全升力飞行器流场诱导流动现象改善效果

王林林 高 歌

（广州民航职业技术学院 飞机维修工程学院，广州 510000） （北京航空航天大学 航空发动机气动热力重点实验室，北京 100191）

摘 要：碟形飞行器是一种小展弦比全升力飞行器，采用一种仿生的鱼鳍型小翼对绕碟形飞行器的诱导流动现象进行改善，削弱翼尖诱导旋涡，提高整机气动效率. 应用高精度风洞试验和以该风洞试验数据为校验的数值模拟，对鱼鳍型小翼的作用进行了研究，从风洞试验和数值模拟两方面给出了评判. 研究结果表明：鱼鳍型小翼对碟形飞行器的诱导流动现象有较大的改善效果.

关 键 词：全升力飞行器；诱导流动；升力体；混合翼

中图分类号：V 211.7

文献标识码：A **文 章 编 号**：1001-5965(2013)10-1337-05

All-lifting-vehicle induced flow improvement effect

Wang Linlin

(Aircraft Maintenance Engineering School, Guangzhou Civil Aviation College, Guangzhou 510000, China)

Gao Ge

(National Key Laboratory on Aero-Engines, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: The saucer-shaped aircraft is a kind of all-lifting-vehicle with low aspect ratio. Bionic fin-shaped wing tips were used to improve the induced flow over the saucer-shaped aircraft and impair the induced flow separation, and then the aircraft aerodynamic efficiency could be increased. The high precision wind tunnel tests were conducted to investigate the induced flow improvement effect of the saucer-shaped lifting body, with the adopting of the fin-shaped wing tips. Numerical simulations basic on the high precision wind tunnel tests were also used. The results show that the fin-shaped wing tips could highly improve the induced flow over the saucer-shaped aircraft.

Key words: all-lifting-vehicle; induced flow; lifting body; blended wing body

全升力飞行器(ALV, All-Lifting-Vehicle)是一类新颖的非常规飞行器，其定义是：所有水平部件(机翼，机身，水平尾翼等)是连续的，并且能够产生与自身所占面积比例相当的升力的一类飞行器[1-2]. 这一概念相当宽泛，纵观非常规飞行器的发展，飞翼(flying wing)、混合翼(blended wing body)、升力机身(lifting fuselage)、升力体(lifting body)等都可以纳入这一概念当中. B-2 隐身轰炸机是这类飞行中的佼佼者，可以从 B-2 的设计中获得这类飞行器的布局特征：机舱、飞行器结构件和动力系统都融合在一个空气动力学性能像机翼一样优秀的统一体之内，构成一个极致简约的一体化布局. 独特的设计使得 ALV 与常规飞机相比具有独特的优势. 气动性能方面，全升力飞行器浸湿面积小，因此摩擦阻力系数低；翼身一体化，没有部件干扰阻力；两方面原因使得整机巡航阻力系数优于常规飞机. 在结构方面，全升力飞行器升力面积大，因此翼载小，机翼与机身一体化，相互加强，在不考虑增压舱(客机)的情况下，大大提升了整机强度和刚度. 一种低速碟形升力体被设计出来，最初用以研究 ALV 中升力体(lifting body)的低速气动性能，文献[3-8]是研究团队部

收稿日期：2013-04-09；**网络出版时间**：2013-08-15 15:51

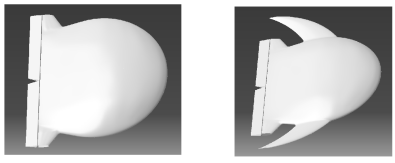
网络出版地址：www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20130815.1551.001.html

作者简介：王林林(1982-)，男，河南登封人，讲师，junjifeng@live.com.

分公开的研究结果. 经研究发现,由于升力体与飞翼、混合翼的最大不同是更强调“体”的概念,其在承载空间、容积效率、结构强度方面与其他全升力飞行器相比优势更强;由于升力体无需顾忌外形是否更接近于常规机翼,其纵向长度可以更大,因此能够获得较好的纵向稳定性[9-10]. 升力体最大的不足是展弦比过小,沿机体展向的诱导流动现象严重,气动效率较低. 因此文献[3]进行了削弱碟形升力体展向诱导流动措施的研究,用一种鱼鳍型的仿生小翼来削弱诱导流动现象,提高碟形升力体的气动效率. 鱼鳍型小翼的安装使得碟形升力体成为了新的碟形混合翼(仍属于全升力飞行器). 但由于 D-5 小型多功能低速风洞的试验段截面积、流场品质和测量精度的限制,文献[3]的研究可以用升阻比等气动参数为参照,定性比较各种小翼对诱导流动现象的改善效果,但作为定量研究,严谨性不足. 此外,由于没有进行流场观测试验、压力测量试验,无法获知小翼对于碟形升力体流场的具体改善,本文通过高精度的风洞试验和基于风洞试验的流场数值模拟来研究诱导流动现象改善的效果,同时获得混合翼与升力体这两种 ALV 之间的优缺点和异同.

1 碟形升力体与碟形混合翼

碟形升力体与碟形混合翼的外形如图 1 所示,机体采用了近似圆形的平面形状,能够提供较大的升力面积和载物空间. 碟形升力体的展弦比极低,仅有 1.12,因此受诱导流动现象影响严重,文献[3]在北京航空航天大学的 D-5 小型多功能低速风洞中对碟形升力体的诱导流动现象的抑制进行了风洞试验研究,最终确定使用一种鱼鳍型小翼来提高碟形升力体的气动效率. 以升阻比为参照,最佳的小翼设计能使碟形升力体的最大升阻比提高 75%,效果显著(文献[3]研究结论). 安装鱼鳍型小翼之后的碟形混合翼如图 1 所示.



a 碟形升力体 b 碟形混合翼

图 1 碟形升力、碟形混合翼

2 诱导流动改善效果的风洞试验

2.1 试验设备、模型与试验描述

风洞试验在中国空气动力研究与发展中心低速所 FL-13 风洞中进行. FL-13 风洞是目前国内尺寸最大、规格最高的低速风洞. 风洞具有串列的双试验段:第 1 试验段高 16 m、宽 12 m、长 25 m,风速为 5 ~ 21 m/s;第 2 试验段高 6 m、宽 8 m、长 15 m,风速为 20 ~ 85 m/s. 该风洞流场品质和试验精度满足国标、军标要求[11]. 分别对碟形升力体和碟形混合翼进行全机测力试验,对其试验结果进行对比分析,获得改善效果. 试验在第 2 试验段进行. 碟形升力体、碟形混合翼的全机测力试验的风洞模型如图 2 所示.

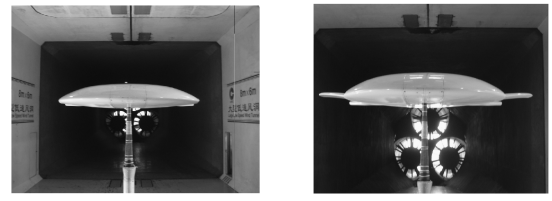
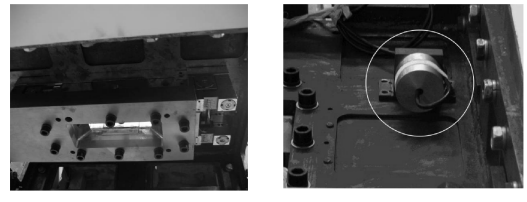


图 2 碟形升力体、碟形混合翼风洞试验模型

碟形升力体与碟形混合翼的风洞试验模型由钢框架加玻璃钢材料制成,试验模型采用前后两点支撑的腹支撑方式,前支撑杆带有风挡以降低支架干扰. 模型通过 TH1301 盒式天平(如图 3 所示)与主支杆联接. 对碟形升力体和碟形混合翼全机纵向测力试验数据进行气流偏角修正,洞壁干扰修正,支架干扰修正. 在使用迎角传感器(图 3)的前提下不进行天平弹性变形及重量修正,迎角测量最小分辨率为 0.001°,能精确测量模型实际迎角. 纵向气动参数是碟形升力体与碟形混合翼诱导流动现象对比的主要参数,全机纵向气动特性的风洞测试试验风速为 50 m/s,以最大弦长为特征长度,试验雷诺数 8.2×106. 试验中迎角 α 变化范围–2° ~ 14°, 间隔为 2°.



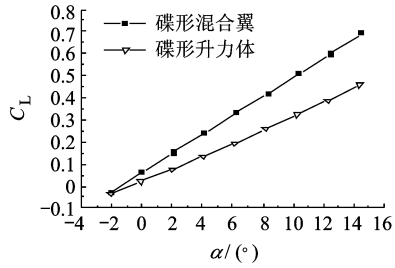
TH1301 盒式天平 迎角传感器

图 3 盒式天平和传感器

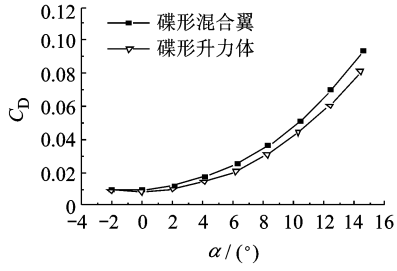
2.2 风洞试验结果分析

图 4 为碟形升力体与碟形混合翼的升力系数、阻力系数、升阻比、C_L^2-C_D 对比曲线.

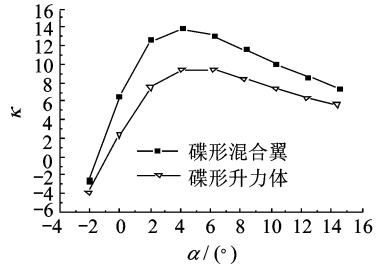
从图 4 中可以看到,未加小翼之前,碟形升力体的升力线斜率 $C_{L\alpha}=0.0286$ (°),而添加小翼之后,碟形混合翼的升力线斜率 $C_{L\alpha}=0.0436$ (°),提高了 52.4%. 最大升阻比从 9.4 提升到 13.9,增加 47.9%,而在阻力方面,小翼仅占碟形混合



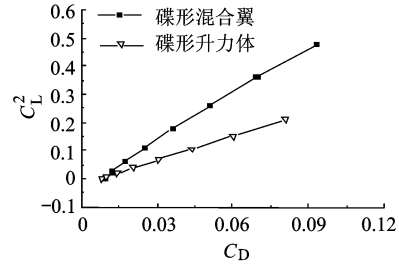
a　升力系数曲线



b　阻力系数曲线



c　升阻比曲线



d　C_L^2-C_D 曲线

图 4　升力系数、阻力系数、升阻比、C_L^2-C_D 对比曲线

翼零升阻力的 5%. 由此可以看出,小翼在增加较小摩擦阻力的情况下对碟形升力体的气动效率带来了较大的改善. 试验结果也表明,FL-13 风洞数据与北京航空航天大学 D-5 风洞的试验结果偏差较大[2],后者表明升阻比的提升可以达到 75%,即使考虑雷诺数有所不同(文献[3]实验雷诺数 5.0×10^5),两风洞的试验结果依然偏差较大,高精度风洞试验的结果才能作为定量研究的依据.

阻力系数的表达式可以写成以下形式[12]:

$$C_D = C_{D0} + AC_L^2 \qquad (1)$$

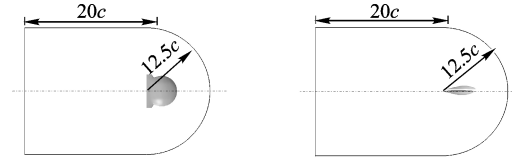
式中, A 为诱导阻力因子,用以反映诱导流动现象的影响. 如果以阻力系数 C_D 为横坐标,升力体系数的平方 C_L^2 为纵坐标,那么 C_L^2-C_D 曲线的斜率就是诱导阻力因子的倒数 $1/A$,其值越大则代表诱导流动现象的影响越小. 从 C_L^2-C_D 对比曲线中可以看出,碟形混合翼 C_L^2-C_D 曲线斜率大于碟形升力体,碟形混合翼的诱导阻力因子与碟形升力体相比,下降 49.8%,证明了鱼鳍型小翼对于碟形升力体诱导流动状况的改善.

3　诱导流动改善效果的数值模拟

3.1　数值模拟方法

流体数值模拟技术在飞机的流场研究中累计了大量成功应用的案例,其有效性、经济性和便捷性已无需过多论述. 本文对碟形升力体、混合翼的流场进行数值模拟,以分析鱼鳍型小翼对于诱导流动的改善效果. 数值模拟以 FL-13 风洞进行的测力数据为校验基础,计算模型与风洞试验模型保持一致,以其试验结果为参考,将进一步保障分析结果的可靠性. 数值模拟采用业内著名的成熟商业软件 Fluent,其实用性已经获得了大量证明,在此不再赘述.

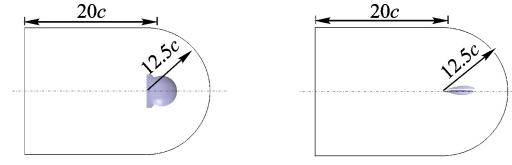
碟形升力体数值模拟的计算域如图 5 所示,图中 c 为碟形升力体最大弦长.



a　俯视　　b　侧视

图 5　碟形升力体的计算域

碟形混合翼的计算域如图 6 所示,图中 c 为碟形混合翼最大弦长.

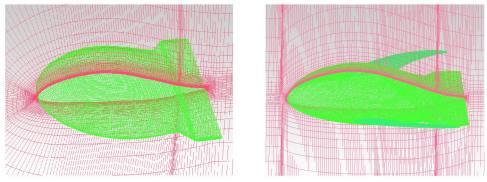


a　俯视　　b　侧视

图 6　碟形混合翼的计算域

碟形升力体计算网格数 250 万,碟形混合翼计算网格数 270 万. 网格设置满足计算精度要求,同时兼顾对计算机硬件的需求. 碟形升力体、碟形混合翼表面附近的网格如图 7 所示. 采用定常计算,使用双精度求解器,并用针对不可压缩流场发展起来的 SIMPLE 算法进行求解,对于各通量的离散均采用二阶精度格式,尽量提高计算结果的准确性. 湍流模型选用 k-ε SST 模型. 该模型在边界层内外采用不同的粘性模式,从而提高了 k-ε

模型的适应性和准确性,文献[13-15]对众多湍流模型进行了大量的对比计算,既有 NASA 的研究报告,也有波音公司的相关验证,计算结果一致表明 SST 模型具有最好的计算效果.

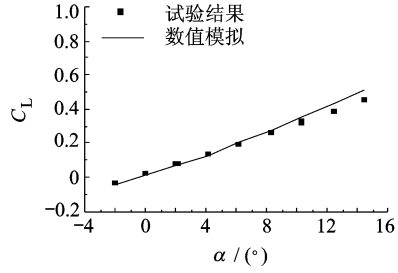


a 碟形升力体 b 碟形混合翼

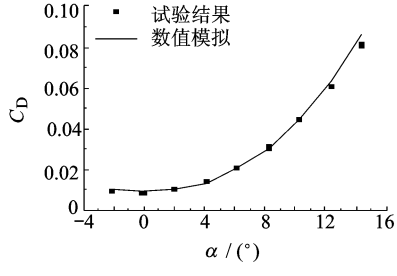
图 7 碟形升力体、碟形混合翼表面附近网格

3.2 数值模拟结果分析

首先采用与风洞试验相同的迎角范围对碟形升力体、碟形混合翼进行了数值模拟,通过试验结果的对比,评估其可信度. 图 8 为碟型升力体升力和阻力系数模拟结果与试验值的对比.



a 升力系数



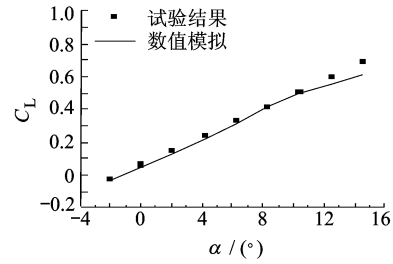
b 阻力系数

图 8 碟形升力体升力系数、阻力系数与试验结果对比

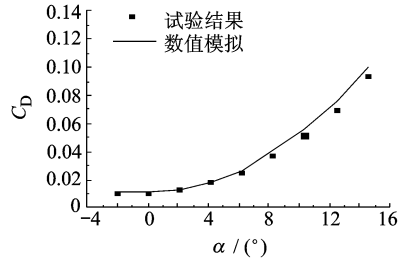
图 9 为碟形混合翼升力和阻力系数数值模拟结果与试验值的对比.

从图 8 和图 9 中可以看出,碟形升力体、碟形混合翼的升力系数、阻力系数的模拟结果均与试验保持了很好的一致性,尤其在小迎角范围内. 在最大升阻比位置(4°迎角),碟形升力体升力系数偏差 4.5%,阻力系数偏差 6.0%;碟形混合翼升力系数偏差为 8.3%,阻力系数误差 0.0%(截断造成,非完全一致). 对于飞行器的整机模拟来说,达到了较高的可信度. 图 10 为 4°迎角时碟形升力体和碟形混合翼表面附近的流线图.

从图 10 可以看出,碟形升力体在 4°迎角时,碟体的两侧即已出现了诱导旋涡,因为碟体的展

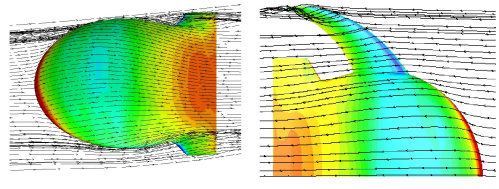


a 升力系数



b 阻力系数

图 9 碟形混合翼升力系数、阻力系数与实验结果对比



碟形升力体 碟形混合翼

图 10 碟形升力体、碟形混合翼表面附近流线

弦比极小,该旋涡将迅速发展并覆盖碟形升力体展向的大部分区域,造成严重的均压作用,使得碟形升力体的升力线斜率较低. 在 4°迎角时,小翼的存在,使得诱导旋涡远离了碟形混合翼的中心碟体,降低了诱导旋涡对中心碟体的扰动. 但由于小翼有较大的后掠,在 4°迎角时即在小翼翼稍产生了明显的旋涡流动,限制了小翼对流场改善的幅度,鱼鳍型小翼的研究需要继续深入.

碟形升力体 4°时的升力系数的数值计算结果为 0.13,而碟形混合翼为 0.22. 在对碟形混合翼的数值模拟中,对碟体部分进行单独的监控,获得碟形混合翼中碟体的升力系数为 0.18,与没有小翼时 0.13 的升力系数相比,提高了 38.4%,可见小翼对碟体部分流场的改善. 图 11 为碟形升力体和碟形混合翼距离机头 50% 弦长位置横截面(即过碟体圆心的横截面)上压力系数的展向分布对比. 从图中可以看到,在安装小翼之后,碟形混合翼的碟体部分与碟形升力体相比,压力差沿整个展向都有增加,尤其在碟体展向的最外缘位置上($y=\pm1.2$ m 位置附近). 同时从两测小翼部分($y<-1.2$ m 和 $y>1.2$ m 部分)的压力系数分布可以看到明显的后掠翼特征,即越靠近翼尖压力

差越大(升力系数越大),这也是小翼翼尖过早出现诱导旋涡的原因.

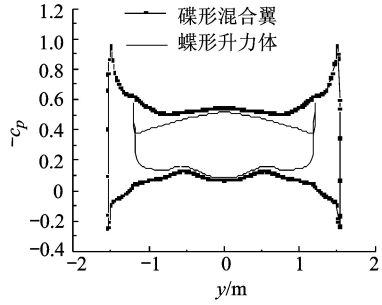


图 11　碟形升力体、碟形混合翼压力系数对比

4　结　论

风洞试验结果表明,加装鱼鳍型小小翼后,碟形混合翼升力体线斜率与碟形升力体相比提高 52.4%,最大升阻比提高 47.9%,若套用阻力估算的经验公式进行分析,碟形混合翼的诱导阻力因子与碟形升力相比下降 49.8%. 数值模拟的结果表明,加装鱼鳍形小翼后,碟形混合翼的碟体部分与碟形升力体相比,最大升阻比处的升力系数提高 38.4%,且从流线图对比和压力系数对比都能看到鱼鳍型小翼对于碟形升力体诱导流动现象的改善. 通过数值分析还发现,由于鱼鳍型小翼的后掠角较大,因此在 4°这样较小的迎角,自身的翼尖位置就出现了旋涡流动,影响了其对整机流动情况的改善,需要对其加以改进.

参考文献(References)

[1] Wood R M. The contributions of vincent justus burnelli[R]. AIAA-2003-0292,2003

[2] Vos R, Dommelen J V. A conceptual and design and optimization method for Blend-Wing-Body aircraft[R]. AIAA-2012-1756, 2012

[3] Yu Junli, Wang Linlin, Gao Ge. Using wing tip devices to improve performance of saucer-shaped aircraft[J]. Chinese Journal of Aeronautics,2006,19(4):309-314

[4] 王林林,高歌. 碟形飞行器纵向飞行品质[J]. 北京航空航天大学学报,2008,34(12):1388-1391
Wang Linlin, Gao Ge. Longitudinal flight qualities of the saucer-shaped aircraft[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2008,34(12):1388-1391(in Chinese)

[5] 王林林,高歌. 碟形飞行器横航向飞行品质[J]. 北京航空航天大学学报,2009,35(7):856-859
Wang Linlin, Gao Ge. Lateral and directional flight qualities of the saucer-shaped aircraft[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 35(7): 856-859(in Chinese)

[6] 王林林,高歌. 碟形飞行低速特性[J]. 北京航空航天大学学报,2010,36(2):223-226
Wang Linlin, Gao Ge. Low speed characteristics of the saucer-shaped aircraft[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2010,36(2):223-226(in Chinese)

[7] 于军力,王林林,高歌. 碟形升力体飞行器气动性能[J]. 北京航空航天大学学报,2010,36(2):198-201
Yu Junli, Wang Linlin, Gao Ge. Investigation of aerodynamic characteristics on saucer-shaped lifting-body[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 36(2): 198-201(in Chinese)

[8] Wang Linlin, Gao Ge. Stability features of the saucer-shaped blend-wing-body aircraft[J]. Advanced Material Research, 2013,712:1307-1311

[9] Peter M B. Unconventional aircraft[M]. USA:TAB Books Inc, 1984:94-95

[10] Sargeant M A, Hynes T P. Stability of hybrid-wing-body type aircraft with centerbody leading edge carving[J]. Journal of Aircraft,2010,47(3):970-974

[11] 恽起麟. 风洞实验[M]. 北京:国防工业出版社,2000:40-46
Yun Qilin. Wind tunnel testing[M]. Beijing: National Defense Industry Press,2000:40-46(in Chinese)

[12] 李为吉. 飞机总体设计[M]. 西安:西北工业大学出版社,2005:38-42
Li Weiji. Aircraft design[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press,2005:38-42 (in Chinese)

[13] Menter F R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering application [J]. AIAA Journal, 1994, 32(8): 1598-1605

[14] 吴光辉,陈迎春,顾诵芬. 大型客机计算流体力学应用与发展[M]. 上海:上海交通大学出版社,2009:35-43
Wu Guanghui, Chen Yingchun, Gu Songfen. The applacation and development of CFD in large civil aircraft[M]. Shanghai: Shanghai Jiaotong University Press,2009:35-43(in Chinese)

[15] Guo Chuanliang, Kipouros T. On the effects of turbulence modeling in design optimization for high-lift devices[R]. AIAA-2012-1424,2012

(编　辑:张　嵘)