

文章编号:1674-8190(2014)02-193-08

带升力风扇飞翼布局无人机过渡飞行气动特性研究

张炜¹, 张引妮¹, 蒋汉杰², 李慧³

(1. 西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

(2. 中国航空工业集团公司 第一飞机设计研究院, 西安 710089)

(3. 中航飞机股份有限公司 研发中心, 汉中 723000)

摘要: 带升力风扇飞翼布局无人机除了具备飞翼机的优点外, 还兼具短距/垂直起降功能, 研究其过渡飞行阶段的气动特性是建立其飞行动力学模型的基础。对带升力风扇飞翼布局无人机的过渡飞行阶段进行气动仿真, 分析升力、阻力和力矩随速度和迎角变化的特性, 并在某定常流下对该布局飞机的流动机理进行研究, 针对气流分离提出控制方法。结果表明: 来流速度增大时, 升力值持续增大, 阻力增加, 低头力矩增大; 在相同来流速度下, 迎角增大, 升力随之增加且外段翼是其升力的主要来源, 阻力先减小后增大, 较常规平飞状态下有较大的抬头力矩; 控制气流分离的两种改进方法是有效可行的。

关键词: 升力风扇; 飞翼布局; 无人机; 气动特性; 流场; 分离控制

中图分类号: V221+.3

文献标识码: A

Study on Aerodynamics Performance of Lift-fan UAV in Flying Wing Configuration in Transition Flight

Zhang Wei¹, Zhang Yinni¹, Jiang Hanjie², Li Hui³

(1. School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710089, China)

(2. The First Aircraft Institute, Aviation Industry Corporation of China, Xi'an 710089, China)

(3. Research and Design Development Center, AVIC Aircraft Corporation, Ltd., Hanzhong 723000, China)

Abstract: The lift-fan UAV in flying wing configuration not only has the advantages of the flying wing, but also can be capable of short distance/vertical takeoff and landing(S/VTOL). Study on its aerodynamic performance is the foundation for building the dynamic model of flight. The lift-fan UAV performance in transition stage is studied by aerodynamic simulation, and the characteristics of lift, drag and moment with the changes of the velocity and angle of attack are analyzed. Aiming at the airflow separation, some control methods are presented. Study shows that the lift, drag, and nose-down moment increase with the increasing of velocity. In the same velocity, with the angle of attack increased, the lift is increasing and the outer wing is the main source to get the lift. The drag is decreasing first and then increasing. In comparison with the normal steady flight, the nose-up moment is much higher. Besides, the two control methods to improve the fluid separation are simple and effective.

Key words: lift-fan; flying wing; UAV; aerodynamic performance; streamline; control of fluid separation

0 引言

飞翼布局的飞机具有高效的空气动力、最佳的

气动载荷分布、大而有效的装载空间以及先天的低雷达反射面特性, 在军事上飞翼布局的飞机是翼身融合体一体化设计的最佳应用对象^[1-2]。随着美国B-2掀起飞翼布局飞机的热潮, 20世纪末各主要航空大国都相继开展了飞翼布局的研究^[3-4]。目前飞翼布局的无人机已经是无人机研究的主要应用方面之一, 而对带升力风扇的飞翼布局无人机则是飞

翼布局无人机在垂直起降方向的另一个出发点,并在垂直起降飞机研究的领域中占有较大优势。除了具备飞翼机的特性外,升力风扇无人机还兼具垂直起降、多任务的灵活性等优点^[5],已成为研究垂直起降无人机的重要内容之一。

目前,国内外对于升力风扇无人机的研究主要集中在升力风扇系统技术^[6-7]、升力风扇无人机操纵及飞行控制^[8-10],气动研究主要集中在微小涵道风扇无人机^[11-14]。

现阶段带升力风扇飞翼式布局的无人机的研究中,包括了该布局的推力系统研究^[5]、过渡飞行中纵向稳定性研究^[15],但是缺少对过渡飞行中飞机气动特性的规律性分析以及表面气流的研究。

本文采用两个主升力风扇和一个前端升力风扇形成的三涵道风扇的飞翼式布局无人机,该升力风扇无人机的基本飞行阶段分为垂直起降阶段、过渡飞行阶段和常规平飞阶段。基于 CFD 分析该升力风扇无人机在过渡状态下的气动特性,研究机翼表面的流动机理,为建立带升力风扇飞翼布局无人机的动力学模型提供理论依据;此外,对于气流分离的控制,提出可行有效的方法,为后续的研究提供参考。

1 CFD 气动计算

1.1 升力风扇无人机方案介绍

带升力风扇飞翼布局无人机如图 1 所示。

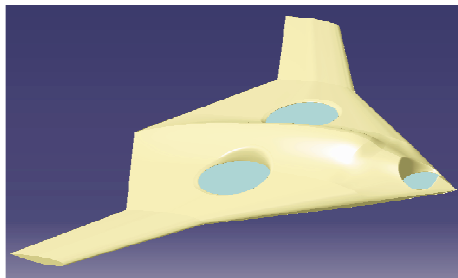


图 1 升力风扇无人机方案

Fig. 1 Scheme of a lift-fan UAV

该模型采用无尾布局,无人机的机翼分为内段翼和外段翼两部分,提供垂直起降的两台主升力风扇分别位于内段翼两侧,机头的位置安装一台前端风扇,其中主涵道直径为 440 mm,前端涵道直径为 240 mm。升力风扇无人机的巡航推力和翼扇均由同一发动机驱动,前端风扇单独由一台发动机驱

动,因此翼扇油门操纵与巡航推力油门操纵耦合。该升力风扇无人机布局使得该机具有较大的机身装载空间,安装于一对机翼上的升力风扇能够满足在较小的风扇桨盘载荷下提供足够的垂直起降的升力,此外,在巡航阶段能够实现常规无涵道布局无人机的平稳飞行。

1.2 升力风扇涵道模型简化

对于升力风扇无人机,涵道与风扇之间复杂的吸流作用是进行气动力计算时遇到的主要问题,但是在过渡飞行中,升力风扇在工作时对无人机的气动特性的分析计算比较复杂,并且当升力风扇相对来流有迎角时,还没有成熟的气动计算理论方法,因此需要对升力风扇进行简化。

本文将升力风扇简化为一个无限薄的作用盘^[16],忽略其几何特性(包括厚度、桨毂大小等),同时也忽略风扇诱导的周向和径向速度,参考真实升力风扇无人机的风扇推力设置桨盘上下表面的压力差。涵道风扇实验和简化模型的升力系数对比^[17],如图 2 所示。

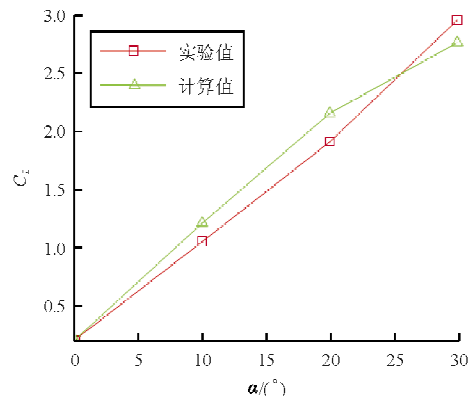


图 2 涵道风扇实验和简化模型升力系数对比

Fig. 2 Lift comparison between the experiment and the simplified model analysis of ducted fan

从图 2 可以看出,将升力风扇设置为桨盘压差面进行的气动模拟是计算升力风扇简单有效的方法。

1.3 升力风扇无人机气动计算

升力风扇无人机的半模结构体网格如图 3 所示,网格数量约为 780 万。设置流场域为长方体流场域,涵道压差面选取参考实际风扇在涵道的中间偏上位置,涵道唇口网格如图 4 所示。

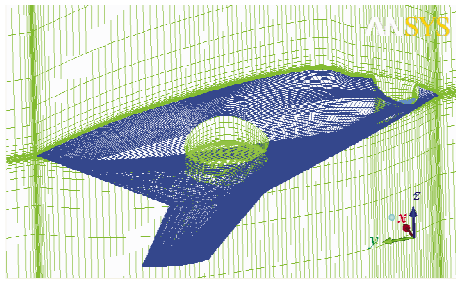


图 3 升力风扇无人机的半模网格

Fig. 3 Mesh of half model of the lift-fan UAV

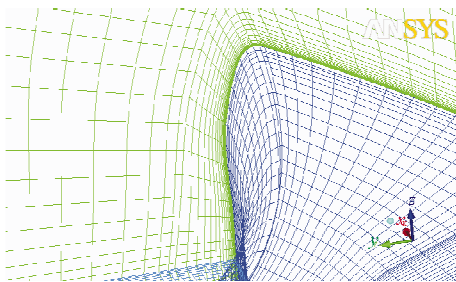


图 4 升力风扇无人机涵道唇口网格

Fig. 4 Ducted lip mesh on the lift-fan UAV

将模型网格导入 CFX 中进行前期处理、中期求解以及后期数据处理。计算雷诺数为 1.36×10^6 , 流体设置为理想气体, 其中动力粘性系数 $\mu = 1.789 \times 10^{-5} \text{ N}/(\text{m} \cdot \text{s})$ 。湍流模型为 N-S 方程的 $k-\omega$ SST 模型, 采用密度基求解方法, 压力和速度的耦合采用 SIMPLE 算法, 空间和时间均采用二阶精度。远场压力设置为来流速度为进出口边界条件, 升力风扇吸气作用通过桨盘压差面实现, 根据升力风扇所提供的推力确定主涵道处的压差为 281 Pa、前端风扇的桨盘压差为 257.5 Pa。考虑到实际飞行中在机翼涵道中嵌入的风扇不宜进行大迎角飞行, 因此本文选取了 $-2^\circ \sim 15^\circ$ 之间的迎角飞行状态。

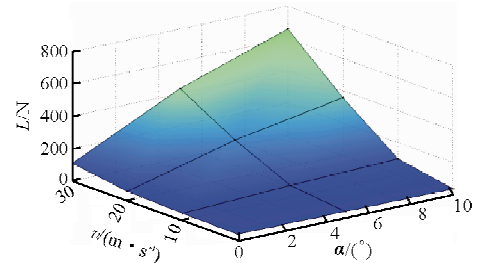
模拟计算分为两组: 第一组是在迎角为 0° 、 5° 和 10° 时升力风扇无人机在来流速度是 0、10、20 和 30 m/s 下的升力、阻力和俯仰力矩特性; 第二组是在 6 个代表迎角下升力风扇无人机的来流速度是 20 m/s 下的气动特性, 并对比了常规飞行时涵道盖完全闭合下的常规飞机布局的无人机的气动性能。

2 计算结果

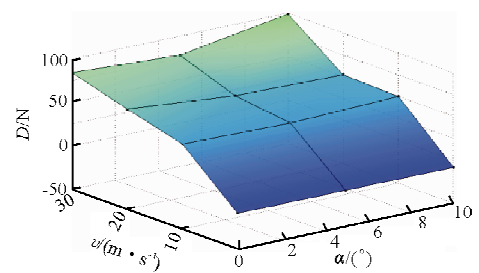
2.1 不同速度和迎角下的飞行特性

带升力风扇飞翼布局无人机在三个迎角状态

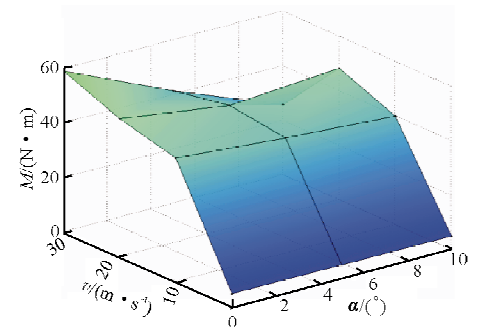
和四个来流速度下的升力、阻力、俯仰力矩特性曲线如图 5 所示。



(a) 升力特性



(b) 阻力特性



(c) 力矩特性

图 5 升力风扇无人机过渡飞行气动特性

Fig. 5 Aerodynamics of lift-fan UAV in transition flight

从图 5 可以看出: 带升力风扇飞翼布局无人机的升力值满足随着来流速度的增大而增大, 且随着迎角的增大, 速度增量越明显, 符合常规的飞翼布局无人机升力特性趋势; 阻力特性并非遵循常规固定翼飞翼布局持续增大的特性; 在同一个飞行迎角下, 随着速度的增加, 阻力值也随之增大, 但是增大的幅度较为平缓; 迎角增大的同时增加来流速度, 5° 迎角内阻力值均有减小趋势, 但 $5^\circ \sim 10^\circ$ 变化时, 阻力又开始增大; 对于带升力风扇飞翼布局的无人机, 俯仰力矩值为明显的非线性分布, 速度越大, 低头力矩越大, 与升力的增值成正比。

同时从图 5 可以看出: 升力风扇无人机满足过渡飞行结束时升力、阻力所要求的攻角—飞行速度

范围,即升力至少满足飞机重力,推力至少与飞行阻力相持平。对于一个起飞质量为 20 kg 的无人机,当涵道风扇停止工作,水平推力达到 90 N 时可结束飞行过渡的飞行区域为图 5(a)和图 5(b)的交集,阴影区域如图 6 所示。

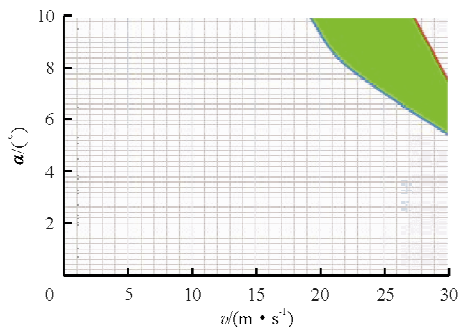


图 6 升力风扇无人机过渡飞行结束可行区域
Fig. 6 District of ending the transition flight about lift-fan UAV

2.2 相同来流速度下的飞行特性

为了更直观地分析升力风扇无人机过渡飞行的气动特性,且考虑到固定翼飞机升力系数的数学定义在升力风扇无人机悬停状态(悬停时平飞速度为 0,但全机气动升力不为 0)下不适用,将选取过渡飞行中来流速度为 20 m/s 的典型状态点进行进一步研究,模拟计算的飞行迎角为 -2° 、 0° 、 5° 、 8° 、 10° 和 15° 。

2.2.1 升力特性

带升力风扇无人机过渡及常规平飞升力曲线如图 7 所示。

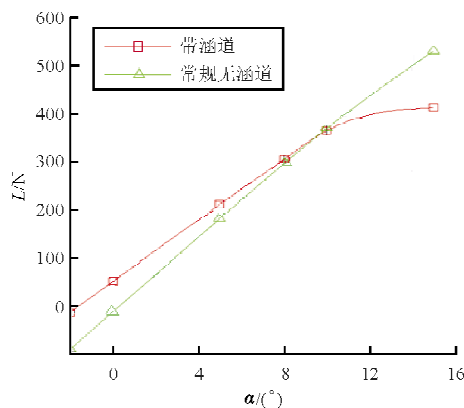


图 7 升力风扇无人机过渡及常规平飞升力曲线
Fig. 7 Lift of lift-fan UAV during transition and normal flight

从图 7 可以看出:过渡飞行中带升力风扇无人

机的升力较常规布局平飞状态下有较大的增加,尤其是 5° 迎角内;在迎角小于 10° 时,升力曲线有明显的“线性段”; 10° 迎角之后,升力增加减缓,出现了分离点,因此过渡飞行中的升力风扇无人机上表面分离较常规构型提前出现。

2.2.2 阻力特性

带升力风扇无人机过渡及常规平飞阻力曲线如图 8 所示。

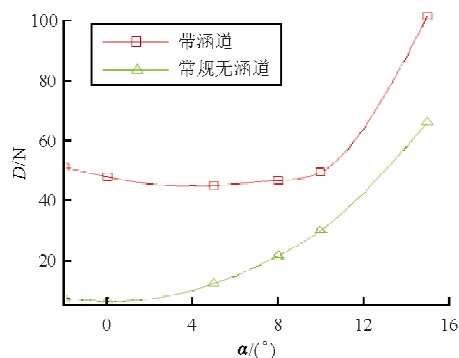


图 8 升力风扇无人机过渡及常规平飞阻力曲线
Fig. 8 Drag of lift-fan UAV during transition and normal flight

从图 8 可以看出:升力风扇无人机过渡阶段阻力特性与常规平飞阻力特性存在较大差异,其阻力值远大于常规无涵道飞翼布局的平飞阻力值;在 $-2^\circ \sim 5^\circ$ 攻角范围内,阻力随着攻角的增加而减小,一直到 10° 攻角之前阻力变化很小,之后阻力随着攻角大幅度增加;而常规平飞时的最小阻力点出现在 0° 攻角附近,之后阻力随着攻角平缓增加。

2.2.3 俯仰力矩特性

带升力风扇无人机过渡及常规平飞俯仰力矩曲线如图 9 所示。

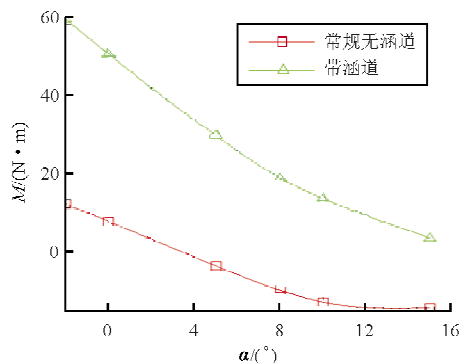


图 9 升力风扇无人机过渡及常规平飞俯仰力矩曲线
Fig. 9 Moment of lift-fan UAV during transition and normal flight

从图 9 中可以看出:升力风扇无人机在过渡飞行与常规平飞阶段都具有纵向静稳定性, 相比而言, 过渡飞行俯仰力矩曲线斜率的绝对值较大。因此, 升力风扇无人机在过渡飞行中具有相对较大的抬头力矩。

3 流场分析

升力风扇无人机在过渡和常规平飞阶段的内、外段压力分布曲线如图 10~图 11 所示。

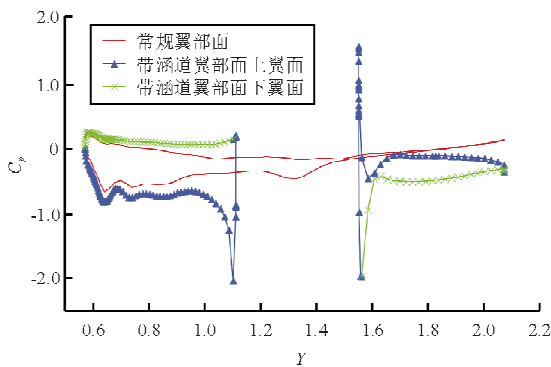


图 10 内段翼剖面压力分布($\alpha=5^\circ$)

Fig. 10 Pressure distribution at inner wing($\alpha=5^\circ$)

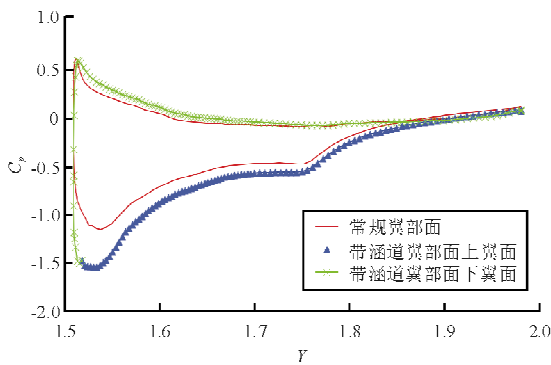


图 11 外段翼剖面压力分布($\alpha=5^\circ$)

Fig. 11 Pressure distribution at outer wing($\alpha=5^\circ$)

从图 10~图 11 可以看出:升力风扇无人机在过渡飞行时,除了由于采用的反弯翼型会在后缘处提供一小部分负升力外,外段翼整体上提供的是正升力;内段翼中,在前缘与升力风扇之前的升力为正且有明显的升力增量,但是涵道与后缘之间产生了较大的负压差,继而产生了较多的负升力,如果对该部分的压力值进行整体积分则内段的升力贡献值很小。此外,通过分析也可以得出,升力风扇无人机在过渡飞行时较常规平飞有较大的抬头力矩也是由于内段机翼位置处的负升力增量引起的。

因此,对于过渡阶段飞行的升力风扇无人机,无升力风扇的外段翼是其升力增量的主要来源。

升力风扇无人机上下翼面在迎角分别为 0° 、 10° 和 10° 的压力云图及其表面流线图如图 12 所示。

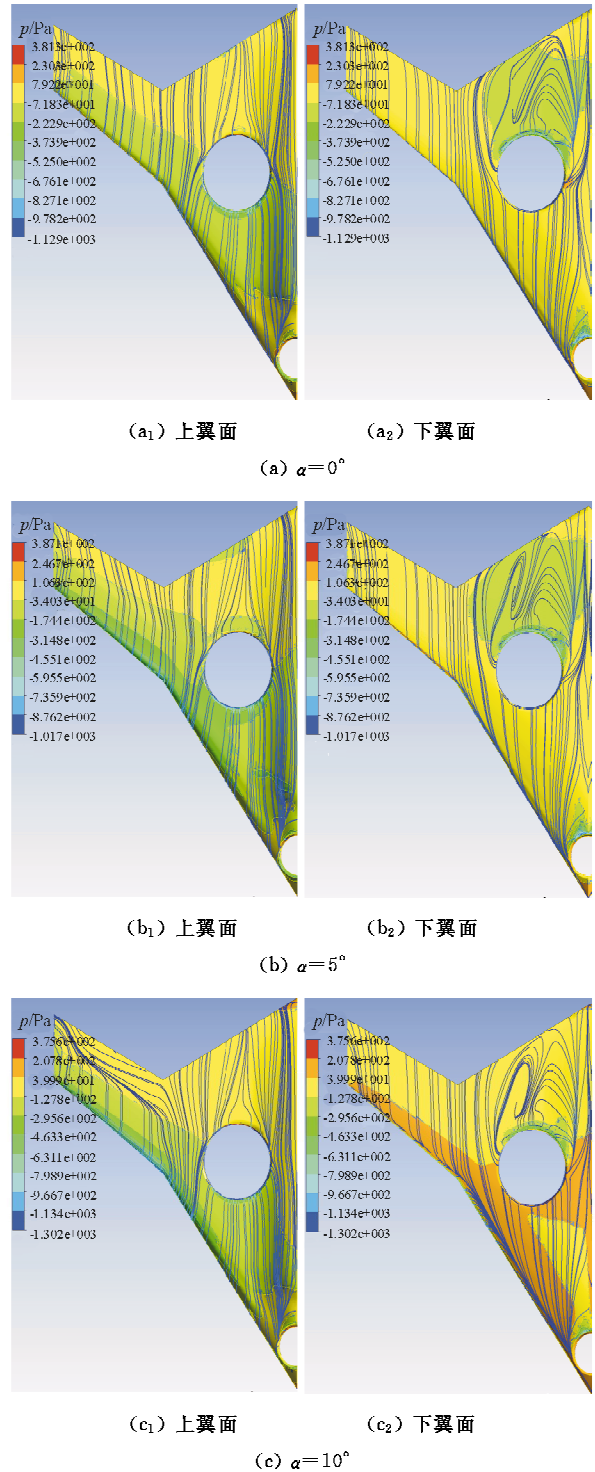


图 12 升力风扇无人机上下翼面压力分布云图及流线图
Fig. 12 Pressure contours and surface streamlines about upper and lower wing

从图 12 可以看出:在内段翼的下翼面涵道与后缘之间有较大气流分离,但是该部分的气流分离随着迎角的增大反而减弱;上翼面的气流变化体现在外段翼,在 10° 迎角时,上翼面的气流沿展向扩散明显。

升力风扇无人机的近翼面空间流线图如图 13 所示。

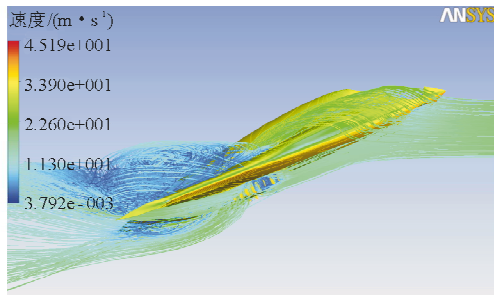


图 13 升力风扇无人机近翼面空间流线图($\alpha=15^\circ$)

Fig. 13 Streamline of lift fan UAV($\alpha=15^\circ$)

从图 13 可看出,升力风扇无人机的近翼面在迎角为 15° 时有较大的气流分离。

综上所述,过渡飞行阶段中,当迎角大于 10° 之后,升力风扇无人机机翼上表面开始出现分离,即形成了升力曲线中的“分离点”。由于内段机翼的下表面涵道出口后部一直存在较大的分离区域,其阻力值远远大于常规平飞。但是随着迎角的增大,涵道出口的下翼面分离情况逐渐减弱,因此在 10° 迎角内是呈阻力减小趋势。迎角继续增大,外段翼后缘的上表面气流会逐步增大,导致飞机压差阻力迅速增大,从而使得全机阻力大幅度增加。

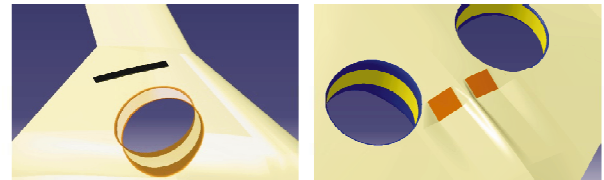
4 下翼面分离研究

4.1 方法介绍

升力风扇飞机在过渡飞行中,由于升力风扇的作用,下翼面后部一直存在较大面积的分离。下翼面的分离增大了飞机的压差阻力,同时增加了过渡飞行中的非定常扰动,对于飞机的过渡飞行性能存在不利影响,甚至可能影响过渡飞行安全。

为了增强下翼面分离控制的可行性,分别研究和分析容易实现的安装导流片和采用喷流两种方案,如图 14 所示。方案一,导流片安装于下翼面分离区外廓区,将来流导向翼面分离区位置,利用导向气流的能量改善下翼面分离,同时也可以作为飞

机的安定面,改善飞机的航向安定性。方案二,向下翼面分离区喷气,将巡航发动机尾喷口设计在飞机腹部靠后位置,利用喷气气流的能量来改善下翼面分离。



(a) 下翼面导流片示意图

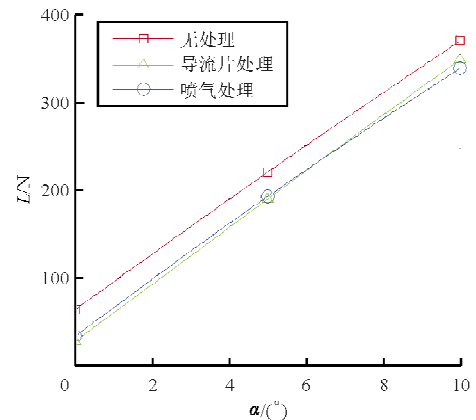
(b) 下翼面喷口示意图

图 14 下翼面分离控制方案

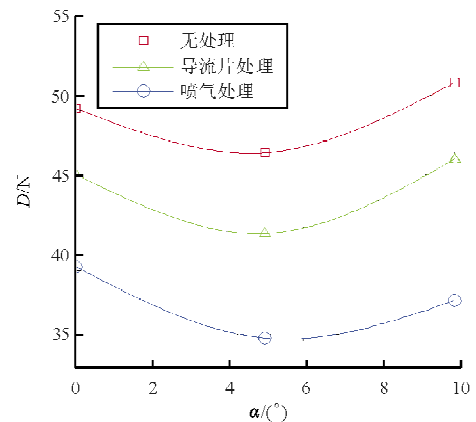
Fig. 14 Different methods for separated control on the lower wing

4.2 方案气动特性分析

通过 CFD 计算,得出 $v=20$ m/s 时下翼面分离控制的气动力,如图 15 所示。



(a) 升力曲线



(b) 阻力曲线

图 15 下翼面分离控制升阻力曲线

Fig. 15 Values of lift and drag by separated control on the lower wing

从图 15 可以看出:添加下翼面导流片和下腹部喷气会产生一定的升力损失,而两种改善方式的升力相差不大,且在 10° 迎角范围内几乎为线性,升力线斜率与初始未控制状态几乎相同;添加下翼面导流片和下腹部喷气都能有效地减小阻力;下翼

面导流片使得飞机的阻力下降 10% 左右,下腹部喷气使得阻力下降约 24%。

无人机下翼面在三种不同形式下的气流扰动情况如图 16 所示。

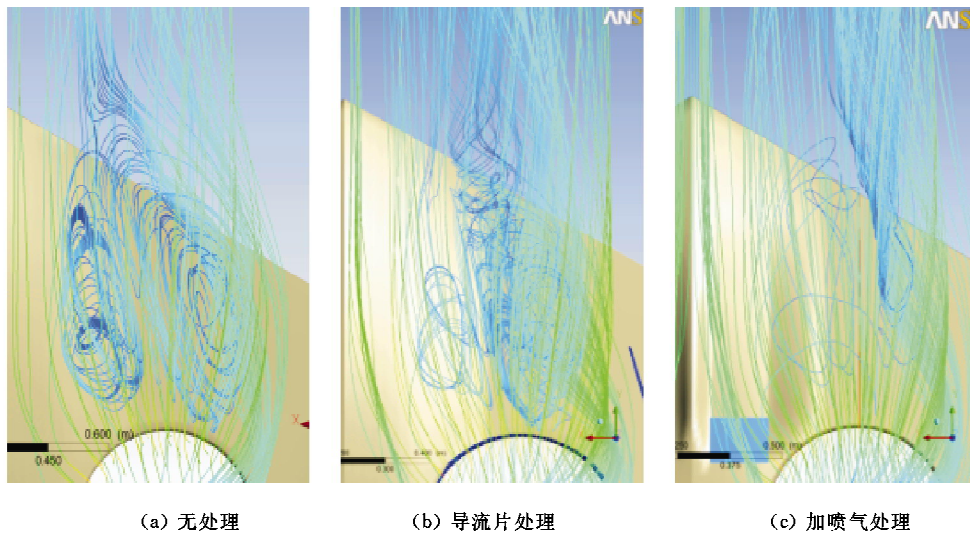


图 16 分离控制下翼面空间流线($\alpha=5^\circ$)

Fig. 16 Streamline by the sepetate control ($\alpha=5^\circ$)

从图 16 可以看出:添加下翼面导流片和下腹部喷气都能有效地改善下翼面分离的程度;加导流片的方法能够改善沿翼展方向的扰流,但是下腹部喷气效果对改善整个下翼面的气流分离更为明显,气流基本上能够在该位置处流畅地通过,这与上文中阻力的变化情况相符。

5 结 论

(1) 随着来流速度增加到 30 m/s,升力和阻力均增大,且低头力矩增大。

(2) 带升力风扇飞翼布局无人机较常规平飞下升力和抬头力矩较大,外段翼是升力的主要来源。阻力随着迎角的增大呈现先减小后增大的趋势,减小是因为下翼面的气流分离减弱,增大是因为在 10° 迎角后上翼面的气流分离增强。

(3) 通过在下翼面添加导流片和喷气能够有效控制气流分离,并且喷气的方式效果更为明显。

(4) 本文得出的气动特性为建立带升力风扇飞翼布局无人机的动力学模型提供了基础依据,提出的改进气流分离的方法可以为后续的工作提供参考。

参 考 文 献

- [1] 詹光,刘艳华. 飞翼布局在无人侦察作战飞机上的应用探讨[J]. 飞机设计, 2007, 27(5): 7-11.
Zhan Guang, Liu Yanhua. Application of flying wing configuration to UCAV for reconnaissance[J]. Aircraft Design, 2007, 27(5): 7-11. (in Chinese)
- [2] 刘春阳,焦永昌,张朋,等. 一种飞翼布局无人机的 RCS 研究[J]. 电波科学学报, 2009, 24(1): 95-98.
Liu Chunyang, Jiao Yongchang, Zhang Peng, et al. Research on RCS of a UAV formed in flying wing configuration [J]. Chinese Journal of Radio Science, 2009, 24(1): 95-98. (in Chinese)
- [3] Simon J M, Blake W B, Multhopp D. Control concepts for a vertical tailless fighter[R]. AIAA-93-4000, 1993.
- [4] Bolsunovsky A L, Buzoverya N P, Gurevich B I, et al. Flying wing problems and decisions [J]. Aircraft Design, 2001, 4 (4): 193-219.
- [5] Nietz T C, Baber S. An innovative UAV design[C]. USA: AIAA 3rd "Unmanned Unlimited" Technical Conference, 2004: 1-6.
- [6] 郭捷,杨琳,郑宁,等. 短距/垂直起落战斗机升力风扇关键技术的探讨[J]. 航空科学技术, 2008(2): 30-35.
Guo Jie, Yang Lin, Zheng Ning, et al. Investigation of critical technology for lift fan [J]. Aeronautical Science and Technology, 2008(2): 30-35. (in Chinese)

- [7] Maddock I A, Hirschberg M J. The quest for stable jet borne vertical lift; ASTOVL to F-35 STOVL[C]. AIAA Centennial of Naval Aviation Forum "100 Years of Achievement and Progress". USA; AIAA, 2011; 1-16.
- [8] Novak L R. The lift/cruise fan multimission V/STOL aircraft[C]. AIAA 11th Annual Meeting and Technical Display. USA; AIAA, 1975; 1-12.
- [9] Peddle I K. Practical near hover flight control of a ducted fan(SIADe)[J]. Control Engineering Practice, 2009, 17(1): 48-58.
- [10] 金爱娟, 郭锁凤, 吴立浪. ASTOVL 升力风扇飞机的纵向控制系统研究[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2000, 132(5): 29-33.
Jin Aijuan, Guo Suofeng, Wu Lilang. Longitudinal control of ASTOVL lift fan aircraft[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2000, 132(5): 29-33. (in Chinese)
- [11] Huiwen Zhao, Cees Bil, Bok-Ilyun Yoon. Ducted fan VTOL UAV simulation in preliminary design[C]. 9th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference (ATIO). South Carolina, 2009; 1-13.
- [12] I-Chung Chang, Rajagopalan R G. CFD analysis for ducted fans with validation[C]. AIAA 21st Applied Aerodynamics Conference. Florida, 2003; 1-15.
- [13] 孔卫红, 陈仁良. 旋翼/涵道/风扇升力系统的前飞气动特性[J]. 南京航空航天大学学报, 2008, 40(5): 571-576.
Kong Weihong, Chen Renliang. Aerodynamic characteristics of rotor/duct/fan system in forward flight[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008, 40(5): 571-576. (in Chinese)
- [14] Zhang Wei, Fan Ningjun, Wang Zhengjie, et al. Modeling and aerodynamic analysis of a ducted-fan micro aerial vehicle [C]. Proceedings of 2012 International Conference on Modeling, Identification and Control. USA; IEEE, 2012; 768-773.
- [15] 祝小平, 王睿, 周洲. 垂直起降固定翼飞翼布局无人机过渡飞行纵向稳定性研究[J]. 西北工业大学学报, 2011, 29(4): 548-553.
Zhu Xiaoping, Wang Rui, Zhou Zhou. Longitudinal stability of vertical-take-off and landing(VTOL)fixed wing flying wing UAV during transitional flight[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2011, 29(4): 548-553. (in Chinese)
- [16] 刘沛清. 空气螺旋桨理论及其应用[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006.
Liu Peiqing. The propeller dynamics and application[M]. Beijing: Beihang University Press, 2006. (in Chinese)
- [17] 张德先. 基于 FLUENT 的涵道风扇空气动力特性计算[J]. 科技与生活, 2010(11): 108, 105.
Zhang Dexian. The computation of ducted fan aerodynamic based on FLUENT[J]. Technology and Life, 2010(11): 108, 105. (in Chinese)

作者简介:

张 炜(1963—),男,副教授。主要研究方向:飞行器总体设计与综合设计、人机与环境工程。

张引妮(1989—),女,硕士研究生。主要研究方向:飞机气动力的设计。

蒋汉杰(1988—),男,助理工程师。主要研究方向:飞机总体构型设计、气动力设计与分析等。

李 慧(1988—),女,助理工程师。主要研究方向:飞机总体设计、人机工程。

(编辑:赵毓梅)