

基于响应面法的短距/垂直起降飞机 近地面升力损失

刘 帅, 王占学, 周 莉, 史经纬
(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 建立了短距/垂直起降(S/VTOL)飞机近地面升力损失的流场计算模型. 通过数值模拟得出特定升力布局的飞机近地面状态各工况的升力损失. 采用响应面法获得了飞机升力损失关于喷管落压比(NPR)、来流速度及飞机高度的 2 阶响应曲面函数及显著影响飞机升力损失的关键因素. 并分析了喷管落压比、来流速度及飞机高度对飞机升力损失的交互影响作用, 优化得出给定工况范围内升力损失最小的工作点. 研究表明: 仅考虑单因素影响时, 升力损失随高度、落压比的增大而减小, 随来流速度的增大而增大; 考虑两因素交互作用时, 高度与落压比及来流速度与落压比对升力损失存在交互影响, 而高度与来流速度对升力损失无交互影响; 优化获得的升力损失最小的工作点是飞机距地面高度为 $9D$ (D 为喷管直径)、喷飞机高度为 3、来流速度为 0 m/s , 此时的升力损失为 1.3% .

关 键 词: 短距/垂直起降(S/VTOL); 地面效应; 升力损失; 响应面; 交互作用

中图分类号: V233

文献标志码: A

Lift loss of short/vertical takeoff and landing aircraft proximity of ground based on response surface method

LIU Shuai, WANG Zhan-xue, ZHOU Li, SHI Jing-wei

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

Abstract: The lift loss flow field calculation model of short/vertical takeoff and landing (S/VTOL) aircraft proximity of the ground was built. The two order response surface function of lift loss about nozzle pressure ratio (NPR), velocity of the cross wind and height of the plane above ground, as well as the key factors affecting the lift loss significantly at multi working states proximity of the ground were obtained by response surface method. The interaction effect of NPR, velocity of the cross wind and height of the plane above ground on the lift loss was analyzed and the minimum lift loss in certain range of working state was optimized. The study shows that the lift loss reduces with the increasing height of the plane above ground and NPR and increases with the velocity of the cross wind when considering single factor; the interaction effect on the lift loss exists between height of the plane above ground and NPR, velocity of the cross wind and NPR, the interaction effect on the lift loss doesn't exist between height of the plane above ground and velocity of the cross wind, the minimum lift loss obtained by optimization is at height of the plane above ground of $9D$ (D is nozzle diameter), nozzle pressure ratio of 3, velocity of the cross wind of 0 m/s working state, and the corresponding lift loss is 1.3% .

收稿日期: 2015-05-13

基金项目: 国家自然科学基金(51306151, 51576163)

作者简介: 刘帅(1986—), 女, 博士生, 主要从航空发动机总体方向研究.

引用格式: 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.

Key words: short/vertical takeoff and landing (S/VTOL); ground effect; lift loss; respond surface; interaction effect

短距/垂直起降飞机在近地面状态起飞时,由于喷气的引射作用,机身下表面压力降低从而产生升力损失. 国外 NASA(美国国家航空天局) Liewis 研究中心对带有 4 种矩形喷口,类似“鹞”式战斗机升力布局的飞机近地面状态下的进气道进口温升进行了数值研究,建立了三维计算模型,得出了来流及高度对进气道进口温度升高的影响趋势^[1-5],NASA Ames 研究中心对“YAV-8B 海鹞”战斗机在近地面状态下,特定工况的流场特性进行了研究,得出了地面涡的分布及来流对地面涡位置的影响趋势^[6]. 葡萄牙里斯本科技大学对一定几何条件下的两喷管及三喷管在不同来流条件下形成的喷泉流进行了流场计算,得出了喷泉流的速度分布,并将计算结果与实验结果进行了对比^[7-8]. 这些国外早期对短距/垂直起降飞机升力损失的研究对象大多是类似于“鹞”式战斗机的前后各两喷口排布的升力布局.

随着短距/垂直起降飞行器的发展,90 年代后期,美国 F-35B 战斗机受到越来越多的关注. 与“鹞”式战斗机不同的是,F-35B 升力布局主要是在飞机中心线上分布于飞机重心前后的两股喷流^[9]. 克莱菲尔德大学^[10-13]通过 PIV(particle image velocimetry)实验观测了两股喷流形成的喷泉区的流动特征.

本文基于类似 F-35B 战斗机升力布局的缩比飞机模型,通过响应面法对该模型在近地面条件下的升力损失进行了研究,得出了影响因素对升力损失的交互作用、升力损失最小的工作点及一定工况范围内升力损失与喷管落压比、飞机距地面高度及来流速度之间的响应面回归模型,该模型可用来预测一定工作范围内的该飞机模型的升力损失.

1 流场计算

1.1 参数定义

飞机近地面状态下的升力损失是由飞机表面压力变化引起的. 因此,飞机升力损失系数定义为

$$C_f = \frac{\left| \int_{A_t} p_{s,t} dA + \int_{A_u} p_{s,u} dA \right|}{F_{j,1} + F_{j,2}} \quad (1)$$

其中 C_f 为升力损失系数; $p_{s,t}$ 、 $p_{s,u}$ 分别为机身及机翼上表面静压及下表面静压; $F_{j,1}$ 、 $F_{j,2}$ 分别为

飞机前、后喷管产生的升力; A_t 、 A_u 分别为飞机上表面及下表面的面积.

1.2 计算域

模型计算域如图 1 所示,该模型的机身形状及升力布局均与 F-35B 类似,模型包括前后分布的两个喷口,为简化计算模型,省去了飞机的垂尾结构,由于计算域关于 xz 平面对称,为节省计算资源仅对半计算域进行流场计算.

飞机周围远场高为 2.7 m,宽为 7.2 m,长为 15 m,飞机宽为 1.34 m,喷管直径 $D=0.11$ m. 远场进口与发动机进气道进口距离 $71D$. 在 x 方向,进气道与前喷管轴线距离接近于喷管直径 D . 前、后喷管轴线距离为 $9.2D$,后喷管轴线距离远场出口 $56D$.

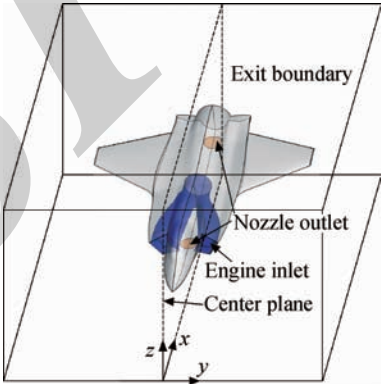


图 1 模型计算域

Fig. 1 Computational domain of model

1.3 边界条件及网格

1.3.1 边界条件

在图 1 的计算域中,当有来流速度时,计算域进口设置为压力进口边界条件,当来流速度为零时,计算域进口设置为压力出口边界条件. 进气道出口设置为压力出口边界条件,计算域两侧及顶端设置为压力远场边界条件,计算域下表面设置为壁面边界条件,前后两喷管截面设置为压力进口边界条件. 前后两喷管的落压比及出口总温相等,出口总温为 1100 K.

1.3.2 网格

应用 ICEM 软件在计算域内生成非结构化网格,由于飞机周围的速度梯度变化较大,根据流场的流动特点及主要关注的流场区域,在保证计算精度的前提下,节省计算资源及时间,按网格的粗细将计算域分为靠近飞机周围的细网格区域及距离

飞机较远的粗网格区域. 为保证网格质量,细网格与粗网格之间的过渡系数不超过 5,网格如图 2 所示.

对计算域网格进行网格无关性论证,在 100 万网格的基础上分别对内流场及内、外流场同时加密得到 250 万及 300 万网格,3 套网格计算出的在两喷管间沿机身下表面的压力分布如图 3 所示. 从图 3 可以看出 3 套网格得出的静压 p_s 分布趋势基本相同,其中 250 万与 300 万网格得出的静压分布曲线基本相近,已达到网格无相关性,为节省计算资源采用 250 万网格进行流场计算.

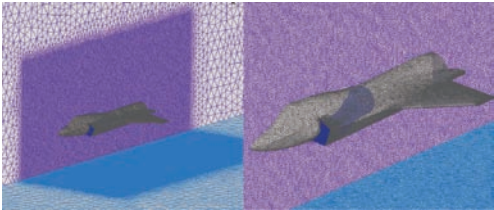


图 2 地面效应网格
Fig. 2 Ground effect grid

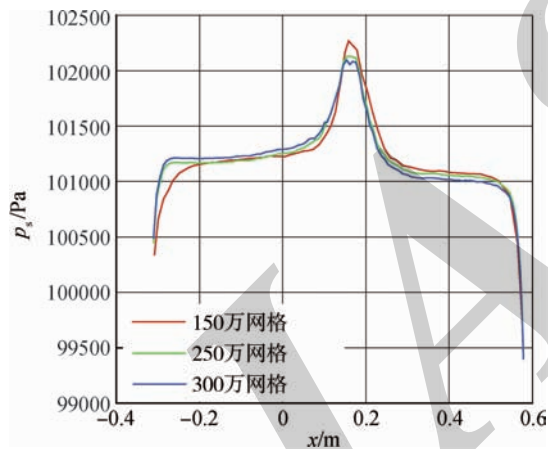


图 3 网格无关性论证
Fig. 3 Grid independence verification

2 响应面法

2.1 响应面原理

响应面法^[14]是一种实验条件寻优的方法,是数学和统计方法的产物,适用于解决非线性数据处理的相关问题,用来对所感兴趣的响应受多个变量影响的问题进行试验、建模和数据分析,其目的是优化这个响应,它将体系的响应作为一个或多个因素的函数,通过对过程的回归拟合将这种函数关系显示出来,并运用图形技术作出响应曲面得出响应的回归多项式及各水平之间的交互作用及对响应的影响^[15].

响应面得出的回归公式一般采用二次或其他多次多项式. 响应面模型的二次多项式可近似表达为

$$y(x_1, x_2, \dots, x_n) =$$

$$a_0 + \sum_{i=1}^n a_i x_i + \sum_{i=1}^n a_{ii} x_i^2 + \sum_{i < j}^n a_{ij} x_i x_j + \epsilon \quad (2)$$

式中 a_0 , a_i , a_{ii} 及 a_{ij} 为待定系数, a_i 表示 x_i 的线性效应; a_{ii} 表示编码 x_i 的 2 阶效应; a_{ij} 表示编码 x_i 与 x_j 的交互作用效应.

待定系数的求解通常采用最小二乘法,将式(2)写成矩阵形式可得

$$(\mathbf{X}^T \mathbf{X}) \mathbf{a} = \mathbf{X}^T \mathbf{y} \quad (3)$$

$$\mathbf{a} = (\mathbf{X}^T \mathbf{X})^{-1} \mathbf{X}^T \mathbf{y} \quad (4)$$

响应面生成后需要对其预估能力进行评估,通常采用一般采用决定系数 R^2 对响应面的预估能力进行评估.

2.2 试验点选取

近地面条件下,飞机喷管落压比(NPR,量符号记为 R_{np})、飞机距地面高度 H 及来流速度 U 对飞机周围流场产生影响,因此以喷管落压比、飞机距地面高度及来流速度作为升力损失模型的 3 个影响因素对飞机近地面状态的升力损失进行研究.

限定每个影响因素的范围:飞机距地面高度为 $3D \sim 9D$,来流速度为 $0 \sim 21 \text{ m/s}$,喷管落压比为 $1.5 \sim 3$. 采用响应面法对该工况范围内的飞机近地面升力损失进行研究,每个因素选取 4 水平作为试验点,响应面试验点如表 1 所示.

表 1 响应面试验点
Table 1 Test point for respond surface

参数	数值			
H/D	3	5	7	9
$U/(m/s)$	0	7	14	21
R_{np}	1.5	2.0	2.5	3

2.3 响应面结果

通过响应面法对试验点的数值模拟结果进行多元回归拟合,可以建立以升力损失为响应的多元线性回归模型方程如式(5)所示.

$$\begin{aligned} C_f = & -0.195 + 0.019H - 4.75 \times 10^{-3}U + \\ & 0.062R_{np} + 9.16 \times 10^{-5}HU - 2.44 \times \\ & 10^{-3}HR_{np} + 9.91 \times 10^{-4}UR_{np} - 5.87 \times \\ & 10^{-4}H^2 - 1.58 \times 10^{-5}U^2 - 6.53 \times 10^{-3}R_{np}^2 \end{aligned} \quad (5)$$

表 2 为升力损失模型方程的方差分析和显著性检验的结果,其中 A 代表飞机距地面高度, B 代表来流速度, C 代表喷管落压比. 表 2 表明: A, B, C 对飞机升力近地面时的损失均有较大影响,

各因素交互作用的主次顺序依次为 A—B—C, AC,BC. F 值是对实验值和预测值进行 F 检验而获得,主要通过比较两组数据的方差来确定整个拟合方程的显著性. P 值是表示结果可信程度的一个递减指标,表示原假设被拒绝的概率. F 值与 P 值以一定的统计学原理相关联. F 值越大、 P 值越小,回归模型则越显著. 在试验设计范围内,该模型回归显著 ($P<0.0001$),模型的校正决定系数 $R^2=0.9702$,说明该模型能解释 97.02% 的响应值变化,与实际试验拟合良好,试验误差小,证明应用响应曲面法预测地面效应的升力损失是可行的.

表 2 升力损失模型方差及显著性表格
Table 2 Variance and significance of lift loss model

方差来源	方均根值/ 10^{-5}	F	P	结果
回归模型	292	70	<0.0001	显著
A-H	794	190	<0.0001	显著
B-U	985	236	<0.0001	显著
C- R_{np}	742	178	<0.0001	显著
AB	8.15	1.95	0.1829	
AC	29.5	7.05	0.0180	显著
BC	59.5	14.25	0.0018	显著
A^2	8.22	1.97	0.1809	
B^2	0.897	0.21	0.6497	
C^2	3.97	0.95	0.3449	
决定系数 R^2				0.9702

图 4 为升力损失预测模型的残差正态分布图,通过残差正态分布图确认该模型的适合性,残差是从实际测量值中剪掉回归模型适合的值,残差越小,说明回归模型越能准确说明实际观测结果. 数据分布接近于对角线,可以说残差的分布接近于正态分布. 从残差图可以看出:大部分真实值都落在预测值上,少部分真实值也是对称分布在预测值两侧,说明该模型与实际结果拟合较好.

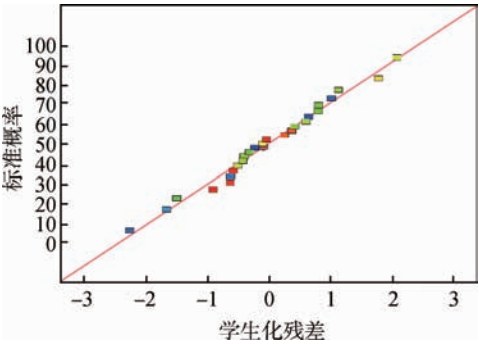


图 4 升力损失模型正态分布图

Fig. 4 Normal distribution of lift loss model

图 5 为飞机升力损失关于喷管落压比、飞机距地面高度及来流速度的响应曲面. 从图 5 (a)、图 5(b)可以看出当喷管落压比及来流速度不变时,飞机升力损失随高度的增加而逐渐减小. 在小落压比下,升力损失随高度的增加,减小幅度较大;在大落压比下,升力损失随高度的增加,减小幅度变缓. 说明随着喷管落压比的增大,高度对升力损失的影响逐渐降低,且来流速度的变化不干涉高度对升力损失的影响. 从图 5(b)、图 5(c)可以看出当来流速度及飞机距地面高度不变时,升力损失随喷管落压比的增大而逐渐减小. 在低速来流及离地较高时,升力损失随落压比的增加,减小幅度变缓;在高速来流及离地面较低时,升力损失随落压比的增加,减小幅度增加. 说明随高度增加或来流速度降低,喷管落压比对飞机升力损失影响逐渐降低. 从图 5(a)、图 5(c)可以看出当飞机距地面高度和落压比不变时,飞机升力损失

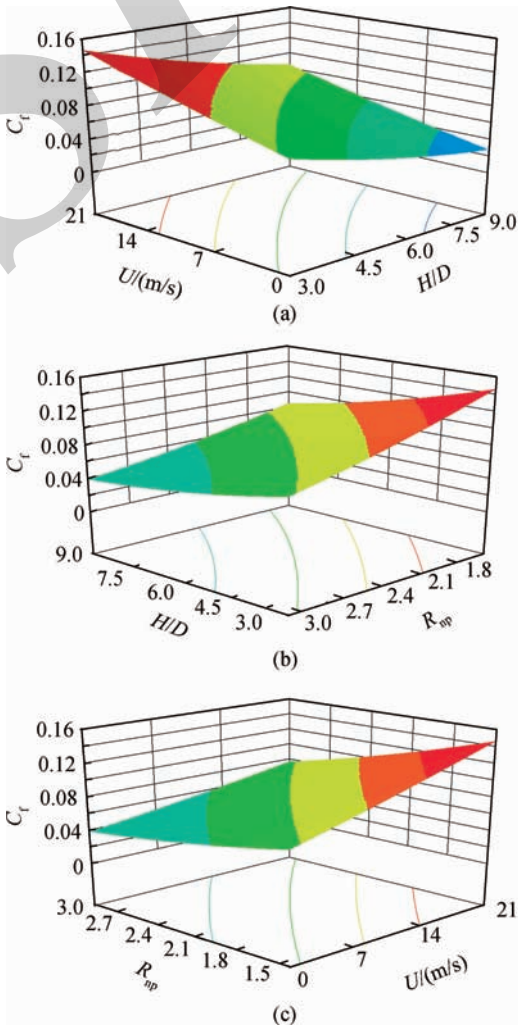


图 5 升力损失模型响应面

Fig. 5 Response surface of lift loss model

随来流速度的增加而增大. 在大落压比下, 升力损失随来流速度的增加, 减小幅度较大; 在小落压比下, 升力损失随来流速度的增大, 减小幅度变缓. 说明随喷管落压比的增大, 来流速度对升力损失影响逐渐降低, 且高度的变化不干涉来流速度对升力损失的影响.

在选取的各因素范围内, 根据该回归模型, 对飞机升力损失进行优化, 得出飞机升力损失最小的工作点为: 高度 $H=9D$, 来流速度 $U=0\text{ m/s}$, 喷管落压比 $R_{np}=3$, 此时的升力损失为 1.3% . 通过数值模型对该结果进行验证, 数值模型得出的升力损失为 1.28% , 与响应面法得出的结果相差 1.6% , 说明响应面模型可靠.

3 升力损失机理

由于各因素的变化对机身上表面压力影响较小, 故仅通过机身下表面压力的变化对飞机近地面状态的升力损失进行机理分析. 图 6 为飞机对称面的速度分布云图. 从图 6 可以看出, 在飞机近地面状态下, 两股气流之间形成了喷泉流, 该喷泉流对机身下表面产生向上的升力, 将该升力定义为喷泉力 F_f . 除此之外, 喷气的引流效应对机身下表面产生向下的吸力, 将该向下的吸力定义为下吸力 F_i . 式(1)中的 $\int_{A_u} p_u dA$ 项为机身下表所受到的合力, 该力可表示为 $\int_{A_u} p_u dA = F_f + F_i$.

结合响应面法得出的升力损失研究结果, 对单因素变化下的流场变化结果进行定性比较及单因素变化下的飞机下吸力与喷泉力的变化进行定量比较进行升力损失机理分析.

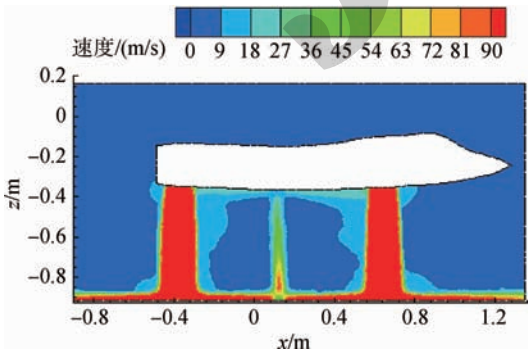


图 6 对称面的速度分布图

Fig. 6 Velocity distribution on symmetric plane

3.1 落压比对升力损失的影响

由响应面法得出的结果可知, 当来流速度及

飞机高度不变时, 飞机升力损失随落压比的增加而减小. 表 3 为 $H=5D$, $U=0\text{ m/s}$, R_{np} 分别为 1.5 及 3 时, 机身下表面的受力情况. 从表 3 可以看出当喷管落压比由 1.5 增大到 3 时, 机身下表面的喷泉力及下吸力均有所增大, 且喷泉力小于下吸力. 喷泉力与下吸力的比值由 0.36 变为 0.47, 说明当喷管落压比增大时机身下表面压力的变化是以喷泉力的增大为主的, 所以来流及高度不变时, 飞机升力损失随落压比的增大而减小. 从表 3 还可以看出, 落压比为 3 的喷气动量与落压比为 1.5 的喷气动量之比为 3.16, 喷泉力之比为 3.02, 喷泉力之比与喷气动量之比接近且略小于喷气动量之比. 图 7 为 $H=5D$, $R_{np}=1.5$, $U=0\text{ m/s}$ 的飞机对称面及地面的速度及流线分布图. 从图 7 对称面的速度分布可以看出, 前、后两股喷气向下喷射的过程中伴随着射流扩散及与地面撞击引起的动量衰减, 从图 7 的地面速度分布图可以看出, 气流撞击地面后沿地面径向扩散, 且速度逐渐减小, 在两股气流对称面附近汇合并沿地面向 y 轴正方向流动. 从图 7 的对称面可以看出, 两股气流在对称面汇合后继续向上流动, 到飞机下表面后, 气流静压升高, 速度降低, 随后沿飞机下表面分别向飞机头尾两侧流动. 从喷泉区的形成过程可以看出, 飞机下表面所受的喷泉力与喷气动量相关, 所以喷泉力之比与飞机喷气动量之比接近.

图 8 为 $H=5D$, $U=0\text{ m/s}$, R_{np} 分别为 1.5 及 3 时, 机身下表面的无量纲静压分布图, 图中 p_s 表示机身表面静压, p_0 表示外界大气压. 比较机身下表面的静压分布可以看出: $R_{np}=3$ 的机身下表面喷泉区压力位置与 $R_{np}=1.5$ 的喷泉区位

表 3 $H=5D$, $U=0\text{ m/s}$ 机身下表面受力情况
Table 3 Force situation on the plane's under surface
at $H=5D$, $U=0\text{ m/s}$ state

参数	喷管落压比	
	$R_{np}=1.5$	$R_{np}=3$
F_f/N	20.77	62.79
$ F_i /\text{N}$	57.23	134.83
$F_f/ F_i $	0.36	0.47
升力损失/%	4.67	2.91
喷气动量比	3.16	
喷泉力比	3.02	
下吸力比	2.36	

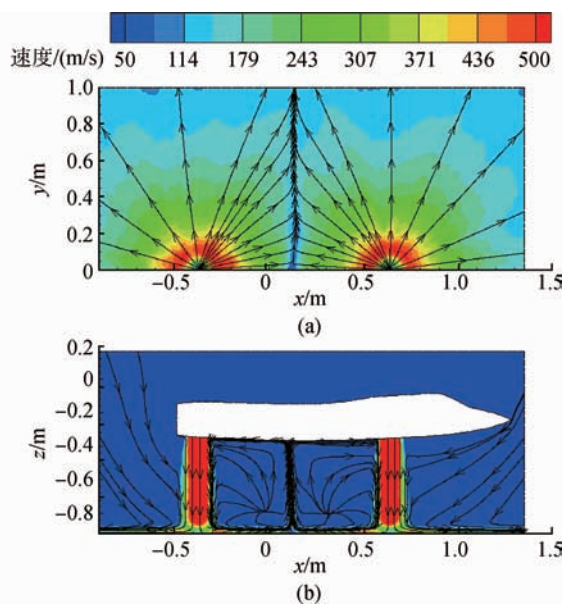


图 7 对称面及地面的速度分布及流线图
Fig. 7 Velocity distribution and streamline on symmetric plane and ground

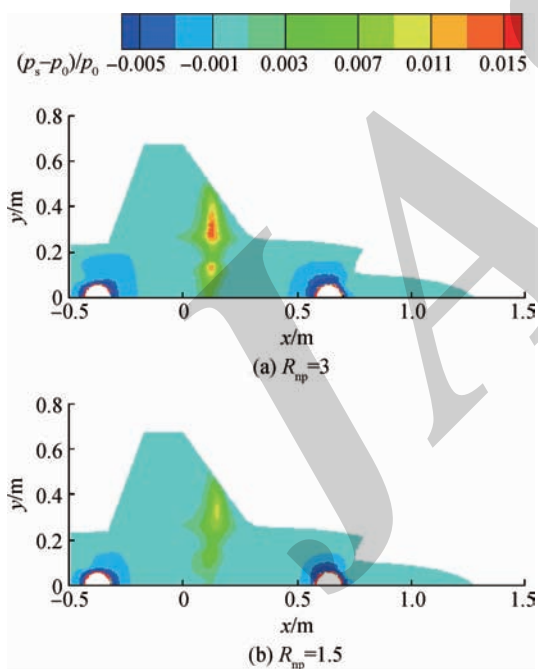


图 8 机身下表面无量纲压力分布($R_{np}=3, R_{np}=1.5$)
Fig. 8 Dimensionless pressure distribution on the plane's under surface ($R_{np}=3, R_{np}=1.5$)

置基本相同, $R_{np}=3$ 的喷泉区静压偏高, 且喷管附近的低压区面积增大. 从图 7 对称面的速度及流线分布图可以看出, 由于高速喷气向地面喷射, 与地面撞击后沿地面径向扩散, 高速喷气向下喷射及沿地面径向扩散的过程中, 周围的气流流向喷射气流与径向扩散气流周围, 并随着高速气流一同向下及沿地面径向流动, 机身下表面附近气

流向下流动, 降低了机身下表面的静压, 产生了下吸力. 从表 3 可以看出: $R_{np}=3$ 与 $R_{np}=1.5$ 的下吸力之比为 2.36, 喷泉力之比为 3.02, 说明在喷气动量的影响下, 下吸力及喷泉力随落压比增大而增大, 下吸力受喷气动量的影响小于喷泉力受喷气动量的影响.

3.2 来流速度对升力损失的影响

由响应面法得出的结果可知, 当飞机距地面高度及喷管落压比不变时, 随着来流速度的增加, 飞机升力损失逐渐增大. 表 4 为 $H=3D, R_{np}=2$, U 分别为 0 m/s 及 21 m/s 时, 机身下表面的受力情况. 从表 4 可以看出当来流速度由 0 m/s 增大到 21 m/s 时, 喷泉力小于下吸力, 机身下表面的喷泉力减小了 95.4%、下吸力增大了 23%, 说明来流速度增大时, 喷泉力受到来流速度的影响而减小, 下吸力受来流速度的影响而增大, 从而导致升力损失增大.

图 9 为 $H=3D, R_{np}=2, U$ 分别为 0 m/s 及 21 m/s 的飞机下表面的静压分布图及流线图. 从图 9 可以看出, 当 $U=0$ m/s 时, 喷射向机身下表面的气流在两喷管约中心位置形成高压区, 该高压区分布在机身及机翼下表面, 喷泉区气流流动到机身下表面后向机身两边扩散. 当 $U=21$ m/s 时, 机身及机翼下表面气流随着来流向后流动, 机身下表面的高压区面积减小, 喷泉力减小. 图 10 为 $U=21$ m/s 时, 对称面上的静压分布图及流线图, 从图 10 可以看出, 两股喷气形成的喷泉区气流随来流向后倾斜, 减弱了流动到机身下表面的喷泉区气流的动量, 机身下表面受到的升力减小, 向后倾斜的喷泉区气流与喷射气流及地面径向扩散气流形成涡. 从图 9 可以看出 $U=21$ m/s 时, 后

表 4 $H=3D, R_{np}=2$ 机身下表面受力情况

Table 4 Force situation on the plane's under surface at $H=3D, R_{np}=2$ state

参数	来流速度	
	$U=0$ m/s	$U=21$ m/s
F_t /N	46.88	2.16
$ F_t $ /N	130.63	160.28
$F_t/ F_t $	0.36	0.013
升力损失/%	5.91	11.13
喷气动量比	1	
喷泉力比	0.046	
下吸力比	1.23	

喷管前方形成较大面积的低压区,下吸力增加,对应于图 10 可以看出,喷泉区气流随来流向后倾斜与后面的喷射气流及沿地面径向扩散的气流之间形成涡流,使周围空气流速增大,静压降低,机身下表面压力也随之降低,所以喷管前方出现较大面积的低压区。

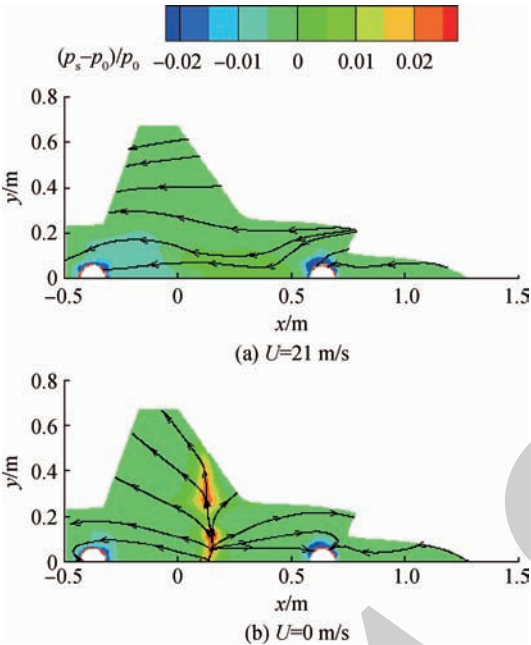


图 9 机身下表面无量纲压力分布及流线图
($U=0\text{ m/s}$, $U=21\text{ m/s}$)

Fig. 9 Dimensionless pressure distribution and streamline on the plane's under surface
($U=0\text{ m/s}$, $U=21\text{ m/s}$)

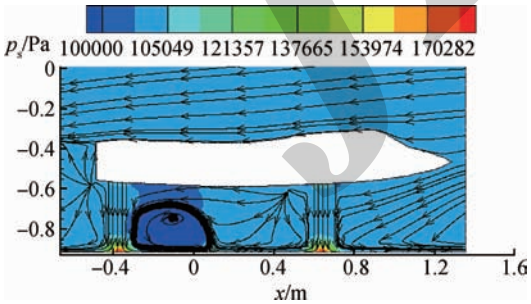


图 10 对称面压力分布及流线图

Fig. 10 Pressure distribution and streamline on the symmetric plane

3.3 飞机距地面高度对升力损失的影响

由响应面法得出的结果可知,当落压比及来流速度不变时,随高度的增加,飞机升力损失逐渐减小.表 5 为 $U=0\text{ m/s}$, $R_{np}=1.5$, H 分别 $5D$ 及 $7D$ 的飞机下表面的受力情况.从表 5 可以看出当 H 由 $5D$ 增大到 $7D$ 时,喷泉力小于下吸力,机身

下表面的喷泉力与下吸力均有所减小,其中喷泉力减小了 37% 、下吸力减小了 22% ,从表 5 可以看出下吸力与喷泉力的合力减小,升力损失减小.

图 11 为 $U=0\text{ m/s}$, $R_{np}=1.5$, H 分别为 $5D$ 及 $7D$ 的机身下表面无量纲静压分布图.从图 11 可以看出, H 为 $5D$ 及 $7D$ 的机身下表面的高压区均出现在两喷管中间位置,低压区均出现在喷管周围,比较 H 为 $5D$ 与 $7D$ 的机身下表面静压分布可以看出,高度增大时,高压区面积减小,喷泉区压力降低,喷泉力降低,喷管附近的低压区面积也有所减小,下吸力减弱.图 12 为对称面上的速度分布图,从图 12 可以看出飞机距地面高度增

表 5 $U=0\text{ m/s}$, $R_{np}=1.5$ 飞机下表面受力情况
Table 5 Force situation on the plane's under surface at $U=0\text{ m/s}$, $R_{np}=1.5$ state

参数	高度	
	$H=5D$	$H=7D$
F_i/N	20.77	13.1
$ F_i /\text{N}$	57.23	44.7
$F_i/ F_i $	0.36	0.29
升力损失/ $\%$	4.67	4.06
喷气动量比	1	
喷泉力比	0.63	
下吸力比	0.78	

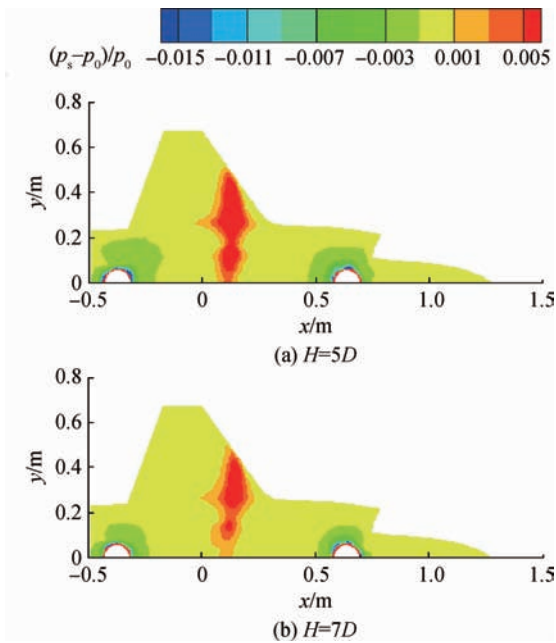


图 11 机身下表面无量纲压力分布 ($H=5D$, $H=7D$)
Fig. 11 Dimensionless pressure distribution on the plane's under surface ($H=5D$, $H=7D$)

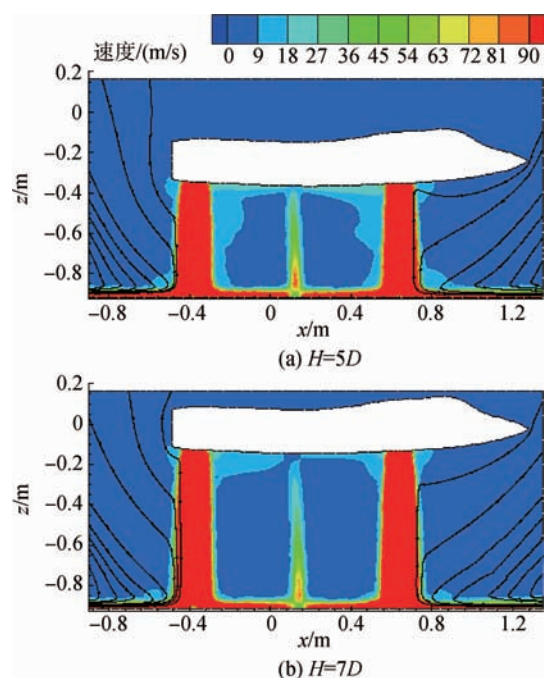


图12 对称面速度及流线分布图

Fig. 12 Velocity and streamline distribution on the symmetric plane

加时,气流在地面形成的喷泉气流速度有所降低,喷泉流的动量降低,这是因为当高度增加时,喷射到地面附近的气流动量随高度的增加而衰减,两股气流交汇形成的喷泉区气流动量也随之减小,喷泉区气流向上流动时,速度随高度的增加而逐渐降低,气流动量衰减。所以随飞机距地面高度的增加喷泉力逐渐降低。下吸力随高度的减小而增加是因为当高度降低时,机身下表面与地面之间空间减小,引射气流速度增加,靠近机身下表面的流场区域压力降低,升力损失增大。当飞机距地面高度升高时,引射现象对飞机下表面压力影响逐渐降低,所以升力损失随飞机距地面高度的增大而逐渐减小。

4 结 论

1) 通过响应面法对特定升力布局的飞机近地面状态不同工况下的升力损失进行研究,得出了一定工况范围内,升力损失的2阶响应面模型及各影响因素对升力损失的交互作用关系。通过研究可得:仅考虑单因素影响时,升力损失随飞机距地面高度、喷管落压比的增大而减小,随来流速度的增大而增大。考虑两因素交互作用时,高度与落压比及来流速度与落压比对升力损失存在交互影响,而高度与来流速度对升力损失无交互影响。

2) 通过响应面法对一定工况范围的飞机升力

损失进行优化,得出升力损失最小的工作点为 $H=9D, R_{np}=3, U=0\text{ m/s}$, 此时升力损失为1.3%。

3) 通过流场计算结果对升力损失进行定性及定量的机理分析,得出了喷泉力及下吸力随单因素变化时的改变量及单因素对升力损失的影响机理。

参考文献:

- [1] Vanoverbeke T J. A numerical study of the hot gas environment around a STOVL aircraft in ground proximity [R]. AIAA 88-2882, 1988.
- [2] Johns A L, Flood J D, Strock T W, et al. Hot gas ingestion testing of an advanced STOVL concept in the NASA Lewis 9- by 15-foot low speed wind tunnel with flow visualization [R]. AIAA 88-3025, 1988.
- [3] Johns A L, Neiner G, Strock T W, et al. Engine inlet distortion in a 9.2 percent scale vectored thrust STOVL model in ground effect [R]. AIAA 89-2910, 1989.
- [4] Vanoverbeke T J, Holdeman J D. Three-dimensional turbulent flow code calculations of hot gas ingestion [J]. Journal of Aircraft, 1990, 27(7): 577-582.
- [5] Fricker D M, Holdeman J D, Vanka S P. Calculations of hot gas ingestion for a STOVL aircraft model [R]. AIAA 92-0385, 1992.
- [6] Smith M S, Chawla K, Vandalsem W R. Numerical simulation of a complete STOVL aircraft in ground effect [R]. AIAA 91-3293, 1991.
- [7] Barata J M M. Numerical and experimental study of fountain flows produced by multijet impingement on a ground plane [R]. AIAA 91-1806, 1991.
- [8] Barata J M M. Fountain flows produced by multijet impingement on a ground plane [J]. Journal of Aircraft, 1993, 30(1): 50-56.
- [9] Karman S L. CFD modeling of F-35 using hybrid unstructured meshes [R]. AIAA-2009-3662, 2009.
- [10] Cabrita P M, Saddington A J, Knowles K. Unsteady features of twin-jet STOVL ground effects [R]. AIAA-2002-6014, 2002.
- [11] Saddington A J, Knowles K, Cabrita P M. Flow visualization and measurements in a short take-off, vertical landing fountain flow [R]. AIAA-2007-1402, 2007.
- [12] Saddington A J, Knowles K, Cabrita P M. Flow measurements in a short takeoff, vertical landing fountain; parallel jets [J]. Journal of Aircraft, 2008, 45(5): 1736-1743.
- [13] Saddington A J, Knowles K, Cabrita P M. Flow measurements in a short takeoff, vertical landing fountain; splayed jets [J]. Journal of Aircraft, 2009, 46(3): 874-882.
- [14] Box G E P, Draper N R. A Basis for the selection of a response surface design [J]. Journal of American Statistical Association, 1959, 54(287): 622-654.
- [15] 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.

(编辑: 王碧璿)