

文章编号: 1000-8055(2024)10-20220831-08

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220831

短距/垂直起降飞机近地面机腹温升影响 特性数值模拟

李 春, 李广超

(沈阳航空航天大学 航空发动机学院, 沈阳 110136)

摘 要: 通过计算流体力学方法和响应面法获得了机腹温升关于喷管落压比、来流速度及喷管出口离地高度的 2 阶响应曲面回归方程, 以及显著影响飞机机腹温升的关键因素。分析了喷管落压比、来流速度和喷管出口离地高度对飞机机腹温升的交互影响作用, 并得到了给定工况范围内机腹温升最大的工况。研究表明: 仅考虑单因素影响时, 机腹温升随落压比、来流速度和喷管出口离地高度的增大而减小; 考虑两因素交互作用时, 只有高度与落压比对机腹存在交互影响; 考虑单因素 2 阶影响时, 喷管出口离地高度、来流速度和喷管落压比均对机腹温升存在 2 阶效应。优化获得的机腹温升最大的工作点是尾喷管出口离地高度为 3 倍尾喷管出口直径、喷管落压比为 2、来流速度为 0 m/s, 此时的机腹温度变化为 13.92%。

关 键 词: 短距/垂直起降(S/VTOL); 机腹温升; 响应面; 交互作用; 2 阶效应

中图分类号: V233

文献标志码: A

Numerical simulation on the effect characteristics of belly temperature rise for short/vertical takeoff and landing aircraft proximity of ground

LI Chun, LI Guangchao

(School of Aero-engine, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China)

Abstract: The two-order response surface regression functions of the belly temperature rise of the aircraft about the nozzle pressure ratio (NPR), inflow velocity and the height of the nozzle exit were obtained by CFD method and the response surface method, and the key factors significantly affecting the belly temperature rise were also acquired. The interaction effects of NPR, inflow velocity and height of nozzle exit above ground on aircraft belly temperature rise were analyzed, and the maximum belly temperature rise in certain range working state was obtained. The study showed that when considering single factor the belly temperature rise decreased with the increase NPR, inflow velocity and the height of nozzle exit above the ground. When considering the interaction of the two factors, only height and NPR had interaction effects on the belly. When considering the two-order influence of single factor, there were two order effects of height of nozzle exit, inflow velocity and NPR. According to the maximum belly temperature rise obtained by optimization, the height of rear nozzle exit above ground was treble the diameter of rear nozzle exit, the NPR was 2, and the inflow velocity was 0 m/s. In this case, the belly temperature change was 13.92%.

收稿日期: 2022-11-01

基金项目: 辽宁省自然科学基金(2022-MS-296)

作者简介: 李春(1998—), 男, 硕士生, 主要从事短距/垂直起降飞机近地面流场研究。

通信作者: 李广超(1979—), 男, 教授、博士生导师, 博士, 主要从事航空发动机热端部件传热与冷却技术方面的研究。

E-mail: ligc706@163.com

引用格式: 李春, 李广超. 短距/垂直起降飞机近地面机腹温升影响特性数值模拟[J]. 航空动力学报, 2024, 39(10): 20220831. LI Chun, LI Guangchao. Numerical simulation on the effect characteristics of belly temperature rise for short/vertical takeoff and landing aircraft proximity of ground[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(10): 20220831.

Keywords: short/vertical takeoff and landing (S/VTOL); belly temperature rise; respond surface; interaction effect; two order influence

目前世界上最先进的短距起飞/垂直降落 (S/VTOL) 战斗机采用了组合动力, 即“升力风扇+矢量喷管”。升力风扇通过旋转压缩空气, 并高速垂直排出形成推力; 主发动机的矢量喷管可偏转 90° 垂直于地面, 高温燃气经矢量喷管偏转后同样垂直排出产生推力^[1-2]。当飞机转换到 S/VTOL 模式时, 可实现空中悬停、短距起飞、垂直起飞或降落。升力风扇和矢量喷管垂直于地面喷气产生自由射流, 自由射流撞击地面后产生径向的壁面射流, 两股壁面射流发生碰撞后在两喷管之间形成“热流喷泉 (fountain flow)”^[3]。受到压力作用, 高温的“热流喷泉”气体上洗冲刷机腹, 沿着机腹流向进气道, 进气道吸入高温气体造成发动机推力损失, 极端情况下会使发动机熄火停车, 这直接威胁到飞行员的生命安全。如果“热流喷泉”的长期冲刷机身底部, 对其隔热材料及隐身材料有腐蚀作用^[4]。喷泉流还会与升力风扇和矢量喷管射流之间形成循环区域, 在这些区域会引起强大的吸力造成升力损失^[5-6]。当飞机在横风或逆风条件下悬停时, 喷泉流对飞机造成的上述影响将会变得更加复杂^[7]。

使用全尺寸模型对 S/VTOL 飞机的流场进行试验研究十分困难, 不仅要设计合适的监测仪器和支撑结构, 还要将 S/VTOL 飞机复杂的流场与海洋环境相结合^[8], 这使得研究成本急剧增加, 而且耗时费力。面对上述情况, 国外学者采用了缩比尺度模型或简化模型对垂直起降飞机在近地面悬停时产生的流场、压力场和声场进行了大量研究^[9-13], 这些研究主要针对工况变化时对飞机升力损失的影响。影响 S/VTOL 飞机垂直起降的性能的另一个因素是热流吸入, 近场热流吸入最为严重^[14], 为了获得热流吸入的物理机理, 学者们同样进行了大量的试验研究, 对环境条件、飞机工作条件以及飞机悬停姿态改变时的热流吸入情况进行了定量和定性分析^[15-18]。

综上所述, 通过改变飞机距地面的高度和喷管落压比以及逆风速度的大小, 学者们主要针对升力损失和热流吸入展开了试验研究, 这些因素对 STOVL 飞机的垂直起降性能有很大的影响。但研究人员并未关注到“热流喷泉”对机腹有相当大的影响, 例如机腹隔热材料的脱落会使机体内

部的机载设备暴露在高温环境下, 隐身材料受到腐蚀则会增加飞机的维护成本。采用数值方法或试验方法的帮助下可获得机腹温度分布, 可在温度较高的区域进行隔热处理, 或采取有效措施避免“热流喷泉”直接冲击机腹。针对上述情况, 本文采用了 S/VTOL 飞机的缩比模型, 通过响应面法利用该模型模拟研究 S/VTOL 飞机在靠近地面时机腹的温度变化规律和机理, 证明影响因素对机腹温度变化存在交互作用, 得到机腹温度变化最大的工况点以及温度变化与喷管落压比、喷管出口离地面的高度及来流速度之间的响应回归模型, 本文中飞机在降落过程中机腹始终与地面平行且只受到逆风来流的影响, 不考虑飞机姿态变化和其他来流条件, 该回归模型在一定的条件范围内可预测该飞机机腹在接近地面时的温度变化。

1 计算域及流动模型验证

1.1 计算域模型及算例设置

以 S/VTOL 飞机降落时在近地面的悬停状态作为仿真计算的模型, 为了降低研究成本和试验难度, 国外关于垂直起降飞机的研究都采用了缩比模型, 主要对飞机周围的流场进行定性分析, 模型的尺寸大小对于定性分析并无太大影响, 而且在进行数据处理时可对机腹温升进行无量纲化, 因此本文也采用缩比模型进行研究。飞机及计算域模型如图 1 所示。忽略飞机进气道和垂尾, 机身厚为 10 mm, 定义尾喷管出口直径 $D=11.9$ mm, 前喷管出口直径为 13.5 mm。

两个喷管前后布置, 前喷管代表 S/VTOL 飞机的升力风扇, 后喷管代表飞机在垂直起降状态下的尾喷管, 即其中轴线垂直于地面, 两喷管中轴线之间的距离为 $7.4D$ 。由于只关注机腹的温度变化情况, 不考虑飞机的气动性能, 因此飞机整体采用拉伸特征进行建模。

计算域远场大小为长 $\times$ 宽 $=84D\times 67D$, 机身上表面与远场顶部距离为 $8D$, 机腹与冲击面之间的距离 H 在 $3D\sim 9D$ 之间变化。

计算域的入口设为速度进口边界条件, 计算域的底部设为壁面边界条件, 计算域其余边界均设置为压力出口边界条件; 两喷管的入口设为压力进口边界条件, 升力喷管进口总压为 2 倍的大

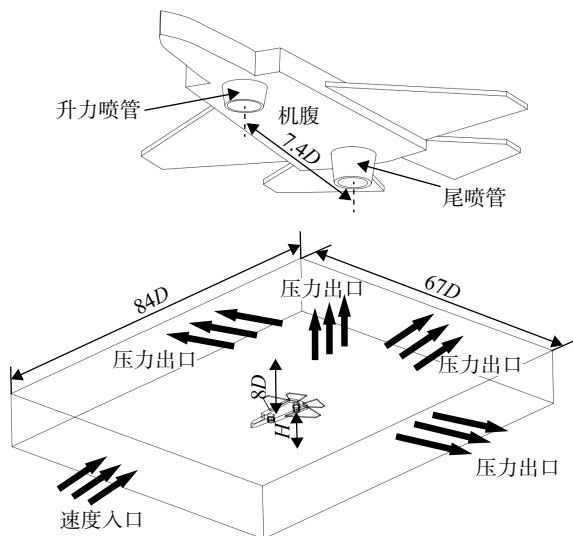


图 1 S/VTOL 飞机缩比模型及边界条件

Fig. 1 Scale model of S/VTOL aircraft and boundary conditions

气压, 总温设为 350 K; 尾喷管总压设为 $\pi=2, 2.5, 3$ 这 3 个工况, 总温保持 780 K 不变。计算中采用理想气体作为工质, 黏度采用 Sutherland 模型。物性参数设置完成后, 选择压力基求解器, 经过比较采用 Couple 耦合隐式算法可以得到更加精确的数值结果。压力、密度、动量均采用 2 阶迎风格式。

1.2 湍流模型验证

Bhargav 等^[19]对双喷管射流冲击平板的流场进行了系统研究, 获得了喷管冲击区域和喷泉区域的压力分布, 本文选取 $k-\varepsilon$ realizable、S-A (Spalart-Allmaras) 和 $k-\omega$ SST (shear stress transport) 湍流模型进行验证, 喷管出口直径 $d=25.4$ mm, 验证时落压比为 $\pi=2.65$, 算法采用 Couple 耦合隐式算法。

图 2 为采用不同湍流模型计算得到的右喷管冲击区域和喷泉区域的压力分布, 用压力系数来表示, 可通过式(1)计算得到。

$$C_p = \frac{p - p_a}{p_i - p_a} \quad (1)$$

式中 p 为冲击板表面压力, p_a 为环境压力, p_i 为喷管进口压力。图中 x 轴在冲击平面上且与两喷管中轴线垂直。

可以看出采用 S-A 湍流模型计算得到的压力系数不仅与试验数据存在较大的误差, 而且与其他两个湍流模型计算得到的压力系数同样存在较大的误差, 因此将之剔除。采用 $k-\varepsilon$ realizable 和 $k-\omega$ SST 湍流模型计算得到的压力系数曲线与试验数据走势基本一致, 但通过分析发现, 从喷泉

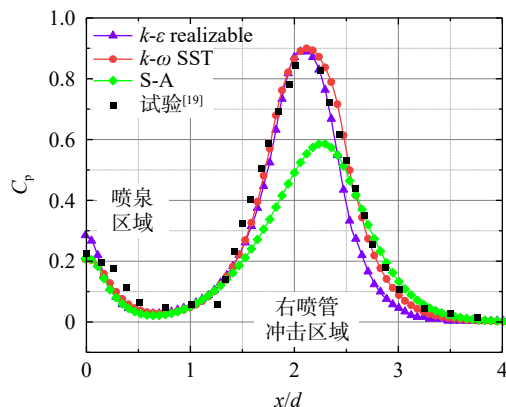


图 2 不同湍流模型下冲击面中轴线压力分布

Fig. 2 Pressure distribution on the central axis of impact surface under different turbulence models

区域到右喷管冲击区域, $k-\omega$ SST 湍流模型计算得到的压力系数曲线与试验数据更加吻合。从以前的研究来看, $k-\omega$ SST 更适合用于求解各种复杂的流动^[20], 因此本文选择 $k-\omega$ SST 进行后续计算。

1.3 网格无关性验证

对计算域进行非结构网格划分。为了准确计算气体在喷嘴内部的流动情况, 使喷嘴出口的流动符合实际情况, 以及射流轴线附近和冲击壁面流动变化最明显, 因此对这两个区域的网格进行局部加密。并对喷管内壁、冲击壁面进行边界层网格的划分, 第 1 层网格高度为 0.01 mm, 划分 10 层。根据加密程度的不同, 准备了 4 套网格进行网格数量无关性验证。通过改变加密区域的网格尺寸, 分别得到了 180 万、256 万、350 万和 430 万的网格。不同网格数量计算得到的计算域底部中轴线处压力系数曲线如图 3 所示。

可以看出, 4 套网格的压力系数曲线形状和走势几乎相同, 但 180 万网格计算出的压力系数偏小, 说明 180 万网格时“热流喷泉”能量耗散快,

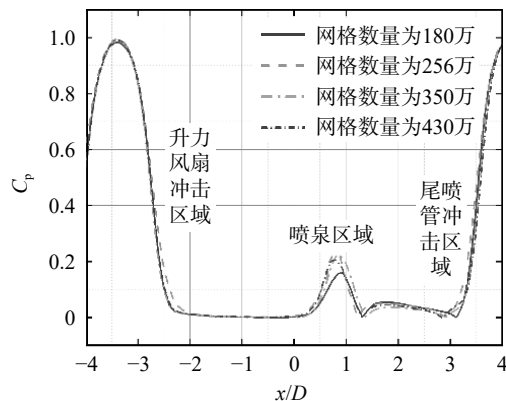


图 3 冲击面中轴线压力分布

Fig. 3 Pressure distribution of central line on impact plane

壁面射流相撞时产生的压力偏小。其他 3 套网格的数值十分接近,为节省计算时间和计算资源采用 256 万网格进行后续计算。

2 响应面

2.1 响应面法原理

作为一种优化试验条件的数学统计方法,响应面法^[21]能在小区域内用一次或二次多项式来拟合影响因素与响应值之间的函数关系,可以很好地解决试验中的非线性数据等相关问题。通过绘制回归拟合方程的响应曲面与等高线,可以直观地看出影响因素变化时响应值的变化趋势与规律。在此基础上,可以找出预测的响应最优值以及相应的试验条件。

为了检验生成的响应面的预估能力,通常采用决定系数 R^2 对其预估能力进行评估, R^2 的值越接近 1,说明预估的结果越可靠。

2.2 响应值定义

飞机机身底部的温度变化是由于高温的“热流喷泉”上洗造成机腹温度升高,可用当地温升与喷管射流过余温度之比来表示,其计算公式为

$$\theta = \frac{T_m - T_a}{T_j - T_a} \quad (2)$$

式中 θ 为当地温升与射流过余温度的比值, T_m 为机腹最高温度, T_a 为环境温度, T_j 为尾喷管进口温度。然而,研究人员指出温度变化与热通量有关,并且正比于绝对温度比的平方根,因此上述公式可修正为

$$\theta_{\text{corr}} = \theta \left(\frac{T_j}{T_a} \right)^{-\frac{1}{2}} \quad (3)$$

$$\theta_{\text{corr}} = -0.572 + 3.882 \times 10^{-3} \times (H/D) - 5.759 \times 10^{-3} \times U + 0.622 \times \pi - 3.645 \times 10^{-5} \times (H/D) \times U + 0.014 \times (H/D) \times \pi + 2.154 \times 10^{-3} \times U \times \pi - 3.971 \times 10^{-3} \times (H/D)^2 - 3.292 \times 10^{-4} \times U^2 - 0.150 \times \pi^2 \quad (4)$$

式中 θ_{corr} 为修正后的无量纲温度, H/D 为无量纲高度。

机腹温度变化模型的方差分析和显著性检验结果如表 2 所示, A 代表喷管出口距地面的高度(H), B 代表来流速度(U), C 代表喷管落压比(π)。表 2 表明喷管出口离地高度、来流速度和喷管落压比对机腹的温度变化均有较大的影响;喷管出口离地高度和喷管落压比对机腹温升有交互作用;此外,3 个影响因素均对机腹温升有 2 阶影响。 F 值表示拟合方程的显著性, F 值越大,表示方程越

式中 T_j/T_a 为绝对温比。

2.3 试验点选取

飞机在靠近地面悬停时,其周围的流场主要受到喷管落压比 π 、喷管离地高度 H 和来流速度 U 的影响,在一定情况下飞机周围流场受到影响因素的交互影响,因此选择落压比 π 、喷管出口离地高度 H 和来流速度 U 作为飞机机腹温度变化的 3 个影响因素对飞机在靠近地面悬停时其机腹因“热流喷泉”而产生的温度变化进行研究。

实际工况中,喷管落压比为 2~3,喷管出口离地高度为 $3D \sim 9D$,来流速度为 0~15 m/s。在响应面软件中进行试验设计时,每个影响因素选取 3 水平作为试验点,根据参考文献[5],响应面法试验点的具体工况如表 1 所示。

表 1 响应面法试验点
Table 1 Test point for respond surface method

参数	数值		
H/D	3	6	9
$U/(m/s)$	0	7.5	15
π	2	2.5	3

将 3 个影响因素的变化范围输入响应面分析软件中,软件就会自动生成 17 组试验,每一组试验中都指定了每个影响因素的值,然后根据每组试验进行模拟仿真,得到 17 组机腹温升,经过无量纲化后再利用响应面分析软件进行多元回归拟合。

2.4 响应面结果

通过响应面法拟合试验点的仿真模拟结果,可建立以机腹温度变化为响应的多元回归模型方程:

显著,拟合程度就越好。 P 值为结果可信度的一个递减指标。在统计学中 F 值与 P 值有一定的相关性,每一个 F 值都会对应一个 P 值,且存在负相关的关系, F 值越大, P 值越小,表示得到的结果越可靠,在本文中表现为回归方程越显著。在本次设计的仿真试验中, $P < 0.000 1$,回归模型的决定系数为 $R^2 = 0.962 2$,说明该模型能够解释 96.22% 的响应值变化,采用响应面法来预测各影响因素变化下的机腹温升可行。

图 4 为机腹温度变化关于喷管落压比、飞机

表 2 机腹温度变化模型方差及显著性表格

Table 2 Variance and significance of belly temperature variation

方差来源	方均根值/ 10^{-5}	F	P	结果
回归模型	422.1	19.8	0.000 4	显著
A	652.5	30.61	0.000 9	显著
B	1 400	64.54	<0.000 1	显著
C	165.1	7.75	0.027 2	显著
AB	0.269	0.013	0.913 7	
AC	171.6	8.05	0.025 1	显著
BC	2.611	1.22	0.305 0	
A^2	537.7	25.23	0.001 5	显著
B^2	144.4	6.77	0.035 3	显著
C^2	591.2	27.74	0.001 2	显著
决定系数		0.962 2		

离地高度和来流速度的响应曲面。从图 4(a)、图 4(b)可以看出, 当来流速度和喷管落压比保持不变时, 机腹温升随着高度的增加而减小, 且落压比和来流速度较小时, 减小幅度较大; 落压比和来流速度较大时, 减小幅度较缓, 这说明在喷管落压比和来流速度较低的情况下, 高度比对机身底部温升的影响十分明显。

从图 4(b)、图 4(c)可以看出当高度比和来流速度不变时, 机腹温升随着落压比的增大而减小。来流速度和高度较小时, 减小幅度大; 来流速度和高度较大时, 减小幅度小。说明随着来流速度和高度的增大, 落压比对机腹温升的影响有所降低。最后比较图 4(a)、图 4(c), 可以看出, 当高度比和落压比保持不变时, 机腹温升随着来流速度的增大而减小。在高度和落压比较小的情况下, 减小幅度大; 在高度和落压比较大的情况下, 减小幅度小。说明随着高度和落压比的增大, 来流速度对机腹温升的影响逐渐变小。在选取的各影

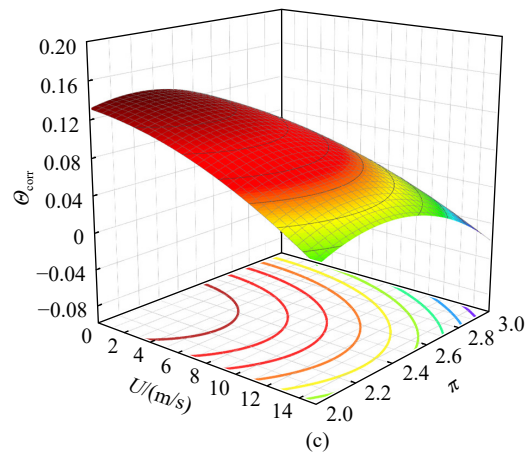
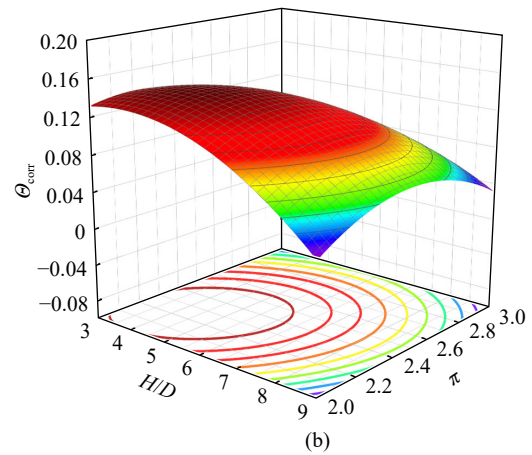
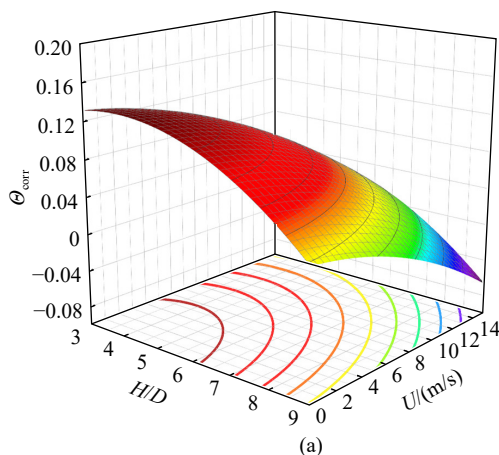


图 4 机腹温升响应曲面

Fig. 4 Respond surface of belly temperature rise

响因素范围内, 根据得到的回归模型, 对机腹温升进行优化, 得出最大机腹温升工况点为 $H=3D$, 来流速度 $U=0$ m/s, 喷管落压比 $\pi=2$, 此时机腹温升为 13.92%。对该结果进行数值计算验证, 计算得到的机腹温升为 15.15%, 与响应面法结果存在 8.8% 的误差, 这说明机腹温升响应面模型可靠。在降落过程中避开最大机腹温升工况点可以减弱“热流喷泉”对机腹热冲击危害。

3 机腹温升机理

通常情况下, “热流喷泉”无法直接接触机身上表面, 因此当各影响因素变化时对机身上表面温度分布影响较小, 故只对机腹温度的变化对飞机近地面悬停状态的机腹温升进行机理分析。

图 5 为喷泉流的形成过程。可以看出, 两股射流冲击面形成壁面射流, 壁面射流在地面相遇碰撞形成“热流喷泉”, 高温的喷泉流在压力作用下上洗机腹, 使得机腹的温度有所升高。根据响应面法得到的机腹温升的研究结果, 对单因素变

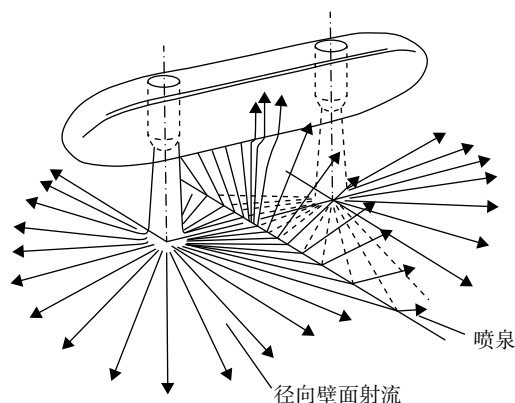


图 5 喷泉流的形成

Fig. 5 Formation of fountain flow

化下的流场变化结果进行定性分析。

3.1 落压比对机腹温升的影响

由响应面结果可知, 当来流速度和飞机离地高度保持不变时, 机腹温度会随着落压比的增大而减小。图 6 为 $H/D=3$, $U=0$ m/s 时不同落压比下流场纵切面速度分布及流线图。从图 6(a) 可以看出, 当落压比 $\pi=2$ 时, 升力喷管和尾喷管的落压比相同, 但由于升力喷管的出口直径大于尾喷管的出口直径, 相同时间内通过升力喷管的气流流量较多, 气流动量也因此大于尾喷管的气流动量, 因此喷泉流向尾喷管射流倾斜并与之相互作用产生循环区域, “热流喷泉”主要冲刷靠近尾喷管附近的机腹表面。如图 6(b) 所示, 当落压比增加至 $\pi=3$ 时, 尾喷管射流的气流动量大于升力喷管的气流动量, 喷泉流开始向升力喷管倾斜, 并与升力喷管射流及其壁面射流相互作用产生循环区域, “热流喷泉”主要冲刷靠近升力喷管附近的区域。

图 7 为 $H/D=6$, $U=0$ m/s 时机腹无量纲温度分布图。通过比较发现, $\pi=2$ 时机腹高温分布区域比 $\pi=3$ 时小, 但温度却比 $\pi=3$ 时大, 这是因为低落压比时喷泉流主要和尾喷管射流相互作用, 高温燃气被卷吸到靠近尾喷管区域的位置, 无法与来

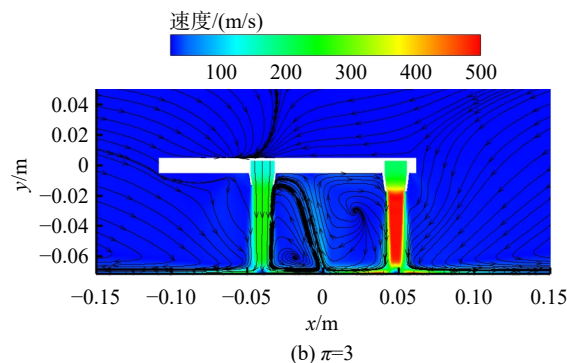


图 6 不同落压比下计算域子午面速度及流线分布

Fig. 6 Velocity and streamline distribution on meridian plane of computational domain under different nozzle pressure ratios

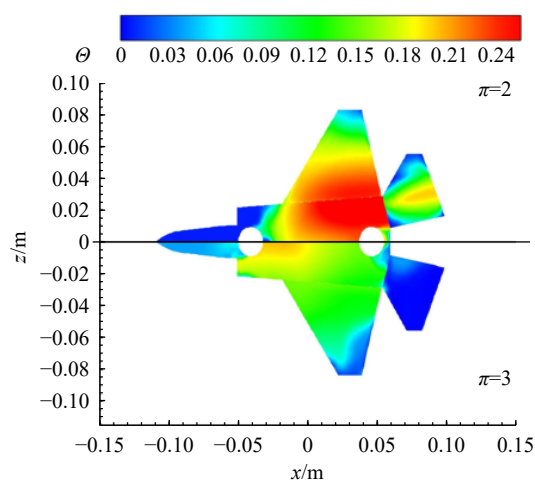


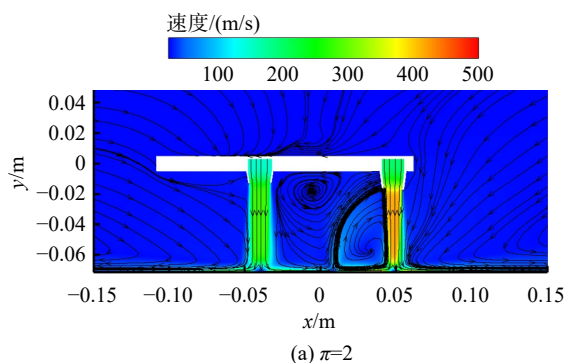
图 7 不同落压比下机腹无量纲温度分布

Fig. 7 Non-dimensional temperature distribution of belly under different nozzle pressure ratios

自升力喷管的冷气流掺混而得以冷却; 反观高落压比时, 喷泉流向升力喷管倾斜, 高温气体与升力喷管射流相互掺混而得到冷却, 加之高落压比时气流动量较大, 喷泉流冲刷面积增多, 所以就造成了高落压比时高温区域大但温度较低的情况。

3.2 来流速度对机腹温升的影响

由响应面结果可知, 当飞机离地高度和喷管落压比不变时, 随着来流速度的增加, 机腹的温升逐渐降低。图 8 为 $H/D=3$, $\pi=2$, U 分别为 0 m/s 及 15 m/s 时, 计算域纵切面速度分布及流线图和机腹温度分布。从图 8(a) 可以看出, 在前喷管和尾喷管落压比相同且来流速度为 $U=0$ m/s 的情况下, 喷泉流与前尾喷管射流及壁面射流都有相互作用并产生了循环区域, 靠近升力喷管的循环区域的回流卷吸作用明显高于靠近尾喷管的循环区域, 因为此时飞机距离地面较近, 尾喷管射流动能衰减较小, 气流动量略大于升力喷管, 因此喷



泉流向升力喷管有轻微的倾斜, 这时图 9 中机腹表面的高温区域在前尾喷管中间的位置。从图 8(b) 可以看出, 当来流速度增大至 $U=15$ m/s 时, 环境来流和来自升力喷管的壁面射流同时影响喷泉流, 喷泉流被“压迫”靠近尾喷管, 向上的喷泉流的气流动量也因此受到影响, 对机腹的冲刷能力减弱, 虽然机腹仍然存在高温区域, 但温度远低于来流速度为 0 m/s 时的机腹表面温度。

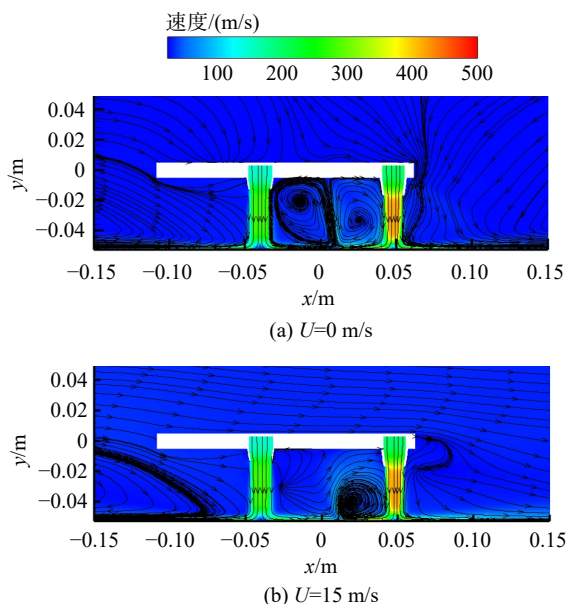


图 8 不同流速下计算域子午面速度及流线分布

Fig. 8 Velocity and streamline distribution on meridian plane of computational domain under different inflow velocities

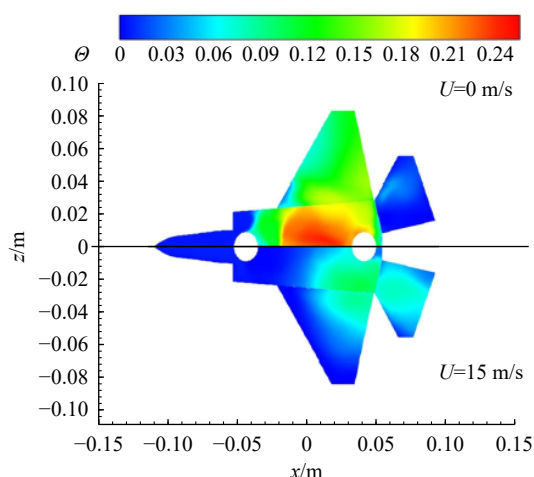


图 9 不同流速下机腹无量纲温度分布

Fig. 9 Non-dimensional temperature distribution of belly under different inflow velocities

3.3 离地高度对机腹温升的影响

由响应面法得出的结果可知, 当落压比及来流速度不变时, 随着高度的增加, 机腹温升将逐

渐减小。图 10 为落压比 $\pi=2$, 来流速度 $U=0$ m/s, $H/D=9$ 时流场纵切面速度流线分布; 图 11 为 $\pi=2$, 来流速度 $U=0$ m/s 不同高度时机腹温度分布。

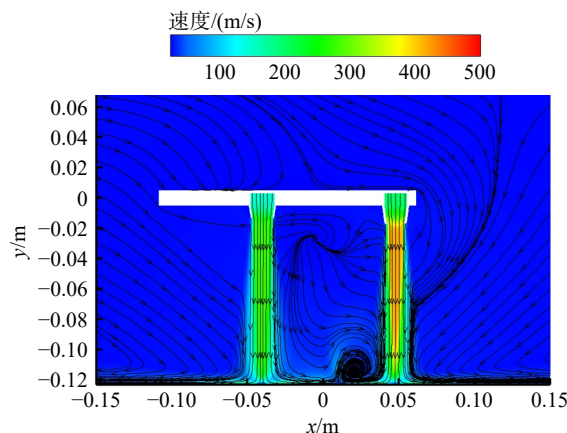


图 10 $H/D=9$ 时计算域子午面速度及流线分布

Fig. 10 Velocity and streamline distribution on meridian plane of computational domain when $H/D=9$

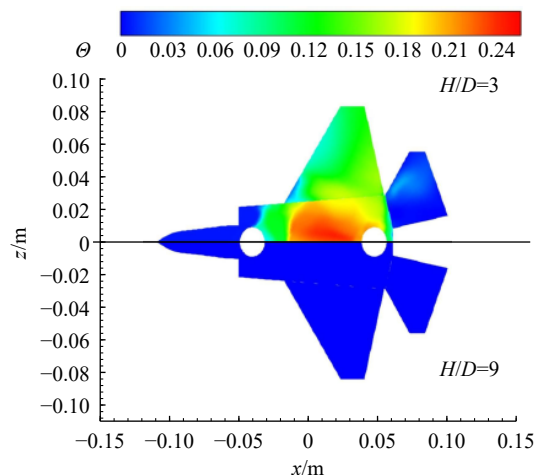


图 11 不同高度时机腹无量纲温度分布

Fig. 11 Non-dimensional temperature distribution of belly under different heights

通过图 6(a)、图 8(a) 和图 11 的对比发现, 随着飞机离地高度增加时, 壁面射流在地面形成的喷泉气流速度逐渐降低, 喷泉流的动量随之降低, 这是因为当高度增加时, 喷管射流在地面冲击形成的壁面射流的气流动量随着高度的增加而减小, 由两股壁面射流碰撞而产生的喷泉流也随着壁面射流的减弱而减弱。喷泉流向上流动时, 气流速度随着高度的增加也逐渐降低, 气流动量衰减。喷管射流、壁面射流和喷泉流的气流动量都随着高度的增加而衰减, 气流之间的相互作用产生的回流也会减弱, 回流区域对高温空气的卷吸能力也相对减弱, 高温燃气几乎接触不到机腹表面。

从图 11 可知, 当 $H/D=9$ 时, 高温空气对机腹温度变化的影响微乎其微。

4 结 论

通过响应面法对短距/垂直起降(S/VTOL)飞机靠近地面不同工况条件下机腹温升进行了相关研究, 得到机腹温升 2 阶响应面模型及影响因素对机腹温升的交互作用关系, 相关结论如下:

1) 仅考虑单因素对响应值的影响, 机腹温升随着落压比的增加而减小, 随着来流速度、喷管出口离地高度的增加而减小; 考虑两因素对响应值交互作用, 只有高度与落压比对机腹温升存在交互影响; 飞机离地高度、来流速度和落压比对机腹温升还存在 2 阶影响。

2) 经过优化, 得出最大机腹温升工况点为 $H/D=3$, $\pi=2$, $U=0$ m/s, 此时温升为 13.92%, 通过与回归方程计算得到的数值相比, 误差为 8.8%。避开最大机腹温升工况点可减弱“热流喷泉”对机腹的热冲击。

3) 机腹温升实际上是受喷泉流流动状态影响, 通过数值计算对喷泉流流动状态定性机理分析, 得到单因素变化对“热流喷泉”的影响机理。

4) 除来流速度、喷管落压比和尾喷管离地高度外, 喷管间距变化对短距/垂直起降飞机近地面机腹温升有一定影响, 由于文章篇幅所限, 将在下一步工作中研究喷管间距变化对飞机近地面流场影响。

参考文献:

- [1] 晨枫. F-35“闪电 II”战斗机[M]. 北京: 航空工业出版社, 2014.
CHEN Feng. F-35 lightning II fighter jets[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2014. (in Chinese)
- [2] BEVILAQUA P. Inventing the F-35 joint strike fighter[R]. AIAA 2009-1650, 2009.
- [3] MYERS L. Investigation of the flow-field of two parallel round jets impinging normal to a flat surface[R]. AIAA 2016-1776, 2016.
- [4] 谭勇, 袁颖. 垂直/短距起降战斗机动力系统发展浅析[J]. 现代军事, 2015(12): 56-62.
TAN Yong, YUAN Ying. Analysis on the development of power system of V/STOL fighter[J]. Conmilit, 2015(12): 56-62. (in Chinese)
- [5] 刘帅, 王占学, 周莉, 等. 基于响应面法的短距/垂直起降飞机近地面升力损失[J]. 航空动力学报, 2017, 32(4): 874-881.
LIU Shuai, WANG Zhanxue, ZHOU Li, et al. Lift loss of short/vertical takeoff and landing aircraft proximity of ground based on response surface method[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(4): 874-881. (in Chinese)
- [6] SADDINGTON A, CABRITA P, KNOWLES K. Unsteady features of twin-jet STOVL ground effects[R]. AIAA 2002-6014, 2002.
- [7] MYERS L M, KUO C W, MCLAUGHLIN D K. Experimental investigation of two impinging model scale jets[R]. AIAA 2014-0880, 2014.
- [8] MCCARTHY K. The JSF STOVL performance process from small-scale database to flight test demonstration[R]. AIAA 2002-6002, 2002.
- [9] WLEZIEN R W, FERRARO P J. Aeroacoustic environment of an advanced short takeoff and vertical landing aircraft in hover[J]. AIAA Journal, 1992, 30(11): 2606-2612.
- [10] SADDINGTON A, KNOWLES K, CABRITA P. Flow visualization and measurements in a short take-off, vertical landing fountain flow[R]. AIAA 2007-1402, 2007.
- [11] MYERS L M, RUDENKO N, MCLAUGHLIN D K. Investigation on the flow-field of two parallel round jets impinging normal to a flat surface[R]. AIAA 2016-1776, 2016.
- [12] NATARAJAN K, MEHTA Y, GUSTAVSSON J, et al. Effect of nozzle spacing on flow and acoustics characteristics of supersonic twin jets impinging on an inclined surface[R]. AIAA 2021-2220, 2021.
- [13] HARMON M, BHARGAV V N, SELLAPPAN P, et al. Experimental study of impinging jet flow field involving converging and CD nozzle pair[R]. AIAA 2018-0261, 2018.
- [14] 尤延铖, 滕健, 郑晓刚, 等. 航空发动机进气温度畸变研究综述[J]. 南京航空航天大学学报, 2017, 49(3): 283-300.
YOU Yancheng, TENG Jian, ZHENG Xiaogang, et al. Review of aero-engine temperature distortion research[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2017, 49(3): 283-300. (in Chinese)
- [15] KUHN R, HANGE C, WARDWELL D. The hot gas environment of jet STOVL aircraft hovering in ground effect [R]. AIAA 1993-4888, 1993.
- [16] MACLEAN R, SULLIVAN J P, MURTHY S. Hot gas environment around STOVL aircraft in ground proximity: I experimental study[R]. AIAA 1990-2269, 1990.
- [17] 杨帆, 刘增文, 刘帅, 等. 三轴承旋转喷管型面设计与分析[J]. 航空计算技术, 2014, 44(2): 77-80.
YANG Fan, LIU Zengwen, LIU Shuai, et al. Design and analysis of three bearing swivel nozzle inner contour[J]. Aeronautical Computing Technique, 2014, 44(2): 77-80. (in Chinese)
- [18] HANGE C, WARDWELL D. Hot gas ingestion characteristics of a 5.3 percent scale model of the mixed-flow vectored-thrust (MFVT) ASTOVL aircraft concept[R]. AIAA 1993-4889, 1993.
- [19] BHARGAV V N, SONG M, SELLAPPAN P, et al. Experimental characterization of supersonic single- and dual-impinging jets[J]. AIAA Journal, 2021, 59(6): 2282-2298.
- [20] 申正. 圆喷嘴气体垂直冲击射流壁面压力规律研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2018.
SHEN Zheng. Study of wall pressure distribution of vertical air impinging jet of round nozzles[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2018. (in Chinese)
- [21] 何为, 薛卫东, 唐斌. 优化试验设计方法及数据分析[M]. 北京: 化学工业出版社, 2012.
HE Wei, XUE Weidong, TANG Bin. Optimization experiment design method and data analysis[M]. Beijing: Chemical Industry Press, 2012. (in Chinese)

(编辑: 陈 越)