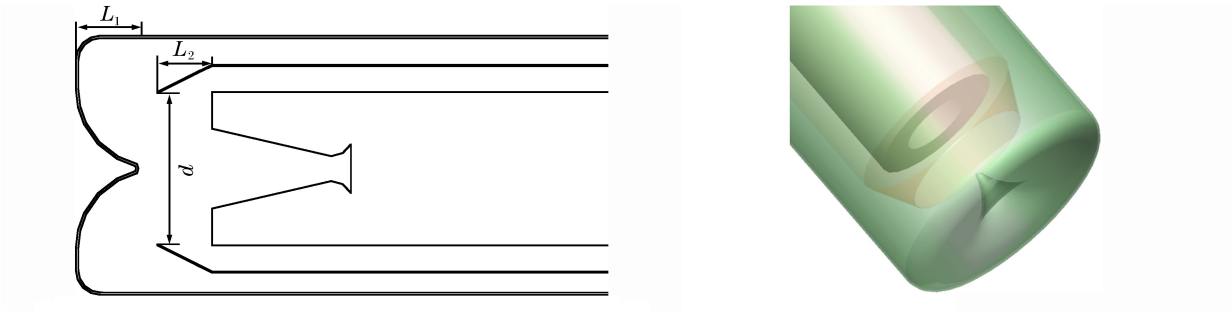



图 6 新型同心筒优化参数

Fig. 6 Optimized parameters of a new concentric canister launcher scheme

从前文分析可以看出，在 0.1 s 之前，倒吸进入内筒的冷气体使得观测 1 面的温度已经基本稳定在低温状态。为摸清导弹热环境特性，结合 3 组 $L_1$、$L_2$、$d$ 组合建模，进行动态计算。图 7 给出了 3 种方案在观测 1 面的温度时程曲线，温度变化规律和前文的分析基本一致。表 1 给出了观测 1 面的相关参量，方案 3 中观测 1 面温度最高值最大，方案 2 中观测 1 面温度对时间的积分值最大。通过对比分析可以看出，通过其温度与室温的温差对时间的积分值来评价导弹热环境合理性，可以充分考虑了观测 1 面温度先上升后下降至稳定的热冲击机理，比以观测 1 面温度的最高值来评价导弹热环境更为合理。而通过温度对时间的积分值来评价热环境的报道[16]也已经出现过。鉴于此，以观测 1 面 $\int_0^{0.1}(T-300)\mathrm{d}t$ 为指标来评价导弹热环境。

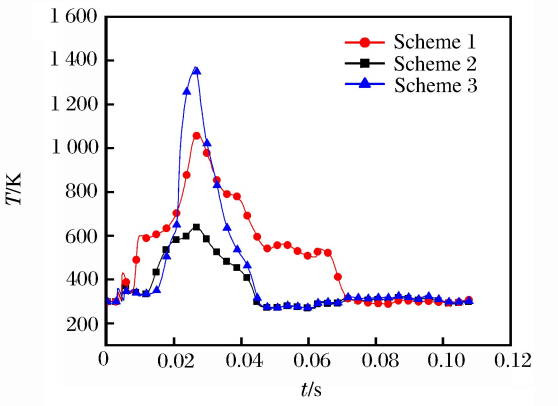



图 7 3 种随机方案观测 1 面温度时程曲线

Fig. 7 Temperature histories of three random schemes on observation plane 1

**表 1 3 种随机方案中观测 1 面相关参量**

**Table 1 Related parameters of three random schemes on observation plane 1**

| 方案 | $T_{\max}$/K | $\int_0^{0.1}(T-300)\mathrm{d}t$ |
|---|---|---|
| 1 | 642.88 | 7.029 |
| 2 | 1 059.20 | 22.849 |
| 3 | 1 372.37 | 14.510 |

## 4 导弹热环境影响因子分析

新型同心筒自力发射系统动态热环境影响因子智能决策分析涉及到几何造型、网格划分、CFD 动态计算、评价指标的确定、试验设计方案的选择、数学模型的建立，是一个典型的多学科协同问题，工作平台的搭建是基石，原理流程如图 8 所示。

### 4.1 试验设计

试验设计是提供的样本空间是构造近似数学模型的基础。样本空间包含了不同空间位置

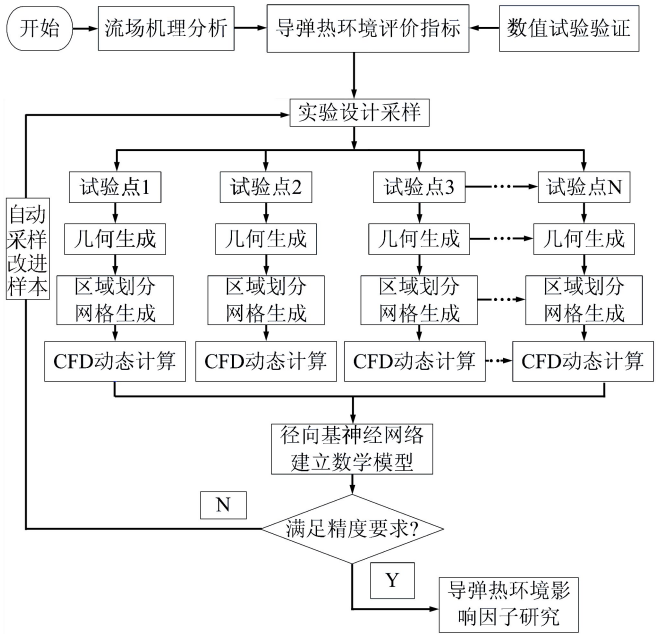



图 8 热环境影响因子分析原理流程图

Fig. 8 Principle flowchart of the optimization platform

的信息，如果试验设计不合适，近似数学模型中输入与输出的响应精度将显著降低，热环境影响因子分析也就失去了意义。主要的试验设计方法包括：部分因子设计、全因子设计、中心组合设计、拉丁超立方设计、优化拉丁超立方设计等。其中优化拉丁超立方设计其正交性良好、抽样均匀、充满度好等优点使其具有较强优势，满足近似数学模型精度的优化拉丁超立方设计样本空间如表 2 所示，其中试验 8 对应前文中方案 1，试验 26 对应方案 2，试验 45 对应方案 3。图 9 给出了三因素样本空间分布图，图中显示优化拉丁超立方设计抽样具有很好满意度。

**表 2 优化拉丁超立方设计样本空间**

**Table 2 Sample space of optimal Latin hypercube design**

| 试验 | $L_1/\mathrm{Max}(L_1)$ | $L_2/\mathrm{Max}(L_2)$ | $d/\mathrm{Max}(d)$ |
|---|---|---|---|
| 1 | 0.613 6 | 0.905 6 | 0.936 5 |
| 2 | 0.823 7 | 0.571 4 | 0.796 6 |
| 3 | 0.810 2 | 0.796 6 | 0.822 0 |
| 4 | 0.688 1 | 0.593 2 | 0.663 1 |
| ⋮ | ⋮ | ⋮ | ⋮ |
| 8 | 0.667 8 | 0.578 7 | 0.853 8 |
| ⋮ | ⋮ | ⋮ | ⋮ |
| 26 | 0.606 8 | 0.680 4 | 0.847 5 |
| ⋮ | ⋮ | ⋮ | ⋮ |
| 45 | 0.993 2 | 0.941 9 | 0.803 0 |

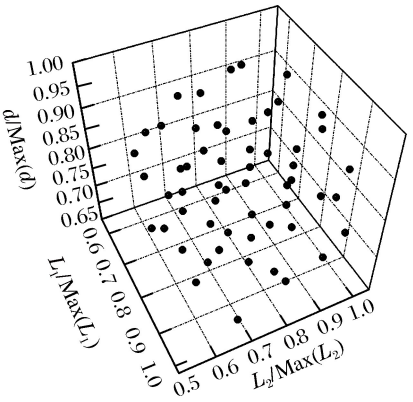



图 9 三因素样本空间分布图

Fig. 9 Distribution of sampling points for three factors

## 4.2 数学模型

基于径向基神经网络学习方法，编写程序，对多学科参数化平台输入输出的样本进行试验训练，建立导弹热环境自学习数学模型，并对数学模型进行 $R$ 方差精度验证，直到其达到精度要求。

径向基神经网络导弹热环境评价数学模型的精度指标为 $R$ 方差：

$$R^2=\frac{S_{\mathrm{E}}}{S_{\mathrm{M}}} \tag{2}$$

式中：$S_{\mathrm{E}}=\sum_{i=1}^{m}(y_i-\bar{y})^2$，为总误差平方和；$S_{\mathrm{M}}=\sum_{i=1}^{k}(\tilde{y}_i-\bar{y})^2$，为评价样本误差平方和；$m$ 为试验样本个数，$k$ 为评价样本个数（为保证数学模型可靠性，$m$ 与 $k$ 相等）；$y_i$ 为试验设计第 $i$ 个样本真实值，$\tilde{y}$ 是近似数学模型在第 $i$ 个样本点的响应值；$\bar{y}$ 是试验样本响应均值。

经过参数化平台多次采样、计算与拟合，数学模型得到了比较满意的结果。导弹热环境评价指标 $R^2$ 为 0.990 3。为验证近似模型精度，随机抽取 5 组模型进行误差分析，如表 3 所示。5 组试验随机误差分析显示，观测 1 面热环境评价指标的近似数学模型精度良好，满足进一步进行影响因子智能决策分析的要求。

**表 3 热环境评价指标随机误差分析**

**Table 3 Random error analysis of thermal environment evaluating index**

| 试验 | $\int_0^{0.1}(T-300)\mathrm{d}t$ | | |
|---|---|---|---|
| | CFD 计算值 | 径向基网络预测值 | $\lvert\varepsilon\rvert/\%$ |
| 6 | 11.901 4 | 11.676 9 | 1.89 |
| 15 | 20.417 3 | 20.660 9 | 1.19 |
| 29 | 13.720 6 | 13.229 8 | 3.71 |
| 38 | 15.852 2 | 15.699 8 | 0.96 |
| 54 | 18.396 3 | 18.085 5 | 1.69 |

### 4.3 影响因子智能决策分析

数学模型训练精度达到以后，针对定义的导流器高度 $L_1$、筒底挡流板长度 $L_2$、筒底挡流板直径 $d$ 进行导弹热环境影响因子智能决策分析。以三参数取值范围的中间值为参照，单独取每个变量以一定幅度变化，并代入训练所得数学模型进行计算，研究导弹热环境评价指标相对于参考值的变化规律，并分析该参数对导弹热环境指标的影响程度。

分别对导流器高度、筒底挡流板长度、筒底挡流板直径以 5% 比例递增进行取值，给出对应的无量纲热环境评价指标的变化比例。以 3 个参量相对于参考值的变化比例为横坐标，导弹热环境评价指标相对于参照值的变化比例为纵坐标，绘制成曲线，如图 10 所示。从图 10 可以看出，相对于参考标准，随着参量变化比例的逐渐增大，导流器高度首先改善导弹热环境，然后使得导弹热环境趋于恶劣；筒底挡流板长度、筒底挡流板直径使得导弹热环境逐渐趋于恶劣。

以图 10 中热环境指标变化比例相对于参量变化比例的斜率来定义该参量对导弹热环境的影响因子，可用 $n=|\Delta F/\Delta\eta|$ 表示，$\Delta\eta$ 为参量单位变化比例，$\Delta F$ 为热环境指标函数的对应变化比例。根据各曲线的斜率可以看出，随着参量变化比例的逐渐增大，筒底挡流板长度、筒底挡流板直径对导弹热环境的影响因子均呈现出先减小后增大的特点；在整个变化比例区间，相对于筒底挡流板长度，筒底挡流板直径的影响因子明显更大。另外，导流器高度先期改善热环境，后期使得热环境趋于恶劣，但在整个变化比例区间，导流器高度的影响因子也呈现出先减小后增大的特点。

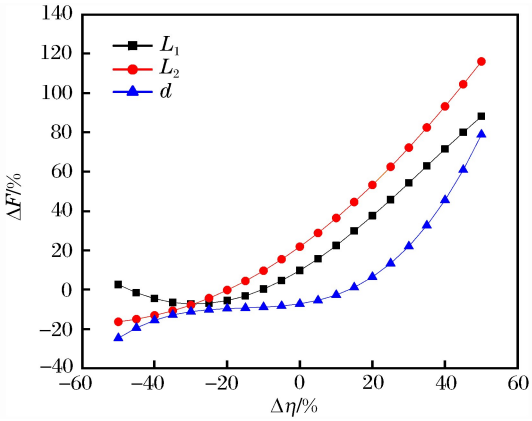



图 10 热环境评价指标变化比例曲线

Fig. 10 The changing ratio curve of the evaluating index of thermal environment

结合 3.1 节中发射筒内导弹受前期高温燃气流“引射效应”和后期低温气体“倒吸效应”的热冲击机理，分析各参数对导弹热环境的影响因子，就是研究各参数和前期高温燃气流的“引射效应”间的关系。随着导流器高度逐渐增大，筒底排导逐渐顺畅，壅塞现象减弱，直至达到最佳，“引射效应”逐步减弱；然后随着导流器筒底高度进一步增大，筒底空间增大，燃气流不能有效排出，产生严重壅塞现象，“引射效应”逐步增强，所以导流器高度的影响因子呈现出先减小（改善热环境）后增大（恶化热环境）的特点。

对于内筒的导弹来讲，筒底挡流板具有 2 个方面的作用：背面可规避流向外筒后的反溅流；内侧的拓扑结构可控制壅塞流的强弱。随着参量变化比例的逐渐增大，筒底挡流板逐步接近筒底的核心燃气流，在前期，由于筒底挡流板外侧能有效遮挡反溅流，壅塞效应导致的燃气流向上运动的“引射效应”呈弱增强特性；在后期，筒底挡流板的长度足以融入壅塞流，壅塞流顺着挡流板内侧引射到内筒，“引射效应”逐步增强，导致挡流板长度的影响因子呈现出先减小后增大的特点。随着参量变化比例的逐渐增大，在前期，挡流板开口逐渐增大，但导流板折角仍能有效遮挡反溅流，高温燃气流流向内筒的“引射效应”呈弱增强特性；在后期，挡流板开口越来越大，导流板折角越来越小，在反溅流和壅塞流的共同作用下，“引射效应”越来越强，挡流板直径的影响因子总体呈现出先减小后增大的特点。对导弹热环境的影响因子由大到小排序为：筒底导流板直径、筒底导流板长度、导流器高度。

## 5 结 论

对高温高速燃气流热冲击条件下，路基新型同心筒自立发射系统导弹的热冲击机理和影响因子进行研究。结合弹性变形和域动分层结合的动网格技术，求解了二维轴对称 N-S 方程，确定了导弹热环境评价指标；通过优化拉丁超立方设计采样和径向基神经网络方法，建立了导弹热环境评价数学模型，对导弹热环境的影响因子进行了智能决策分析，得到了以下结论：

(1)研究了新型路基中段导流同心筒流场机理与热环境特性，内筒发射前期出现“引射效应”，发射后期出现“倒吸效应”，和参考文献[13]吻合良好；结合导弹壁面温度“先上升，后下降，最后稳定”的热环境特性，确定以导弹观测面温差(相对于环境温度)对时间的积分为技术指标来评价导弹热环境品质。

(2)构建的导弹热环境评价数学模型精度具有较高满意度，$R^2$ 达到 0.990 3，随机误差分析显示数学模型精度较高，和 CFD 数值解吻合度良好，为导弹热环境影响因子研究提供了坚实的技术支撑。

(3)相对于参考值，随着参量变化比例的逐渐增大，导流器高度首先改善导弹热环境，然后使得导弹热环境趋于恶劣，筒底挡流板长度、筒底挡流板直径使得导弹热环境逐渐趋于恶劣；对导弹热环境的影响因子从大到小排序为：筒底导流板直径，筒底导流板长度，导流器高度。

## 参考文献：


[1] 杨风波，马大为，杨帆. 高压弹射装置内弹道建模与计算[J]. 兵工学报，2013，34(5)：527-534.
Yang Fengbo, Ma Dawei, Yang Fan. Interior ballistics modeling and calculation of high-pressure ejection device [J]. Acta Armamentarii, 2013,34(5):527-534.

[2] 张仁军，鲍福延. 两种不同注水方式的燃气蒸汽式发射系统内弹道性能比较[J]. 固体火箭技术，2005，28(1)：5-9.
Zhang Renjun, Bao Fuyan. Comparison of internal ballistic properties between gas and steam launching system in two different modes of water injection[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2005,28(1):5-9.

[3] 邵立武，姜毅，马艳丽，等. 新型舰载同心筒发射过程流场研究[J]. 导弹与航天运载技术，2011(4)：54-58.
Shao Liwu, Jiang Yi, Ma Yanli, et al. Launching process of the new type ship-borne concentric canister launcher [J]. Missiles and Space Vehicles, 2011(4):54-58.

[4] 赵汝岩，黄志勇，周红梅. 潜载导弹近筒口点火数值仿真[J]. 固体火箭技术，2012，35(2)：161-165.
Zhao Ruyan, Huang Zhiyong, Zhou Hongmei. Numerical research on the underwater igniting process of submarine-based missile[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2012,35(2):161-165.

[5] 姜毅，郝继光，刘群. 同心筒垂直发射装置排导燃气流的改进[J]. 北京理工大学学报，2007，27(2)：95-98.
Jiang Yi, Hao Jiguang, Liu Qun. Improvement measures of exhausting the jet in the concentric vertical launching equipment[J]. Transactions of Beijing Institute of Technology, 2007,27(2):95-98.

[6] 姜毅，郝继光，傅德彬，等. 新型“引射同心筒”垂直发射装置理论及试验研究[J]. 宇航学报，2008，29(1)：236-241.
Jiang Yi, Hao Jiguang, Fu Debin, et al. Study on theory and test of a new type concentric canister with jet flow vertical launcher[J]. Journal of Astronautics, 2008,29(1):236-241.

[7] 马艳丽，姜毅，王伟臣，等. 湿式同心筒自力垂直热发射技术降温效果研究[J]. 弹道学报，2010，22(4)：89-93.
Ma Yanli, Jiang Yi, Wang Weichen, et al. Research on launching process cooling effect of wet concentric canister launcher[J]. Journal of Ballistics, 2010,22(4):89-93.

[8] 于勇，母云涛. 新型变截面同心筒发射装置及其热环境气动原理研究[J]. 宇航学报，2013，34(9)：1281-1287.
Yu Yong, Mu Yuntao. Configuration and gas dynamic dynamics analysis for a new variable cross-section concentric canister launcher[J]. Journal of Astronautics, 2013,34(9):1281-1287.

[9] 段宝福，张猛，李俊猛，等. 逐孔起爆震动参数预报的 BP 神经网络模型[J]. 爆炸与冲击，2010，30(4)：401-406.
Duan Baofu, Zhang Meng, Li Junmeng, et al. A BP neural network model for forecasting of vibration parameters from hole-by-hole detonation[J]. Explosion and Shock Waves, 2010,30(4):401-406.

[10] 史秀志，林大能，陈寿如. 基于粗糙集模糊神经网络的爆破振动危害预测[J]. 爆炸与冲击，2009，29(4)：401-407.
Shi Xiuzhi, Lin Daneng, Chen Shouru. Blasting-vibration-induced damage prediction by rough set-based fuzzy-neural network[J]. Explosion and Shock Waves, 2009,29(4):401-407.

[11] Versteeg H K, Malalasekera W. An introduction to computational fluid dynamic: The finite volume method[M]. 2nd Edition. Prentice Hall, 2007.

[12] 王志健，杜佳佳. 动网格在固体火箭发动机非稳态工作过程中的应用[J]. 固体火箭技术，2008，31(4)：350-353.
Wang Zhijian, Du Jiajia. Application of dynamic mesh to unsteady burning of solid rocket motor[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2008,31(4):350-353.

[13] 杨风波，马大为，任杰，等. 新型车载同心筒流场机理与热环境研究[J]. 固体火箭技术，2014，37(3)：301-306.

Yang Fengbo, Ma Dawei, Ren Jie, et al. Research on flow field mechanism and thermal environment of a new vehicle-carried concentric canister launcher[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2014,37(3):301-306.

[14] Orszag S A, Yakhot V, Flanney W S. Renormalization group modeling and turbulence, in international conference on near-wall turbulent flows[C]// Proceedings of the International Symposium on Mathematical Modeling of Turbulent Flows. Tokyo, Japan, 1995.

[15] Agrell J, White R A. An experimental investigation of supersonic axisymmetric flow over boattails containing a centered propulsive jet: AU-913[R]. FFA Technical Note, 1974.

[16] 李宗瑞.物料加热与干燥过程的反向研究:传热与传质过程的最优化[D].沈阳:东北大学,1991.

# Thermal shock mechanism and thermal environment influencing factors of a new concentric canister launcher

Yang Fengbo[1], Ma Dawei[2], Xue Xinyu[1], Cui Longfei[1]

(1. *Nanjing Institute of Agricultural Mechanization, Ministry of Agriculture, Nanjing* 210014, *Jiangsu, China*;
2. *School of Mechanical Engineering, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing* 210094, *Jiangsu, China*)

**Abstract**: In this work, by adopting dynamic mesh technology along with the spring based smoothing method and the laying based zone moving method, we have numerically solved the axisymmetric N-S equations, analyzed the flow field mechanism and thermal shock characteristics, identified the thermal environment evaluating and influencing factors that are essential for dealing with problems in decision making of the new land-based concentric canister launcher (CCL) under the high-speed thermal shock load condition, and determined the evaluation index of the thermal environment. The mathematic model was established by optimal Latin hypercube design and radial basis function neural network (RBFNN), thus greatly facilitating the automatic modeling and compensating for the large amount of calculation for CFD. The intelligent decision research of the influencing factors for the missile thermal environment was performed using the RBFNN training method. The numerical results show that the thermal environment of the internal canister and the external cylinder are improved by the cryogenic gas coming from the cylinder port; the approximate model is accurate enough to meet the engineering standards required; the influencing factors for the missile thermal environment load are, according to their ranking from high to low, are the following: The diameter of the cylinder bottom baffle plate, the length of the cylinder bottom baffle plate, the height of the deflector. The research of the influencing factors will lay a solid foundation for the multidisciplinary optimization of the thermal environment.

**Key words**: mechanics of explosion; thermal shock characteristics; approximate mathematical model; influencing factors; missile jet; concentric canister launcher

(责任编辑 王易难)