

双喷管 STOVL 飞行器升力突降动态过程的三维数值模拟

洪 亮¹, 额日其太¹, 徐惊雷²

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;

2. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 针对双喷管短距/垂直起降(STOVL)飞行器升力突降问题,采用基于雷诺平均的 $k-\epsilon$ 湍流模型模拟 STOVL 飞行器气动流场,研究 STOVL 飞行器吸附力、附加升力对升力突降的影响. 获得了稳、动态过程吸附力曲线,研究表明:吸附力由喷管外侧卷吸夹带流动产生的低压区决定,附加升力对升力突降的影响较小. 在稳态过程无量纲高度小于 3.5,吸附力占飞行器升力 10%以上. 对比稳、动态过程,发现动态过程吸附力大于稳态过程,在无量纲高度为 2 时,两者相差最大,为 20.6%. 主涡的运动和发展迟滞是造成稳、动态过程吸附力差异的原因.

关 键 词: 短距/垂直起降; 双喷管; 冲击射流; 动态过程; 升力突降

中图分类号: V23

文献标志码: A

3-D numerical simulation of dynamic process of twin nozzle STOVL aircraft lift loss

HONG Liang¹, Eriqitai¹, XU Jing-lei²

(1. School of Energy and Power Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: For twin nozzle short take off and vertical landing (STOVL) aircraft lift loss, Reynolds-averaged turbulence $k-\epsilon$ model was employed to simulate the aerodynamic flow field of STOVL aircraft and its lift loss. The effects of suck down and additional lift of STOVL aircraft on lift loss were studied, and curves of suck down during steady and dynamic processes were acquired. Results showed that suck down mainly depended on low pressure area generated by entrained flow, and additional lift had little effects on lift loss. When dimensionless height was lower than 3.5, suck down was larger than 10% of the aircraft lift. Dynamic and steady processes were compared, and suck down in the dynamic process was greater than that in the steady status, especially at dimensionless height 2, nearly 20.6% difference. The movement and development delay of main vortex was the cause of this difference of suck down during steady and dynamic processes.

Key words: short take off and vertical landing (STOVL); twin nozzle; impinging jet; dynamic process; lift loss

短距/垂直起降(STOVL)技术是指飞行器不需要滑跑就可以起飞和着陆的技术^[1]. STOVL

飞行器设计时要考虑飞行器近地时,飞行器机身和地面存在的流动现象对推进系统的干扰^[2-3]. 配备升力系统的 STOVL 飞行器通过改变喷管出口气流方向来平衡飞行器的自重,保持悬停或垂直起降飞行状态. 当飞机近地时,地面改变了喷管气流方向,从而影响了飞机机身的气动流场,产生地面吸附效应(suck down)造成升力损失(lift loss),喷管超声速冲击射流在地面和飞行器之间的相互作用是造成升力损失的主要因素. 同时多喷管 STOVL 飞行器产生的多股喷流在地面汇聚,进而形成上洗气流,冲击飞行器机身,产生附加升力.

单喷管冲击射流的地面吸附效应对复杂问题的简化,可以分析影响升力损失的流场特性和流动机理. 但是这种模型忽略了上洗气流对升力损失的影响. Wyatt^[4]针对单喷管冲击射流静态升力损失问题进行了实验研究,获得了升力损失与冲击高度之间的经验公式,并且还阐释了不同几何模型和等效圆盘之间的换算关系. 双喷管冲击射流增加了上洗气流的影响. 上洗气流产生的喷泉流动冲击升力板,产生附加升力^[5],并且和尾喷流相互作用影响流场稳定性. Krothapalli 等针对稳态单喷管升力突降以及气动噪声方面进行了实验研究^[6]. Kuhn 等进行了双喷管冲击射流流场的实验研究^[7]. 何枫等在冲击射流流场机理方面进行了研究^[8],崔建伟等仿真了悬停控制问题^[9]. 刘帅等开展了 STOVL 飞行器三轴承旋转喷管型面设计方法以及运动规律的研究^[10]. 洪亮等针对单喷管 STOVL 飞行器动态升力突降进行了数值模拟研究^[11],但是针对双喷管 STOVL 飞行器垂直起降动态过程的研究工作极少,本文研究双喷管 STOVL 飞行器动态过程升力突降问题.

1 升力突降问题介绍

本文数值模拟了 STOVL 飞行器流场简化模型,附带升力板的双喷管超声速冲击射流流场. 喷管推力在 STOVL 飞行器进行垂直起降或保持悬停状态时,转化为飞行器升力. 喷管推力 F 计算公式为

$$F = \sum [\rho V V_n + (p_9 - p_b)] \Delta A \quad (1)$$

喷管推力 F 为出口截面压力和喷管出口气流动量的代数和. p_b , p_9 分别表示环境压力、喷管出口截面压力; A 为喷管出口截面面积; V 为喷管出口截面喷流速度,下标 n 定义为喷管轴线方向. 由于研究双喷管冲击射流流场,故推力为两个喷管推力之和. 吸附力^[7]采用 $\Delta L = L + L_\infty$ 定义, L , L_∞ 分别为地附效应阶段升力板 Y 向力的积分及自由

射流时升力板 Y 向力的积分,取竖直向上为正方向. 采用 $\Delta L/F$ 定义无量纲吸附力.

图 1 为计算模型,升力板、喷管、地面如图 1(a)所示,其中 d_l 为升力板直径, h 为冲击高度,喷管出口直径采用 d_s 表示,双喷管出口直径等效单喷管出口直径为 $d^{[12]}$,定义无量纲冲击高度为 h/d . $d_l/d=9.24$,为升力板、喷管出口直径比^[13]. 双喷管几何相对位置如图 1(b)所示.

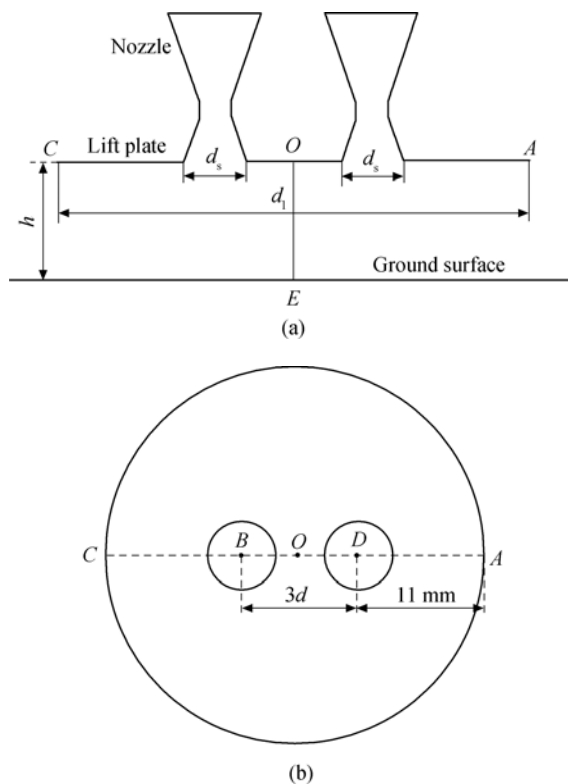


图 1 计算模型

Fig. 1 Calculation model

数值模拟基于 Fluent 软件^[14],采用密度基双时间隐式方法求解非稳态 Reynolds-averaged Navier-Stokes(RANS)方程组. 单元界面上对流通量离散是基于 Roe 格式的 2 阶迎风格式,黏性通量采用 2 阶中心差分格式,物理时间离散采用 1 阶隐式 Euler 后差分公式,内迭代采用隐式虚拟时间推进. 工质为热态气体,黏度采用 Sutherland 公式计算. 采用标准 $k-\epsilon$ 湍流模型,此方法已经在文献^[11]中被采用. 计算三维全流场,横向长度为 $25d$. 喷管入口给定压力入口边界条件,流场边界截面上给定背压. 喷管落压比为 $3.67^{[6]}$,总温为 $780\text{ K}^{[15]}$. 采用动网格模拟 STOVL 飞行器运动过程. 采用 ICEM 软件建立结构化网格,对喷管壁面、升力板以及冲击壁面等大压力、温度梯度区域局部网格加密.

2 升力突降稳、动态过程的数值模拟

2.1 算例介绍及流场结构

本文首先计算了无量纲冲击高度 $h/d=1, 1.5, 2, 2.5, 3, 3.5, 3.75, 4, 4.25, 4.5, 5$ 及自由射流(free jet)稳态过程的吸附力^[13]. 针对动态起飞过程, 首先完成稳态的流动计算, 在稳态收敛的基础上开始动态过程的计算. 非定常计算初始时刻冲击高度为 $h/d=1$, 计算截止时刻冲击高度为 $h/d=5$. 非定常时间步长为 0.001 s . 其中, 动网格模型中地面设置静止不动. 在 UDF(user define function)中实现 10 mm/s 的飞行器匀速起飞速率, 整个流场计算域为结构化网格, 网格单元数在 100 万到 375 万之间.

图 2 为沿 CA 截面 $h/d=2$ 的流场速度矢量图, 数值模拟为稳态过程. 流场结构可分为 7 个部分: ①喷管射流区、②射流滞止区、③壁面射流区、④上洗气流形成区、⑤上洗气流区、⑥喷泉流动区、⑦卷吸夹带流区. 喷管尾喷流接近地面时, 沿径向发展形成壁面射流流动, 两股壁面射流交汇, 形成上洗气流, 并冲击升力板下壁面. 在低冲击高度, 上洗气流冲击升力板, 为 STOVL 飞行器提供附加升力. 升力板下壁面的卷吸夹带流区存在径向速度, 产生低压, 存在吸附作用. 升力板受到的吸附力由这两部分组成.

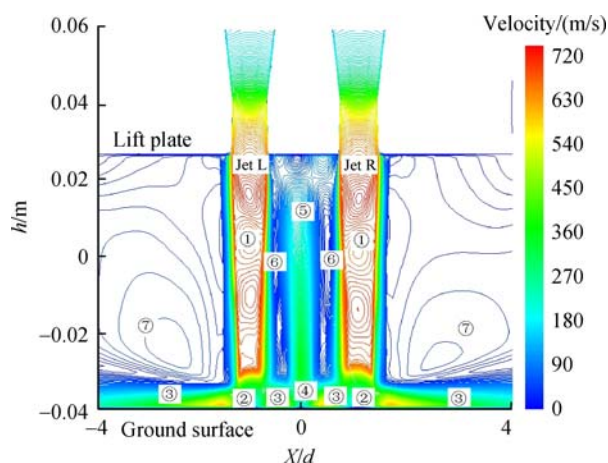


图 2 稳态过程流场径向速度 ($h/d=2$, CA 截面)
Fig. 2 Flow field radial velocity during steady process ($h/d=2$, CA section)

2.2 稳态过程数值模拟结果

图 3 为稳态过程 $h/d=2$, OA, OC 方向升力板下壁面方向压力沿程分布图, 图中 C_p 为压力系数. 由于喷管几何条件、工况相同, 故 OA, OC 方

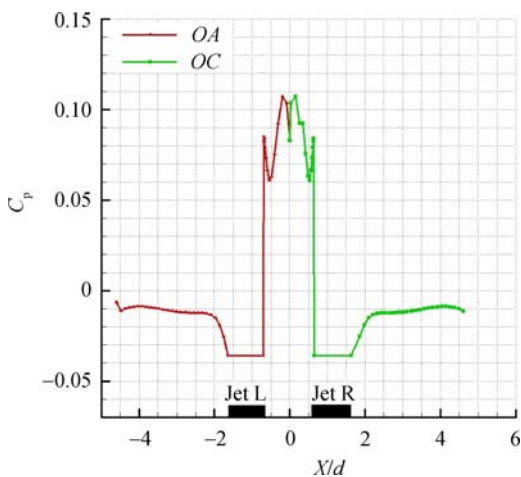


图 3 稳态过程升力板压力沿程分布 ($h/d=2$)
Fig. 3 Pressure distribution on lift plate during steady process ($h/d=2$)

向压力沿程分布基本相同, 仅在升力板边缘 ($X/d > 4.5$) 存在细微差别, 下文针对 OA 侧流场进行分析.

图 4 为稳态过程升力板下壁面 OA 方向压力沿程分布图. 在 $X/d < -1.5$, $h/d=1$, 升力板下壁面压力最低, 吸附作用最强烈, 随着冲击高度增加, 升力板下壁面压力系数趋于零, 但压力值小于环境压力, 始终存在下吸效果; 在 $X/d > -0.8$, 压力值基本大于环境压力, 产生附加升力, 其中 $h/d=1$, 压力曲线存在波峰、波谷, 压力峰值是由上洗气流冲击升力板造成的, 压力谷值说明此区域存在径向流动, 随着冲击高度增加, 此处压力峰值下降, 逐渐趋于环境压力, 上洗气流对升力板下壁面的冲击作用逐渐减弱, 附加升力减小.

图 5 为稳态过程 $h/d=1$, OA 截面流场径向

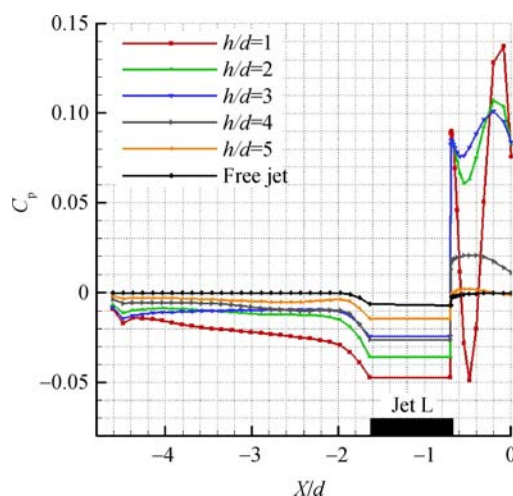


图 4 稳态过程升力板压力沿程分布 (OA 方向)
Fig. 4 Pressure distribution on lift plate during steady process (OA direction)

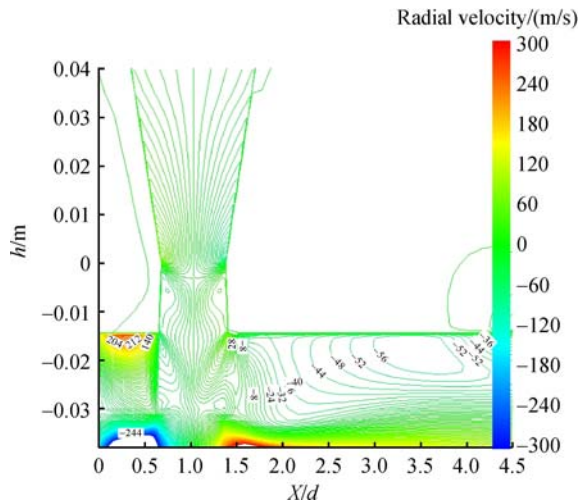


图 5 稳态过程流场径向速度 ($h/d=1$, OA 截面)
Fig. 5 Flow field radial velocity during steady process
($h/d=1$, OA section)

速度分布图,主涡结构位于 $X/d=3.5$ 位置处,对应升力板下壁面压力较低;在 $X/d<0.8$,近升力板下壁面径向速度较高,升力板下壁面受到 DA 截面下吸和 OD 截面冲击产生附加升力双重作用,但升力板 DA 截面面积较 OD 截面面积大,对吸附力起决定作用,最终表现下吸效果。

图 6 为稳态过程,不同冲击高度下流场几何中心线速度图,在 $h/d=3$,峰值速度接近 330 m/s,随着冲击高度增加,近地面区域速度下降,但存在 $h/d=4,5$ 这样的突变点,说明上洗气流形成区流动非定常性明显,而近升力板下壁面区域,流动相对稳定,随着冲击高度增加,速度呈下降趋势。

图 7 为稳态过程 OA 方向距升力板下壁面 1

mm 位置处速度图,在 $X/d<-1.5$ (DA 截面),速度小于 80 m/s,为喷管射流卷吸夹带环境气体流动;在 $X/d>-0.8$ (OD 截面),流速较高,为喷泉流动区域,峰值速度接近 120 m/s;随着冲击高度增加, $X/d<-1.5$,升力板下壁面夹带流速度减小,吸附作用下降,但在 $h/d=4,5$,夹带流速度略微增加,吸附力稍稍增大;在 $X/d>-0.8$,随着冲击高度增加,峰值速度减小,喷泉流区域速度减小,附加升力减弱。

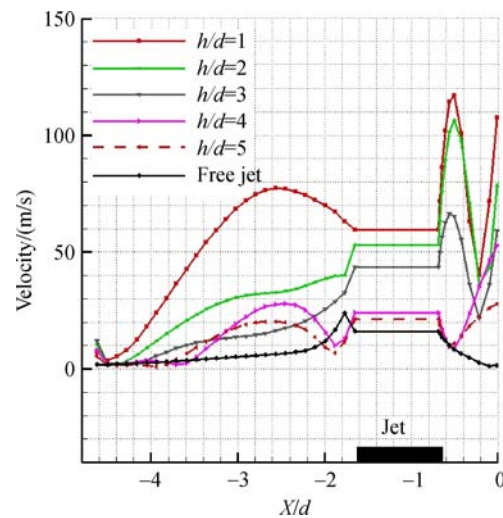


图 7 稳态过程升力板下壁面 1 mm 位置处速度分布
(OA 方向)

Fig. 7 Velocity distribution of 1 mm from downwall of lift plate during steady process (OA direction)

2.3 稳、动态过程数值模拟结果对比

图 8 为稳态、动态过程升力板下壁面压力沿

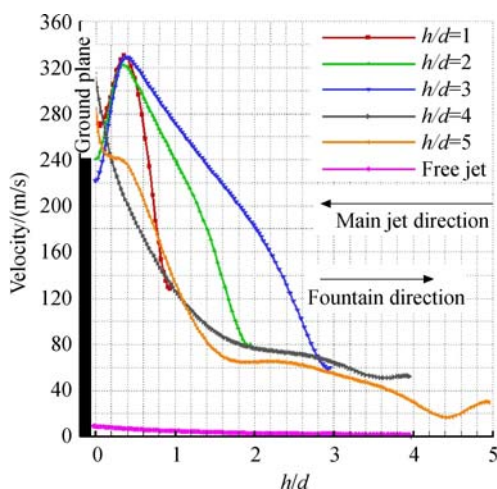


图 6 稳态过程喷泉流中心线速度分布
Fig. 6 Centerline velocity of the fountain flow
during steady process

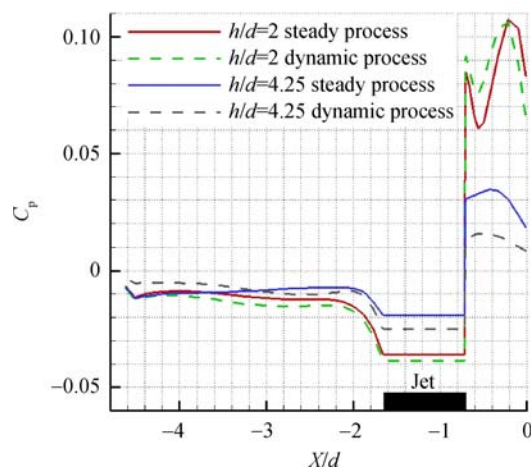


图 8 稳态、动态过程升力板下壁面压力沿程分布
Fig. 8 Pressure distribution on downwall of life plate during steady and dynamic processes

程分布图. 在 $h/d=2$, $X/d < -1.5$, 动态过程压力低于稳态过程. 图 9 为稳态、动态过程流场径向速度. 对比图 9 发现动态过程 $X/d=3.5$ 位置处主涡结构径向速度为 34m/s , 稳态过程为 31m/s , 对应升力板下壁面径向流速更高, 压力更低, 下吸作用更强烈, 而 $X/d > -0.8$, 压力高于稳态结果, 即附加升力动态过程稍稍大于稳态过程, 但吸附力主要由 $X/d < -3.5$ 区域压力决定, 故动态过程吸附力要大于稳态过程.

图 8 中当 $h/d=4.25$, $X/d > -0.8$, 稳态过程压力大于动态过程, 附加升力略大, 稳态过程压力在 $X/d < -3$ 处低于动态过程. 图 10 显示升力板下壁面主涡结构较弱, 而喷管之间流场仍存在喷泉流动现象, 冲击升力板, 产生附加升力, 但此时升力板下壁面流速较低, 附加升力较小. 图 11

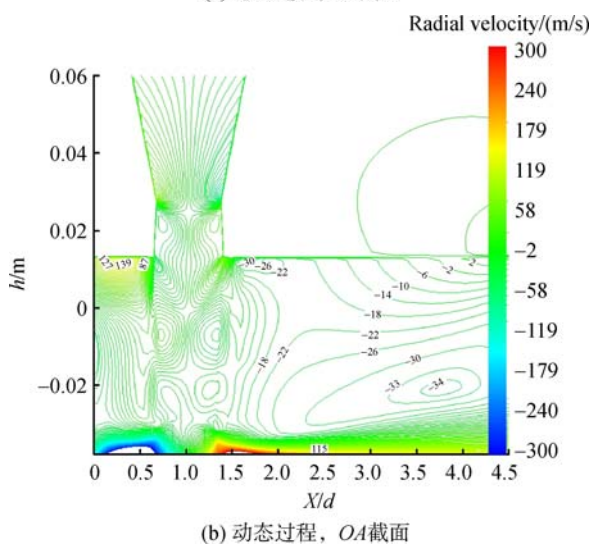
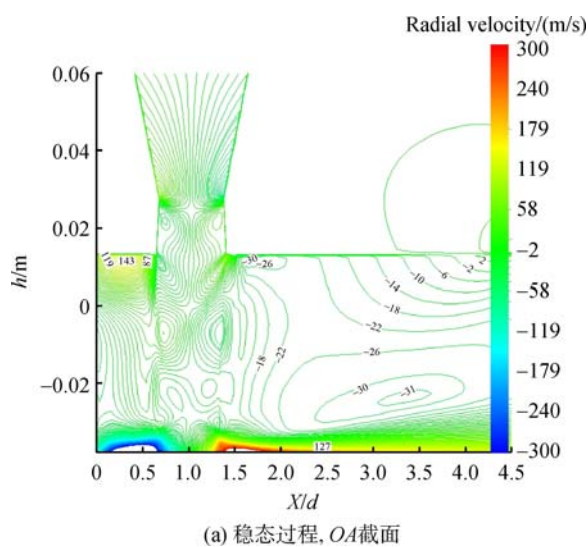


图 9 稳态、动态过程流场径向速度 ($h/d=2$)
Fig. 9 Flow field radial velocity during steady and dynamic processes ($h/d=2$)

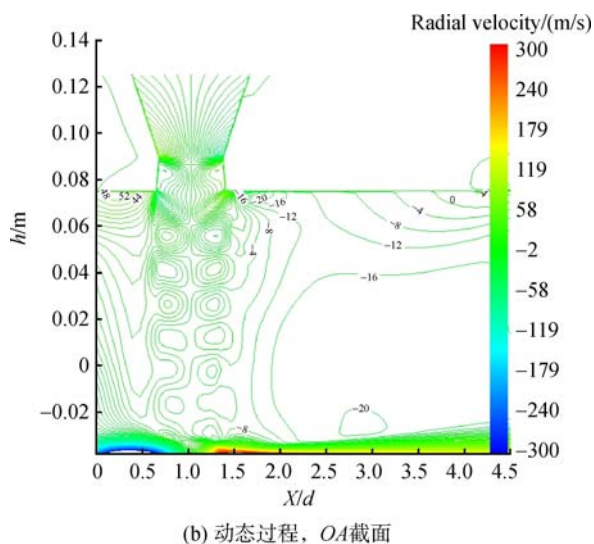
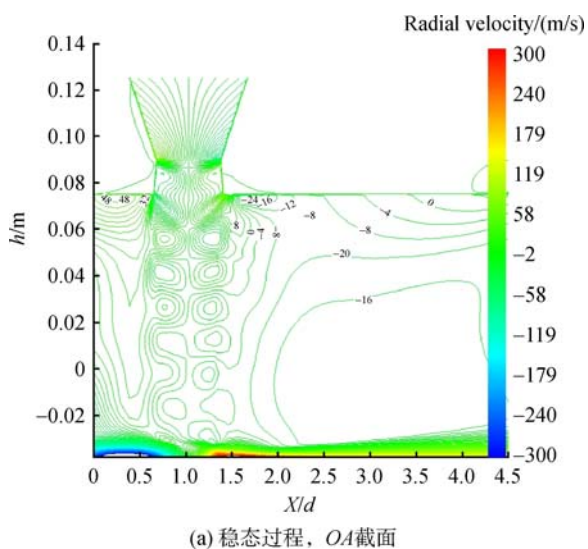


图 10 稳态、动态过程流场径向速度 ($h/d=4.25$)
Fig. 10 Flow field radial velocity of steady and dynamic processes ($h/d=4.25$)

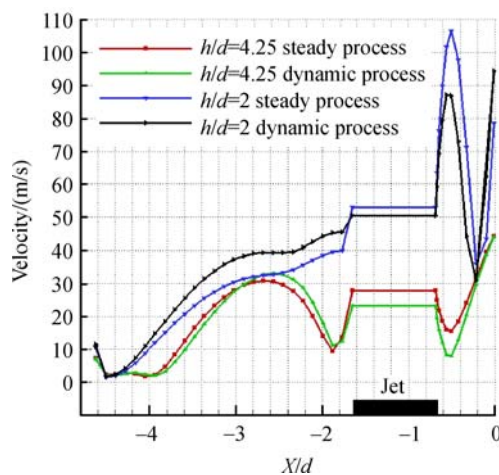


图 11 稳态、动态过程升力板下壁面 1 mm 位置处速度分布
Fig. 11 Velocity distribution of 1 mm from downwall of lift plate during steady and dynamic process

为 $h/d=2, 4, 25$, 稳态、动态过程距升力板下壁面 1 mm 位置处速度图, 在 $h/d=2, X/d < -1.5$, 动态过程升力板下壁面速度高于稳态过程, 即动态过程吸附力稍大。

图 12 为无量纲吸附力随着冲击高度变化曲线。稳态过程中, 在 $h/d=1$ 时, 吸附力为 -0.72 , 下吸作用明显。当 $h/d > 3.5$ 时, 吸附力小于 -0.1 。随着冲击高度增大, 吸附力曲线斜率减小, 下吸作用明显减弱, 说明吸附作用在近地时效果明显。

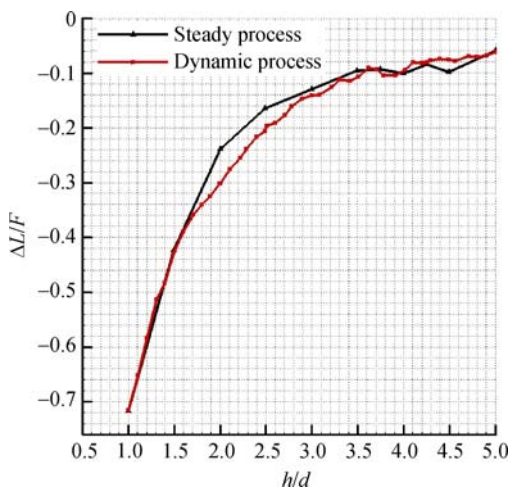


图 12 稳态、动态过程吸附力随冲击高度变化曲线
Fig. 12 Change curve of suck down with impinging height during steady and dynamic processes

对比稳态和动态过程的吸附力曲线, 当 $1.5 < h/d < 3.75$, 动态过程吸附力大于稳态过程, 在 $h/d=2$ 时, 动态过程无量纲吸附力为 -0.301 , 稳态过程为 -0.238 , 相差 20.6%, 动态过程下吸作用要大于稳态结果。对比图 9 中 $h/d=2$, OA 截面的径向速度分布可以看到, 动态过程流场主涡径向速度为 34 m/s, 稳态过程为 30 m/s, 动态过程主涡强度大于稳态结果, 图 8 对应的升力板下壁面压力低于稳态过程, 图 11 对应的动态过程升力板下壁面流速高于稳态过程, 而附加升力动态过程略大于稳态结果, 但吸附力主要取决于卷吸夹带流区域, 故动态下吸效果强烈, 吸附力大于稳态结果。流场响应迟滞是造成上述差异的原因, 主涡的形成和发展滞后于飞行器起飞速率, 当 STOVL 飞行器动态运动到静态过程相应位置处 ($h/d=2$), 主涡还处于之前低冲击高度位置, 故动态过程吸附力大于静态过程。主涡结构随着冲击高度增加而变得不明显, 对升力板壁面压力分布影响减弱, 进而动态、静态过程吸附力趋于一致。

在 $h/d > 3.75$ 时, 垂直起降动态过程吸附力曲线存在较明显的波动, 但稳态、动态过程吸附力基本一致。图 10 为稳态、动态过程 $h/d=4.25$, OA 截面流场径向速度图, 此时升力板下壁面的主涡结构较弱, 但升力板下壁面依然存在喷泉流动现象, 上洗气流冲击升力板下壁面, 产生附加升力。图 11 表明稳态、动态过程, 升力板下壁面速度基本相同, 故稳态、动态过程吸附力基本相同。

3 结 论

本文采用动网格模拟双喷管 STOVL 飞行器起飞过程, 研究 STOVL 飞行器升力突降问题, 并对比稳态、动态过程, 给出如下结论:

1) 双喷管 STOVL 飞行器吸附力由喷管外侧卷吸夹带流动产生的低压区吸附力和喷管内侧喷泉流动产生的附加升力两部分组成, 低压区吸附力起主导作用。

2) 上洗气流形成区流动非定常性明显, 近升力板下壁面区域流动相对稳定。

3) 稳态过程中, 在 $h/d < 3.5$ 时, 随着冲击高度降低, 吸附力曲线斜率增大, 吸附力占飞行器升力 10% 以上。

4) 在 $1.5 < h/d < 3.75$ 时, 动态过程吸附力要大于稳态过程, 在 $h/d=2$ 时, 两者相差最大, 为 20.6%。

5) 主涡的运动和发展迟滞是造成稳态、动态过程结果差异的原因。

参考文献:

- [1] Paul M B. Inventing the F-35 joint strike fighter[R]. AIAA-2009-1650, 2009.
- [2] 田宝林. 世界垂直起降动力装置的演进和展望[J]. 航空发动机, 2009, 23(1): 50-56.
TIAN Baolin. Evolution and development of world VTOL power plant[J]. Aeroengine, 2009, 23(1): 50-56. (in Chinese)
- [3] 杨国才, 伍玥. JSF 战机动力装置研制新特点浅析[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2003, 16(4): 57-60.
YANG Guocai, WU Yue. Analysis on the new features in JSF power plant development[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2003, 16(4): 57-60. (in Chinese)
- [4] Wyatt L A. Static tests of ground effects on planforms fitted with a centrally-located round lifting jet[R]. RAE Technical Note No. Aero 2826, 1962.
- [5] Chuang S H, Nieh T J. Numerical simulation and analysis of three-dimensional turbulent impinging square twin-jet flow field with no cross flow[J]. International Journal for Numerical Methods in Fluids, 2000, 33(1): 475-498.

- [6] Krothapalli A, Rajkuperan E. Flow field and noise characteristics of a supersonic impinging jet[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 1999, 392: 155-181.
- [7] Kuhn R E, Eshleman J. Ground effects on V-STOL and STOL aircraft[R]. AIAA 85-4033, 1985.
- [8] 何枫, 谢峻石, 郝鹏飞, 等. 应用 S-A 模型的自由射流和冲击射流数值模拟[J]. *推进技术*, 2001, 22(1): 43-47.
HE Feng, XIE Junshi, HAO Pengfei. Computation of axisymmetric jet flow with Spalart-Allmaras turbulence model[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2001, 22(1): 43-47. (in Chinese)
- [9] 崔建伟, 李海东, 老大中. 垂直起降飞行器悬停状态的自抗扰控制[R]. 西安: 第三十二届中国控制会议, 2013.
- [10] 刘帅, 王占学, 周莉, 等. 三轴承旋转喷管矢量偏转规律及流场特性研究[J]. *推进技术*, 2015, 36(5): 656-663.
LIU Shuai, WANG Zhanxue, ZHOU Li, et al. Three bearing swivel nozzle vector deflection law study and fluid field calculation[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2015, 36(5): 656-663. (in Chinese)
- [11] 洪亮, 额日其太, 徐惊雷. 垂直起降飞行器升力突降动态过程的数值模拟研究[J]. *推进技术*, 2015, 36(4): 527-531.
HONG Liang, Eriqitai, XU Jinglei. Numerical simulation of STOVL aircraft dynamic process with lift loss[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2015, 36(4): 527-531. (in Chinese)
- [12] Hoong T, Ragab S A. Numerical simulation of supersonic twin impinging jets[R]. AIAA-2003-633, 2003.
- [13] Lu F K, Terrier D A. Performance analysis of STOVL aircraft nozzle in hover[R]. AIAA-2003-184, 2003.
- [14] Patankar S V. Numerical heat transfer and fluid flowp [M]. New York: McGraw Hill, 1980.
- [15] Foley W H. Methodology for production of V/STOL propulsion induced forces in ground effect[R]. AIAA 79-1281, 1979.

(编辑: 陈 越)