

文章编号:1000-6893(2010)03-0431-13

飞艇空气动力学及其相关问题

任一鹏, 田中伟, 吴子牛

(清华大学 航天航空学院, 北京 100084)

Some Aerodynamics Problems of Airship

Ren Yipeng, Tian Zhongwei, Wu Ziniu

(School of Aerospace, Tsinghua University, Beijing 100084, China)

摘要: 对低空和高空飞艇在发射、回收、驻留、巡航或系留状态下所涉及的空气动力学问题及其重要性进行分析, 介绍飞艇空气动力学研究的进展和主要结论, 指出需要进一步解决的问题。低空飞艇的空气动力学问题主要包括厚艇身带来的流动分离与减阻、非薄平组件的非线性干扰、柔弹性表面或系留带来的流固耦合、因低速飞行带来的环境敏感性等。大量学者进行了相应的研究。高空即平流层飞艇还涉及多种新的空气动力学问题, 包括热、浮力与气动的强耦合、昼夜外形变化、发射与回收过程中的突风带影响、风切变干扰等。关于这些问题的研究处于起步阶段。另外, 还针对地面及大气边界层的影响、多边形外形以及副气囊喷流与主流干扰等很少有人研究的问题对飞艇周边流场进行了初步数值模拟。

关键词: 高低空飞艇; 空气动力学; 流固耦合; 发射回收

中图分类号: V211.6 **文献标识码:** A

Abstract: In this article, some aerodynamics problems and the importance for both low and high altitude airships while launching, recovering, hovering or tethered are analyzed. Development and achievement of airship dynamics research are introduced, and some problems which need further study are also pointed out. The aerodynamics problems of low altitude airships consist of the flow separation and drag reduction for blunt hulls, nonlinear interactions of non-flat components, fluid-structure interaction due to flexible envelope or tethering, and sensitivity to environment due to low speed, etc. Many researchers have been working on these problems. High altitude airships also involve some extra aerodynamics problems including coupling with thermal and buoyance, shape deforming between day and night, response to turbulence during launch or recovery, shear of wind, etc, the studies of which are still at the starting stage. In addition, we preliminarily and numerically simulate the ambient flow field around airships, considering the influences of the ground and atmospheric boundary layer, polygonal cross-sectioned hulls, interaction between the jet flow from ballonets and the incoming flow, which are relatively less studied.

Key words: low and high altitude airship; aerodynamics; fluid-structure interaction; launch and recovery

真正意义上的飞艇问世于1852年。在20世纪20~30年代低空飞艇达到鼎盛时期, 出现了大量的军用与民用飞艇。1994年以后, 飞艇又以惊人的速度得到复兴, 其性能不断提升, 布局方式更加新颖, 用途也趋于多样化。近十余年来, 能够在高空长久驻留, 用于通讯、导航、中继、对地观测等多种用途的长航时高空飞艇(主要是平流层飞艇)概念也得到越来越多的关注。各国纷纷提出不同的飞艇研制计划, 主要包括低空大型运输飞艇和平流层飞艇, 其中, 前者如海象计划(美国)、Car-golifter 计划(德国)、SkyCat(英国)等, 后者如

HAA(美国)等。此外, 已有专著对飞艇设计、制造、控制、应用等相关的技术进行介绍^[1-4]。

针对飞艇关键技术问题, 各国开展了广泛的研究。包括飞艇减阻优化、流动分离、各部件之间的气动影响、复杂动力学模型的建立以及可视化三维动力学仿真、系留特性、流固耦合、流热耦合等。德国 Stuttgart 大学成立了 FOGL 小组, 针对 LOTTE 型号的飞艇, 深入开展了气动、控制等方面的研究^[5]。

若干典型飞艇的飞行高度及雷诺数如图1所示, 其中包括低空小型飞艇、低空大型运输飞艇以及平流层飞艇。对于低空飞艇, 主要涉及传统的空气动力学问题; 而对于高空飞艇, 将会带来一些新的空气动力学问题。

收稿日期: 2009-09-30; 修订日期: 2009-12-01

基金项目: 国家自然科学基金(10972116)

通讯作者: 吴子牛 E-mail: ziniuwu@mail. tsinghua. edu. cn



图1 典型飞艇的雷诺数-高度图

Fig. 1 Reynolds-height map for some typical airships

低空飞艇所涉及的传统空气动力学问题主要包括:①飞艇的阻力与减阻问题;②厚艇身带来的流动分离问题;③非薄平组件的非线性干扰问题;④附加惯性问题;⑤流固耦合问题;⑥低速飞艇的环境敏感性问题。

对于阻力及减阻问题,1924年M. M. Munk利用势流理论,解决了飞艇势流气动力的计算,为飞艇气动分析奠定了基础^[6];经过若干学者的修正与发展^[7-8],形成飞艇(艇身、尾翼、吊舱)的三自由度气动力模型。在此基础上,一些学者将各组件的气动力整合在一起,给出了六分量气动力的快速估算方法^[9-10]。由于飞艇阻力在设计中具有重要的作用,出现了与阻力预测有关的若干方法,包括表面势流计算方法^[11-13]、附面层与转捩计算方法^[14-16]。为减小阻力,一些学者通过外形优化、附面层控制等方法,研究了飞艇的减阻效果,其中最多可使阻力降低70%左右^[17]。

对于厚艇身的流动分离,近年来通过数值计算^[18-24]和风洞试验^[25-30],对流动分离产生的机理、流线结构以及对气动力的影响进行了研究。

关于非线性干扰问题,一些学者针对“艇身-尾翼”和“艇身-螺旋桨”之间的干扰进行了研究。尾翼的存在改变了整个飞艇的气动特性;也影响了艇身表面的流动结构。P. Funk等针对LOTTE飞艇研究了尾翼对气动力和气动力矩的影响^[31];J. Paik等研究了翼身融合处的流动分离结构^[32]。

飞艇的附加惯性对其运动具有较大的影响^[33]。因此众多对飞艇动力学仿真研究均需考虑附加惯性。附加惯性的计算需要通过计算速度势来实现。I. Sahin结合低阶精度面元法给出了计算飞艇附加惯性的方法^[34]。为减小计算量,工程上将艇身等效为具有相同体积的椭球体,利用解析表达式计算其附加惯性系数^[35]。

飞艇具有大跨度柔性气囊结构,容易发生大尺度累积变形。该变形属于线弹性材料的非线性大变形。使得飞艇纵向收缩、横向扩张,最大直径处膨胀。同时,气囊的变形对气动特性也具有一定的影响。一些学者对这种流固耦合带来影响进行了数值研究^[36-38]。

高空飞艇特殊的空气动力学问题包括:①热、浮力与气动的强耦合;②发射/回收过程中的突风响应问题;③昼夜外形变化问题;④风切变干扰问题;⑤氦气流失/泄露问题;⑥副气囊与主流干扰问题;⑦地面及大气边界层的影响。

飞艇在高空驻留时,存在热、浮力与气动的强耦合问题。在浮力方面,G. A. Khoury在其专著中提到了由于浮力的影响使得囊体内外压差与变形在竖直方向具有不均匀的分布^[2]。在热辐射方面,K. Stefan给出了不同时刻囊体平衡温度的计算方法^[39]。此外,针对平流层飞艇的热环境与自然对流问题,S. M. Kim^[40]、K. Harada^[41]和M. Henze^[42]等分别进行了实验和数值研究。

飞艇在发射/回收过程中需要穿越10~15 km高空的急流区。J. D. DeLaurier通过计算证明,受强湍流的影响,飞艇抗风需要消耗大量的能量^[43]。因此在穿越该区域时,飞艇需要适当降低飞行速度,具有特殊的发射/回收方式。S. Lee和H. Bang还以最小升空时间和最低能量消耗为目标,对升空轨迹进行了优化设计^[44]。

此外,高空飞艇还涉及多方面的新空气动力学问题。对高空飞艇的设计具有较大的影响,需要进行系统深入的研究。

本文在第1节首先针对传统的低空飞艇介绍涉及的空气动力学问题,阐述其发展现状。第2节针对近年来兴起的高空飞艇,介绍与之相关的新空气动力学问题及其研究现状,并指出需要进一步解决的问题,以及笔者对其开展的初步工作。

1 低空飞艇传统空气动力学问题

1.1 飞艇的阻力与减阻问题

(1) 飞艇的阻力及其来源

飞艇的阻力包括艇身阻力、尾翼、吊舱等部件阻力、及其相互干扰形成的阻力。各部件对飞艇的阻力均有贡献,其中艇身阻力约占整艇阻力的1/2~2/3。

艇身的阻力主要来源于压差阻力和摩擦阻力两部分。传统飞艇的艇身常做成阻力较低的细长

椭球或类似形状的回转体外形。长细比 λ 是影响艇身阻力特性的重要几何参数。长细比越大,压差阻力越小;另一方面,长细比越大,在体积相同的条件下表面积越大,带来了更大的摩擦阻力。S. F. Hoerner 经过理论推导得到了长细比对艇身阻力系数的影响关系式^[45]:

$$C_{D_V}/C_F = 4\lambda^{1/3} + 6\lambda^{-7/6} + 24\lambda^{-8/3} \quad (1)$$

式中: C_{D_V} 为阻力系数(基于艇身体积的2/3次方); C_F 为基于艇身表面积的摩擦力系数。在湍流条件下,通过试验数据拟合得到其表达式为

$$C_F \approx 0.045Re_L^{-1/6}$$

式中: Re_L 为基于艇身长度的雷诺数。当长细比取 $\lambda=4.65$ 时,艇身具有最小的阻力系数。因此在早期飞艇设计中,为使飞艇受到较小的阻力,长细比常取为4~6之间,阻力系数在0.02~0.03之间。

飞艇的阻力对能源消耗具有很大的影响,因此精确预子测阻力系数在飞艇设计过程中具有重要的意义。常用的预测方法包括:快速工程估算、势流+附面层修正、CFD、风洞试验。

工程估算方法具有速度和精度的合理折中,因此,在快速分析、动力学仿真等领域,普遍使用工程估算方法获得飞艇气动力。

在快速工程算法中,将飞艇分为艇身和尾翼分别计算。针对细长体艇身,M. M. Munk 利用势流理论得到了在小迎角时艇身横截面受到的气动力^[6]。H. J. Allen 和 E. W. Perkins 考虑了空气的黏性作用,对 M. M. Munk 的理论进行了修正^[7]。尾翼区域按 A. B. Wardlaw 的方法估算^[46]。S. P. Jones 和 J. D. DeLaurier 利用这些方法,给出了当飞艇有迎角飞行时三自由度(轴向力、法向力与俯仰力矩)的气动力估算^[8]。为了描述飞艇在全状态下的气动力,J. B. Mueller 等将其拓展为六自由度的气动力估算^[9],并添加了吊舱对气动力的影响。苗景刚等人对其中若干处进行了修正^[10]。

相对快速工程估算而言,势流+附面层修正方法除了计算阻力系数更加精确以外,还能够得到表面气动载荷的分布。首先通过某种方法求解 Laplace 方程,得到表面势流速度分布。再利用附面层理论求解边界层方程,得到表面摩擦力分布。将其沿表面积分可以得到受到的阻力。

绕过艇身的势流解可以通过在轴线或表面分布奇异单元(如源、偶极子、涡)的方法来得到。常见的方法包括 Karman 法和面元法。

Karman 方法是1930年由 T. von Karman 首次提出,通过在轴线上分布离散的点源/点汇来模拟艇身对流场的撑开/合拢作用的方法^[11]。但该方法所求解的方程组是病态的^[47],仅适用于细长无斜率间断的母线^[48]。M. F. Zedan 为了提高求解精度,将轴线上的源/汇改为线性分布^[12]。Karman 法计算简单,运算快速,经过一定的修正之后常用在艇身外形优化中^[17,49]。

当母线曲率变化较大或非对称流动时,需要采用面元法^[13]求解。面元法不仅可以用于艇身或整艇的气动力及气动载荷快速计算^[50-52],还可用于艇身外形优化^[53],以及流固耦合效应的计算^[36]。

依据表面势流速度分布,可利用附面层方法计算艇身表面摩擦力。对于轴对称层流附面层,可使用修正的 Thwaites 方法^[14-15]求解一个关于附面层动量厚度的简介积分表达式。对于轴对称湍流附面层,可使用 J. R. Shanbrook 和 W. J. Sumner 提出的方法求解关于动量厚度和修正形状因子的两个常微分方程组^[16]。当飞艇表面既有层流又有湍流时,需要对转捩位置进行确定。常见的转捩判据有 Michel 判据、Granville 判据、Crabtree 判据、van Driest and Blumer 判据、e-N 判据。A. Nakayama 和 V. C. Patel 针对不同的艇身外形,比较了各转捩判据对转捩位置及阻力系数的影响。根据其结果,阻力系数对转捩模型的敏感性很强。若模型选择不合适,阻力的误差甚至超过50%^[54]。因此,高精度普适性转捩模型在艇身阻力预测中具有重要的作用。

(2) 飞艇的减阻问题

考虑到飞艇携带能源的有限性(或太阳能电池的效率有限)以及高空飞艇长久驻空的需求,低阻力是减小能量消耗的有效途径,可使飞艇减小体积或增加载荷。因此,飞艇减阻问题显得尤为突出。

基于飞艇阻力的产生机理,飞艇减阻主要包括外形优化减阻、流动控制减阻、优化整体布置减阻等。

外形优化方法主要通过外形优选方法,推迟附面层转捩,使艇身尽量保持层流。由于层流附面层摩擦力较小,艇身具有较小的阻力。当雷诺数较小时,合适的外形可使层流区域达到总长度的70%左右^[55]。这种条件下,层流化艇身可以在很大程度上减小阻力系数。随着雷诺数的增加,转捩点逐渐前移,艇身阻力系数随之增加。当雷

雷诺数足够大时,层流区域不会超过艇长的1%~10%,其余全部为湍流边界层^[56]。对于全湍流边界层,外形对阻力系数的影响很小,不能通过外形优化的方法实现减阻的目的。

图2是T. Lutz等通过外形优化得到的不同雷诺数 Re_V (基于艇身体积的1/3次方)区域的最优外形及其阻力系数 C_{D_V} (基于艇身体积的2/3次方)^[17]。当雷诺数较低时,最优外形表面70%左右的区域保持层流,阻力系数可降低至约0.01。而在高雷诺数区域(湍流),很难保持大面积的层流,因此阻力系数几乎没有得到降低。

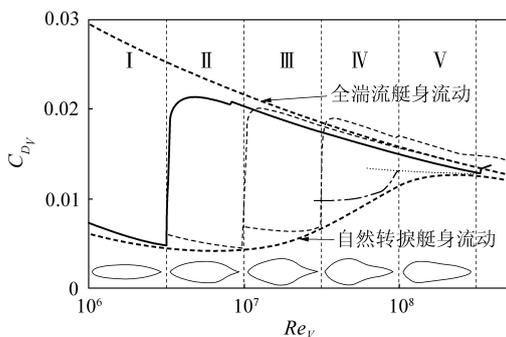


图2 不同雷诺数区域最优艇身外形及其阻力系数^[17]

Fig. 2 Optimized shape and drag coefficients in different Reynolds regions^[17]

除了通过优化方法选择低阻力外形之外,还可以通过主动控制的方法对飞艇的边界层进行控制。例如F. A. Pake和S. J. Pipitone在某飞艇的表面上加入吸气槽,通过吸气的方法对边界层进行控制。吸气槽一方面使得边界层变薄,同时也使得压力系数在吸气槽后骤增,从而在尾部形成了顺压梯度,有效避免了流动分离,使总阻力减小^[57]。

此外,还可以通过整体布置的方法来实现飞艇的减阻。例如:①通过螺旋桨后置方法,在低雷诺数条件下,后置螺旋桨的吸气作用可以减小分离,从而减小飞艇的阻力;②将飞艇的重心设计为低于浮心,获得恢复力矩,利用这种方法减小尾舵面积和尾舵阻力;③将吊舱设计成内埋式,减小凸起物阻力。

1.2 厚艇身带来的流动分离

在常规状态下,飞艇以水平姿态向前飞行,此时绕过艇身的流动为无迎角的轴对称流动。当飞艇进行姿态调整或遭遇阵风时,来流将有可能具有较大的迎角或侧滑角。由于大多数飞艇绕流的雷诺数都比较高,且飞艇的直径较大,对流场的扰动也较大,因此绕过飞艇的流动很复杂。即使对

于外形很简单的回转体艇身,绕过它的流动也具有很复杂的结构,包括强压力梯度下的三维附面层,横流作用下产生的分离,自由面涡的形成与发展,以及随之产生的流向涡结构等。目前已有大量关于流动分离结构的研究。例如针对倾斜的细长椭球的实验研究^[25-30],以及大量的应用数值计算方法对椭球绕流的研究^[18-23]。

当流动无迎角时,流动主要受到雷诺数的影响。当雷诺数较低时,艇身表面为层流,在艇身尾部易产生流动分离。分离区的样式随雷诺数的不同也发生明显的变化。例如A. Tezuka和K. Suzuki利用数值计算和线性稳定性分析的方法对长细比为6:1的椭球进行了分析,得出了不同雷诺数对应的流动形式。并分析了流动形态在临界雷诺数附近的转变过程(定常轴对称流动→定常平面对称流动→非定常流动),其中两个特征雷诺数(基于椭球长轴)分别为 3.83×10^3 和 6.60×10^3 。他们还发现,当流动出现非定常流动分离时,艇身无迎角时仍然受到侧向力的作用。对于长细比为6:1的椭球,在雷诺数为 $Re_L = 5 \times 10^5$ 时,侧向力相当于阻力的2.5%^[24]。

当迎角较小时,流动在艇身的背风面分离,向上卷曲,并在椭球两侧形成了两个较强的涡。当迎角继续增加时,在主要涡的两侧还会伴随着至少一对较小的二次涡,如图3(a)所示。涡与涡之间具有复杂的相互干扰关系。这使得表面流线也具有比较复杂的结构。如图3(b)所示,在椭球后半段形成了两条分离线和一条再附线。

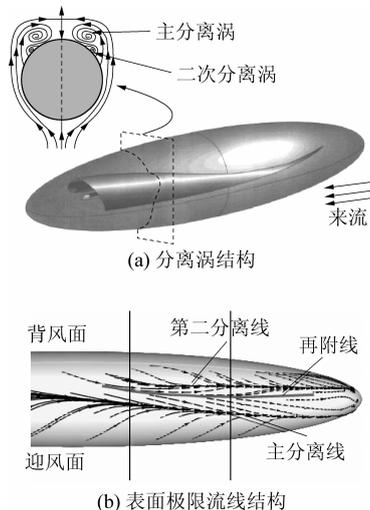


图3 倾斜椭球绕流的分离涡结构^[29]和表面极限流线结构^[58]

Fig. 3 Separated vortex^[29] and limited streamlines of flow past an inclined prolated spheroid^[58]

分离涡对还给艇身表面的流动参数分布特性带来一定的影响。C. J. Chesnakas 和 R. L. Simpson 针对长细比为 6 : 1 的椭球在雷诺数 4.2×10^6 、迎角为 10° 和 20° 时的横流分离特性进行了试验研究, 得到了典型截面处附面层内流动参数分布规律^[29], 如图 4 所示。图中: α 为迎角, U 为速度。图 4 反映了速度、压力以及流线在附面层内的分布。从图 4 可以看出, 当横流绕过椭球侧面时(对应图中 $\phi=90^\circ$ 处), 气流速度最大, 表面压力系数最低。在分离线的下游, 速度达到最低值, 此后一段距离内压力系数基本维持不变。在主分离涡下方, 气流由 $\phi=180^\circ$ 处沿表面向 $-\phi$ 方向加速, 使压力系数不断降低。在主分离涡核的下方压力系数达到了局部最低。当气流经过涡核后, 压力开始回升。由此带来的逆压梯度又导致了流动的二次分离。

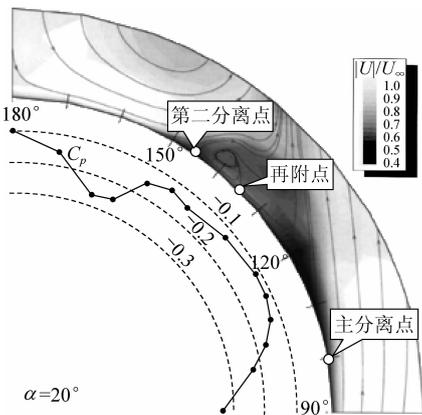


图 4 流动分离区壁面附近的流场分布特性, $x/L=0.772$ ^[29]

Fig. 4 Flow features near the wall in separated regions, $x/L=0.772$ ^[29]

随着迎角的不断增大, 流动形态越来越复杂。例如, W. H. Su 等针对长细比为 4 : 1 的倾斜椭球, 在水洞中利用染色技术对流动分离区的结构进行了实验研究, 其中基于艇身长度的雷诺数为 $Re_L = 1 \times 10^4$, 迎角由 0° 变化到 70° ^[59]。根据实验结果得到了不同迎角的尾流形态, 以及表面流线的拓扑结构, 如图 5 所示。

分离涡的存在, 使其下方的艇身表面压力降低, 因此艇身受到了向上的升力与向后的阻力。图 6 是 T. Lutz 等针对 LOTTE 艇身进行的风洞试验结果^[60]。从图中可以看出升力系数 C_{L_V} 和阻力系数 C_{D_V} (C_{L_V} 与 C_{D_V} 表示基于体积的 $2/3$ 次方) 均随着迎角 α 绝对值的增加而增加。

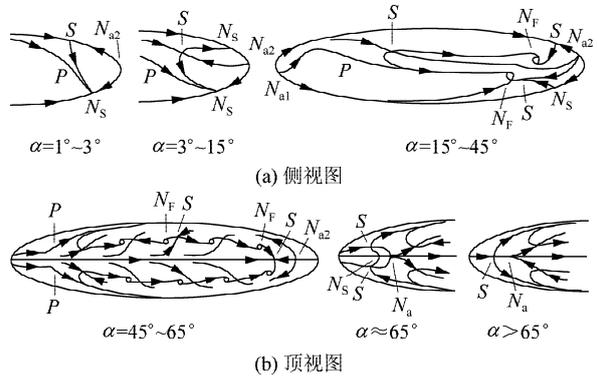
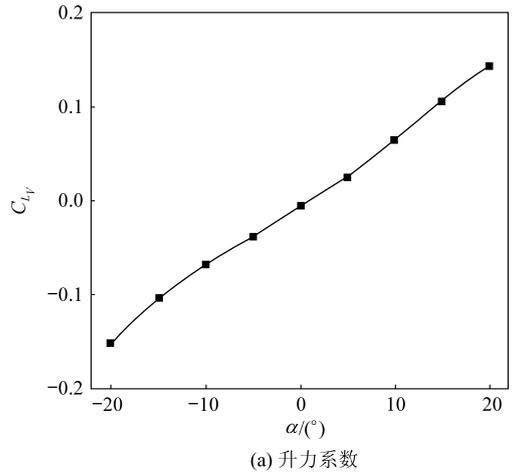
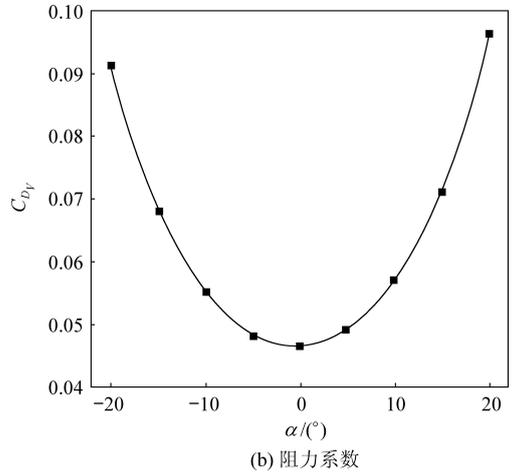


图 5 流动以不同迎角绕过 4 : 1 椭球时, 表面流线的拓扑结构^[59]

Fig. 5 Topologies of separated flow past a 4 : 1 prolate spheroid at various attack angles^[59]



(a) 升力系数



(b) 阻力系数

图 6 LOTTE 艇身的升力系数、阻力系数^[60]

Fig. 6 Volumetric lift and drag coefficients of "LOTTE" hull^[60]

1.3 非薄平组件的非线性干扰问题

尾翼、螺旋桨等部件的存在, 使全艇受到的气动力与艇身气动力差别明显, 这主要是由于艇身、尾翼、吊舱、螺旋桨等部件之间存在气动非线性干

扰和相互影响。

(1) 艇身-尾翼之间的干扰

由于尾翼的存在,使飞艇受到的气动力与气动力矩特性与单纯艇身相比发生较大的差别。图7是P. Funk等根据LOTTE飞艇模型的风洞试验结果得到的升力系数 C_{L_V} 与俯仰力矩系数 C_{m_V} 随迎角的变化规律^[31]。在一般的情况下,尾翼的升力是艇身的2~3倍。当迎角增大时,艇身受到的抬头力矩使得飞艇迎角继续增大;尾翼受到的低头力矩使得迎角减小。存在一个临界的角度 α_c ,当迎角小于 α_c 时,艇身受到的抬头力矩相对较大,使飞艇处于俯仰不稳定的状态;当迎角大于 α_c 时,艇身受到的低头力矩相对较大,使飞艇处于俯仰稳定的状态。例如,根据P. Funk等的试验结果,LOTTE飞艇的临界迎角为 20° 左右。

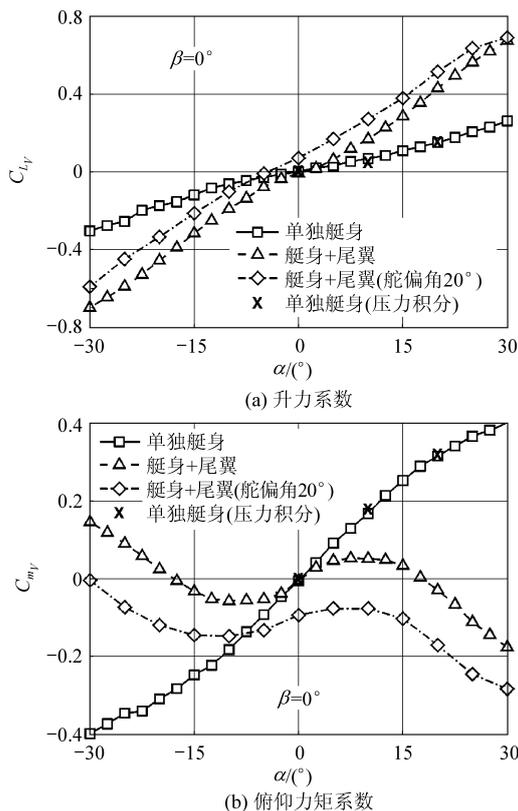
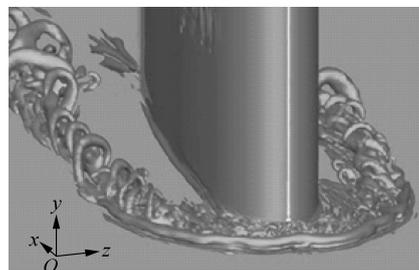


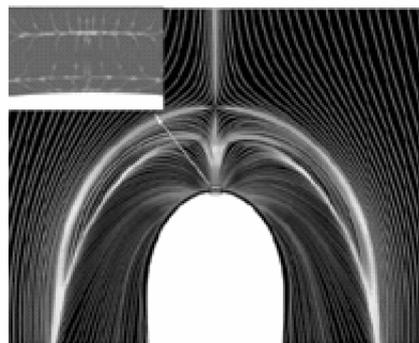
图7 LOTTE飞艇的升力系数和俯仰力矩系数^[31]
Fig. 7 Measured force and moment coefficients of "LOTTE" model^[31]

尾翼的存在还给艇身表面流场带来一定的影响。当流动速度较小的时候,尾翼表面上不发生分离。当流动速度较大的时候,气流沿表面流动时受到强的逆压梯度作用,在尾翼的根部发生分离,同时在翼型前端也形成了复杂的马蹄涡结构,如图8所示^[32]。随着流动速度逐渐增加,且分离区逐渐增大,分离点逐渐前移;来流具有一定的迎

角时,流场将出现非对称的结构。



(a) 空间涡结构



(b) 表面极限流线

图8 翼身融合处的三维马蹄涡^[32]

Fig. 8 Three-dimensional horseshoe vortex near wing-body junction^[32]

(2) 艇身-螺旋桨之间的干扰

常规飞艇的螺旋桨具有两种挂载方式:①挂载于吊舱两侧;②挂载于艇身尾部。

艇身对螺旋桨的气动效率具有一定的影响。对于挂载于艇身后部的后置螺旋桨,该处速度低于无穷远的来流。根据螺旋桨的动量理论^[2],螺旋桨在产生同样推力的前提下,所需功率降低,螺旋桨的效率提高。关于这一点,M. Okuyama等针对日本平流层飞艇平台,利用CFD及水槽实验的方法,研究了螺旋桨在艇身上的不同布置方式(艇侧、艇侧+艇尾、艇尾)对推进特性的影响。根据其研究结果证实了使用后置螺旋桨可以使系统的推进效率得到提高^[61]。

螺旋桨对艇身表面的流动也有一定的影响。一方面,由于螺旋桨的吸气作用,艇身后部的流动加速,压力降低,于是艇身受到的阻力增加。这可以看做是由螺旋桨诱发的压差阻力。另一方面,由于艇身后部附面层外的势流速度增加,引起摩擦阻力增加。该项与第1项相比常常可以忽略。对于一般的飞艇,后置螺旋桨使艇身阻力大幅度增加,仅对雷诺数很低,且尾部为钝体的飞艇,艇身的阻力才由于附面层分离推迟而减小。T. Lutz等将螺旋桨等效为具有一定涡量分布的推

进盘,而滑流等效为具有不同强度的涡管,对艇身十后置螺旋桨的流动进行了理论分析^[62]。

1.4 大型飞艇的附加惯性问题

附加惯性可以视为随物体运动的流体所具有的惯性。相对于真实惯性而言,飞艇的巨大体积导致其附加惯性很大。在飞艇的发射/回收、姿态控制等方面不容忽视。因此,在对飞艇发射/回收、驻留、巡航、系留等过程进行动力学仿真时,均需要考虑附加惯性的影响。刘丹等专门研究了飞艇附加质量对其运动产生的影响^[33]。

附加惯性质量根据不同来流分量引起的势流计算。I. Sahin 结合低阶精度面元法给出了计算飞艇附加惯性的方法^[34]。由于面元法求解附加惯性运算量较大,因此工程上常采用近似的方法。将飞艇分为艇身与尾翼两部分分别进行估算。其中艇身可近似为椭球,其附加惯性系数只与艇身长细比有关^[35];尾翼的附加惯性可以通过积分翼型的附加惯性而得到,与翼型和翼平面形状有关。对于吊舱等部件,由于其体积远小于艇身和尾翼的体积,在实际的工程计算中常被忽略。

1.5 柔弹性表面或系留带来的流固耦合问题

由于气囊的柔性结构跨度较大,因此容易发生大尺度累积变形。引起气囊变形的因素主要包括:①气动静载荷;②温度变化导致的氦气压力变化;③气动弹性引起的变形。

在一般的情况下,蒙皮材料的应变相对较小,局部的拉伸或角度变化不大。但由于飞艇的尺寸较大,容易产生累积变形,导致蒙皮的位置与无载荷情况下移动相对较大(与蒙皮厚度相比)。这种变形属于线弹性材料的非线性大变形。

对于由气动载荷引起的变形,在前驻点附近由于外部气压大导致蒙皮内外压差较小、表面趋于松弛,因此该处应力变小,曲率半径变大;而最大直径附近的低压区附近则相反,表面趋于张紧。这导致了应力变大,曲率半径变小。一般来说,最大变形量发生在艇身横截面最大位置附近,且变形量不到艇长的1%。

气囊变形对气动特性也存在一定的影响。由于变形使得飞艇纵向收缩、横向扩张,因此横截面积增大,基于长度的雷诺数减小。这引起了飞艇阻力系数的增加。对于常用材料,阻力系数增加不到10%。当有迎角时,飞艇前端的抬升等效于迎角增加,因此飞艇的升力系数增加^[37]。

在外加载荷(主要为气动载荷)的作用下,由柔弹性材料组成的蒙皮将改变自身的形状。同时形状的改变又反过来影响流场的结构。这一问题属于气动弹性问题。精确地求解这类问题常需要流体(CFD)与固体(CSD)耦合求解^[36-38,63]。N. Bessert 等还针对不同的流固耦合模型,分析了耦合程度对飞艇气动力的影响^[36]。

1.6 低速飞行带来的环境敏感性问题

由于飞艇的飞行速度较低,来流的影响很大。例如,在平流层内的同一高度的水平面内,同一区域内的风速近似均匀。风速的大小和方向随着地区和时间发生变化。平均风速在竖直方向上变化比较大,在10 km附近风速最大,约为30~70 m/s;而20 km附近风速局部最小,约在10 m/s以下。来流还存在较强的瞬时变化。例如具有强烈脉动的湍流,它与高度和天气都有关。此外,还存在风切变与阵风。其中风切变的尺度约0.04~100 km,时间尺度约0.1~10 h。而阵风的最大风速与空间尺度有关,作用时间约为几分钟。

2 高空飞艇新的空气动力学问题

高空飞艇体积巨大,需要长久驻留,对减阻、结构设计和运行环境提出了新的要求,也带来了一些新的空气动力学问题。

2.1 热、浮力与气动的强耦合

高空飞艇的最大直径约在数十米的量级。因此浮力在竖直方向上的变化不可忽略。在竖直方向上,内外压力差的分布不均匀,这又使得气囊的应力与变形程度有所不同。例如,对于零压的气囊,底端将被压平,顶端向外膨胀^[2];而对于超压的气囊,顶端的应力与应变变大,底端的应力与应变变小。

高空飞艇所处的热环境包含许多复杂的因素,如太阳辐射、红外辐射、强迫对流与自然对流等^[39]。由于高空大气稀薄,对流换热不足以及及时地散去太阳辐射的热量,飞艇白天累积的热量很高,使得飞艇表面温度大幅度上升。夜晚由于没有太阳辐射,温度又很快下降。近年来,国外针对平流层飞艇的热环境、自然对流等问题进行了实验研究与数值计算^[40-42]。通过研究发现,虽然环境温度一般在-56℃(昼夜变化不过3°),但飞艇气囊昼夜温差可达40~50℃,表面温差可达60~80℃。飞艇的白天平衡温度可达50℃左右,夜

间可达 $-13\text{ }^{\circ}\text{C}$ 左右。

较大的昼夜温差直接影响气囊中气体的压力和温度,通过使气囊膨胀/压缩改变飞艇受到的浮力,影响飞艇的垂直定点。另外,热环境的显著变化导致了飞艇内部温度分布的不同,也影响了内部自然对流的流场结构和换热强度。另外,太阳能薄膜与蒙皮粘接处因热蠕变导致的温度可达 $80\text{ }^{\circ}\text{C}$,因此日本还考虑了强迫换热的措施。

2.2 发射回收过程中的突风响应问题

在飞艇发射回收过程中,环境具有较大的变化。因此在这一过程的气动问题也具有重要的意义。在上升的过程中,飞艇在 $10\sim 15\text{ km}$ 处遭遇强风。该处的水平风速约为 60 m/s ,湍流度约为 20% 。由于强湍流的存在,使得飞艇姿态不稳定、运动更加复杂、受到的阻力更大、消耗更多的能量。因此需要对姿态进行选择,使飞艇处于较小的能量消耗水平,以便延长飞行时间。另一方面,由于强风的存在,飞艇抗风需要更多的能量^[43]。因此需要适当降低飞行速度。这样,飞艇在上升过程中不得不下游后退一段距离,到达指定高度后再回到目标上空。因此,飞艇的发射/回收过程具有特殊的飞行方式。S. Lee 和 H. Bang 综合考虑了风速分布、气动力、附加惯性、推进系统,以最小升空时间和最小能量消耗为目标,对升空轨迹进行了优化^[44]。

在升降过程中,特别是在 15 km 左右的急流区,飞艇的来流条件更加复杂,如大迎角/侧滑角来流、阵风、高湍流度等。因此,需要对飞艇在这些条件下的气动特性及流场结构进行研究。图9是针对 LOTTE 飞艇在 90° 迎角来流条件下的流场结构计算结果。

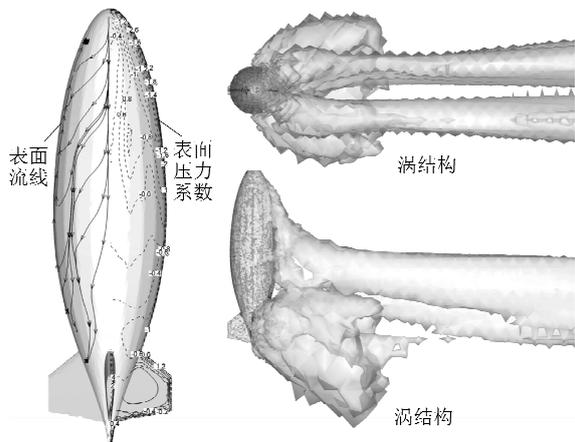


图9 90° 迎角来流下的飞艇流场结构

Fig. 9 Flow past an airship at an attack angle of 90°

2.3 昼夜外形变化问题

高空飞艇的艇身一般为内充氦气的细长流线型回转体,容易产生较大的累积变形。为了加强结构强度、减小囊体变形,常在飞艇内部布置若干加强筋,外部蒙上蒙皮。由于加强筋的存在,以及蒙皮张力与内外压力差的共同作用,艇身通常不能保持连续光滑的外形,是变成横截面为多边形的细长体,不同于传统软式飞艇的光滑回转体。

高空飞艇的多边形细长体外形在不同时刻随着热环境的变化而改变。气囊在白天累积的热量可使其温度达到 50° 左右,夜晚温度可降至 -13° 。温度的大幅变化导致了气囊内氦气压力的大幅变化。根据初步估计,在 20 km 高空,气囊内氦气的压力在昼夜之间可相差 20% 左右,约相当于压力变化了 $1\ 000\text{ Pa}$ (外界大气压力约 $5\ 000\text{ Pa}$)。这样大的压力变化必然大幅度地改变蒙皮内外压力差与表面的张力平衡,进而改变艇身外形。因此,白天气囊内部压力比环境大气高,导致气囊向外膨胀。同时由于加强筋的限制,横截面形成了外凸的曲边多边形;夜晚情况刚好相反,内部压力比环境大气低,导致气囊向内凹陷,由于加强筋的限制形成了内凹的曲边多边形。当温度恰好达到使内外气体压力相等这一临界状态时,蒙皮在周向的曲率为 0 ,横截面变成成为直边多边形^[64]。

高空飞艇的这种多边形外形将带来新的空气动力学问题。例如多边形外形的气动参数(如阻力系数、升力系数)与传统的光滑表面有何不同,棱边对流动分离、涡脱落有何影响等。

笔者针对 LOTTE 艇身母线和不同边数的正多边形生成的多边形艇身,采用数值计算方法研究了棱边对气动特性及流动分离带来的影响。图10反映了在不同迎角时,多边形艇身的阻力系数和升力系数随边数的变化关系。从图10可以看出,由于棱边的存在,使得艇身的阻力系数和升力系数增加。边数越少,增加的幅度越大。

图11反映了回转体艇身和多边形艇身(边数为6)在迎角为 30° 时的表面极限流线分布。对于回转体艇身,如图11(a)所示,在背风面出现了分离区,分离线在下游向迎风面方向移动。背风面还出现了二次分离,产生了再附线与第二分离线。这与椭球的流动分离结构^[29]是一致的。

对于多边形艇身,如图11(b)所示,流动分离结构更加复杂。气流由迎风面绕过艇身向背风面流动时,在棱边处强制发生分离,形成主分离线。

流动在背风面形成了次级流动分离, 出现了再附线与次级分离线。根据数值计算结果, 存在两条次级分离线, 其中第二分离线依附于第二条棱边。

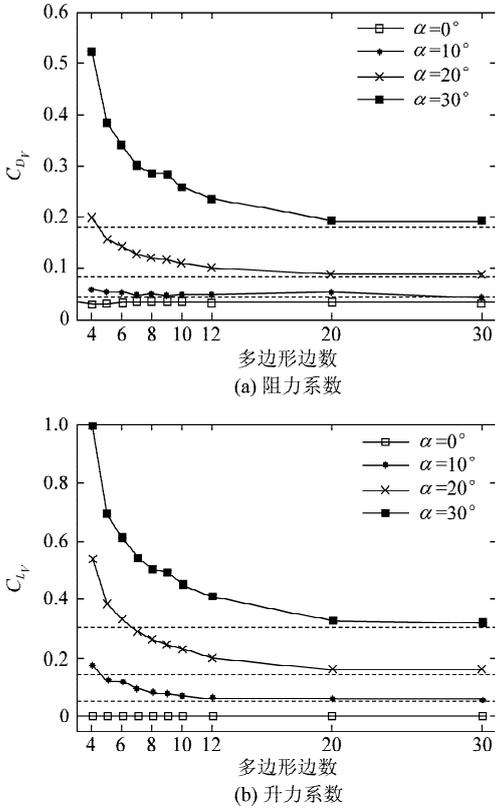


图 10 多边形艇身的阻力系数和升力系数随多边形边数的变化规律

Fig. 10 Drag and lift coefficients varying with edge number of polygonal cross-sectioned hulls

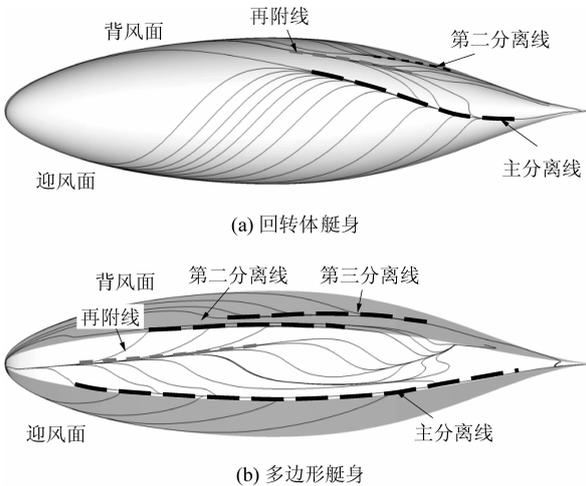


图 11 回转体艇身和多边形艇身表面极限流线

Fig. 11 Limited streamlines on rotational and polygonal cross-sectioned hulls

2.4 风切变干扰问题

风切变是风矢量(风速和风向)在空间上和时

间上的梯度, 包括水平风的垂直切变、水平切变和垂直风的切变。此 3 种类型的风切变都会对飞艇飞行产生不可忽视的影响, 甚至会引发飞艇事故。

笔者针对 LOTTE 飞艇, 利用数值方法研究了剪切来流对飞艇受力及流场结构带来的影响。来流采用线性分布模型 $U(y) = U_0 + KU_0y/L$, 其中 U_0 为飞艇轴线高度处的速度, L 为特征长度, K 为剪切率, 反映风切变的程度。图 12 反映了 $K=0.2$ 时飞艇流场结构。由于上方速度相对下方较大, 因此艇身最大直径处低压区较宽, 而下方低压区较窄, 如图 12(a) 所示。翼身融合处附近的流线也出现了上下不对称的现象, 如图 12(b) 所示。

这种不对称现象使得飞艇受到了向上的升力。图 13 是根据数值计算结果得到的不同剪切率条件下飞艇受到的 C_{D_V} 与 C_{L_V} 。从图中可以看出, C_{L_V} 与 K 近似成正比。

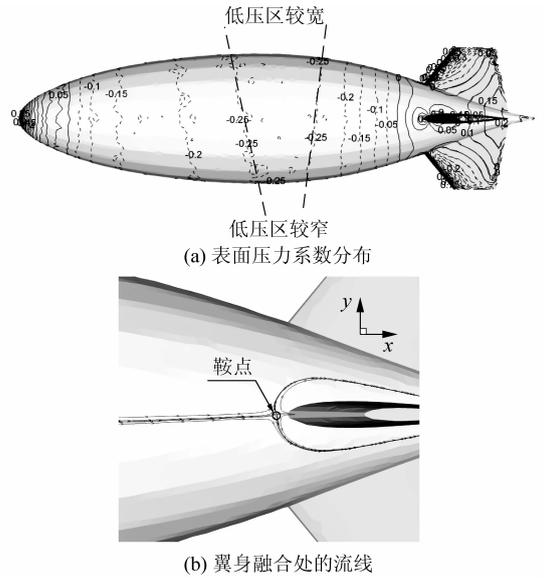


图 12 剪切来流 ($K=0.2$) 作用下的飞艇绕流流场

Fig. 12 Shear flow past an airship with $K=0.2$

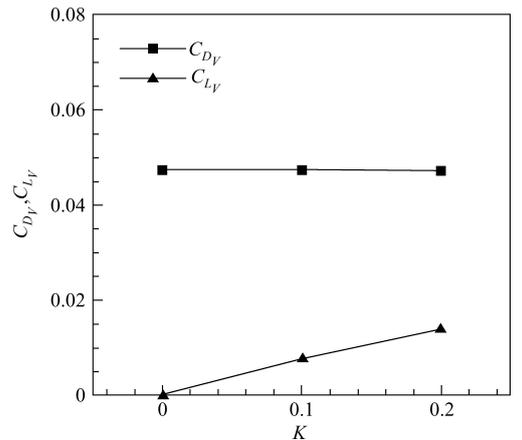


图 13 飞艇阻力系数与升力系数随剪切率的变化

Fig. 13 Drag and lift coefficients varying with shear ratio

2.5 氦气流失(扩散、渗透与泄漏)问题

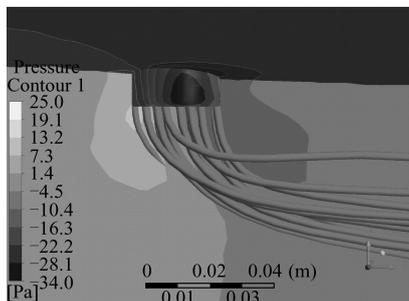
高空飞艇在指定高度长久驻留过程中,气囊内的氦气容易在囊体材料两侧发生扩散、渗透或泄漏。这将造成氦气流失,从而引起高度下降等问题。因此需要考虑氦气保持性问题。

氦气流失有两种机理,分别为渗透(泄漏)和扩散。在渗透或泄漏过程中,氦气通过囊体材料的开口部分流到气囊外部。穿孔、撕裂都可能造成泄漏。渗透速率正比于接触面积、内外压差以及渗透率,反比于蒙皮的厚度,满足 Darcy 定律。而氦气囊体两侧的扩散过程由密度梯度驱动,扩散速率正比于密度梯度,满足 Fick 定律。

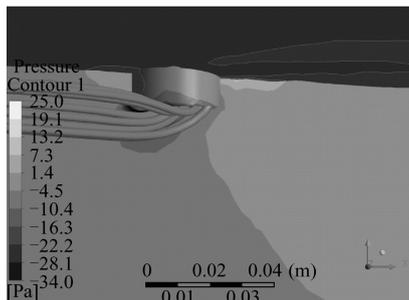
秦朝中等对飞艇囊体材料突然破裂的过程进行了实验与计算研究。在破裂的瞬间,裂口处的压力间断形成一道压缩波(弱激波)向外传播,以及一道稀疏波向内以声速传播。流场处于强烈的非定常状态,气体外泄的速度远小于裂纹的扩展速度。通过在囊体表面加入加强筋,可有效阻止裂纹扩展^[65]。

2.6 副气囊气流与主流干扰问题

高空飞艇在发射/回收、或进行高度及姿态调节时,可以通过副气囊喷(吸)气来实现。空气以一定的流量经由空气阀流出(流入)副气囊时,对周围的流场也带来了一定的影响。例如,图 14 是笔者应用俄罗斯 Aerostatica-02 飞艇^[3]的气动外形及空气阀门参数,利用数值计算方法得到的不同条件下副气囊喷(吸)气时的流场结构。其中流线的不同



(c) 来流速度: 19.4 m/s, 喷流速度: 20 m/s



(d) 来流速度: 19.4 m/s, 喷流速度: 20 m/s

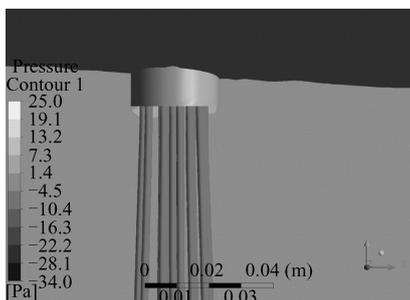
图 14 不同条件时喷口附近的流场

Fig. 14 Flow field near the valve under various conditions

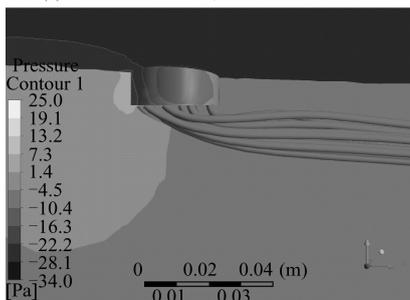
弯曲程度与来流速度、喷(吸)流速度均有关系。

2.7 地面及大气边界层的影响

当飞艇在地面锚泊或低空飞行时,地面效应对飞艇的气动特性及流场结构也存在一定的影响。此外,高空飞艇的高度跨度较大,常在数十米的量级。由于飞艇处于大气边界层内,不均匀的来流对流场存在一定的影响。图 15 是笔者针对锚泊于地面的 LOTTE 飞艇进行的数值计算结果。由于地面的限制,气流经过下方时加速较快,使得下表面低压区范围扩大,因此飞艇整体受到向下的气动力。在飞艇地面锚泊时需要考虑这种影响。此外,地面的限制还使得气流向上弯曲。在平尾与艇身融合处产生的马蹄涡也出现了上下不对称的情况(如图 15 中的 A 点)。



(a) 来流速度: 0 m/s, 喷流速度: 20 m/s



(b) 来流速度: 19.4 m/s, 喷流速度: 5 m/s

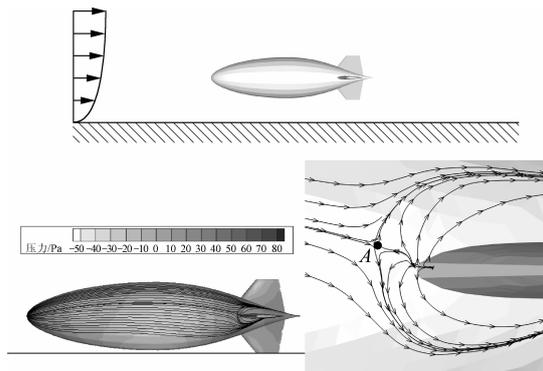


图 15 地面对飞艇绕流流场的影响

Fig. 15 Ground effects on the flow past an airship

3 结 论

飞艇涉及多方面的空气动力学及相关问题,包括低空飞艇传统空气动力学问题,以及高空飞艇新的空气动力学问题。目前已有大量关于传统空气动力学问题的研究成果,初步形成了比较完整的方法体系。但在某些细节方面仍有提高的余地。如阻力、转捩与流动分离的精确预测,组件之间气动干扰机理及其精确预测,流固耦合精确预测等。对于高空飞艇新的空气动力学问题,目前尚缺乏比较完整的体系,仅有相对少量的研究工作。这些新的问题对于飞艇在地面锚泊、发射/回收、空中驻留等过程中的气动特性具有一定的影响。

国内从20世纪80年代开始开展了飞艇技术研究。目前,中电科技集团第38研究所,航空605所,中科院光电研究院,航空五院,北京航空航天大学,上海交通大学,西北工业大学,清华大学等单位正在开展平流层飞艇关键技术研究。其中中电科技集团第38研究所已经进入演示验证阶段。由此带动了相关气动研究^[10,63-66]。

参 考 文 献

- [1] Blakemore T L, Pagon W W. Pressure airships [M]. Honolulu, Hawaii: University of the Pacific, 1927.
- [2] Khoury G A, Gillett J D. Airship technology [M]. New York: Cambridge University, 1999.
- [3] 基里林. 现代飞艇设计导论[M]. 吴飞, 王培美, 译. 北京: 国防工业出版社, 2009.
Kirilin. Introduction to modern airship design [M]. Wu Fei, Wang Peimei, translated. Beijing: National Defense Industry Press, 2009. (in Chinese)
- [4] 甘晓华, 郭颖. 飞艇技术概论[M]. 北京: 国防工业出版社, 2005.
Gan Xiaohua, Guo Ying. Introduction to airship technology[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2005. (in Chinese)
- [5] Lutz T, Funk P, Jakobi A, et al. Summary of aerodynamic studies on the lotte airship[C]//4th International Airship Convention & Exhibition. 2002.
- [6] Munk M M. The aerodynamic forces on airship hulls[R]. NACA Rep. 184, 1924.
- [7] Allen H J, Perkins E W. A study of effects of viscosity on flow over slender inclined bodies of revolution[R]. NACA Rep. 1048, 1950.
- [8] Jones S P, DeLaurier J D. Aerodynamic estimation techniques for aerostats and airships [J]. Journal of Aircraft, 1983, 20(2): 120-126.
- [9] Mueller J B, Paluszek M A, Zhao Y. Development of an aerodynamic model and control law design for a high altitude airship[R]. AIAA-2004-6479, 2004.
- [10] 苗景刚, 杨新, 周江华. 飞艇气动力半经验模型及其参数辨识[C]//2007中国浮空器大会论文集. 北京: 航空工业出版社, 2007: 282-287.
Miao Jinggang, Yang Xin, Zhou Jianghua. Airship aerodynamic semi-empirical model and its parameters identification[C]//Proceedings of 2007 China Aerostat Conference. Beijing: Aviation Industry Press, 2007: 282-287. (in Chinese)
- [11] von Karman T. Calculation of the flowfield around airships[R]. NACA TM 574, 1930.
- [12] Zedan M F, Dalton C. Potential flow around axisymmetric bodies: Direct and inverse problems [J]. AIAA Journal, 1978, 16(3): 242-250.
- [13] Katz J, Plotkin A. Low-speed aerodynamics [M]. New York: Cambridge University Press, 2001.
- [14] Thwaites B. Approximate calculation of the laminar boundary layer [J]. Aeronautical Quarterly, 1949(1): 245-280.
- [15] Rott N, Crabtree L F. Simplified laminar boundary-layer calculations for bodies of revolution and for yawed wings [J]. Journal of the Aeronautical Sciences, 1952, 19(8): 533-565.
- [16] Shanebrook J R, Sumner W J. Entrainment theory for axisymmetric, turbulent, incompressible boundary layer [J]. Journal of Hydronautics, 1970, 4(4): 159-160.
- [17] Lutz T, Wagner S. Drag reduction and shape optimization of airship bodies[R]. AIAA-1997-1483, 1997.
- [18] Rosenfeld M, Israeli M, Wolfshtein M. Numerical study of the skin friction on a spheroid at incidence[J]. AIAA Journal, 1988, 26(2): 129-136.
- [19] Vasta V N, Thomas J L, Wedan B W. Navier-stokes computations of a prolate spheroid at angle of attack[J]. Journal of Aircraft, 1989, 26(11): 986-993.
- [20] Wong T C, Kandil O A, Liu C H. Navier-Stokes computations of separated vortical flows past prolate spheroid at incidence[C]//27th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit. 1989.
- [21] Constantinescu G S, Pasinato H, Wang Y Q, et al. Numerical investigation of flow past a prolate spheroid[J]. Journal of Fluids Engineering, 2002, 124: 904-910.
- [22] Alpman E, Long L N. Separated turbulent flow simulations using a Reynolds stress model and unstructured meshes[C]//43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit. 2005.
- [23] Xiao Z X, Chen H X, Zhang Y F, et al. Prediction for separation flows around a 6:1 prolate spheroid using hybrid RANS/LES methods[C]//44th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit. 2006.
- [24] Tezuka A, Suzuki K. Three-dimensional global linear stability analysis of flow around a spheroid [J]. AIAA Journal, 2006, 44(8): 1697-1708.
- [25] Costis C E, Hoang N T, Telionis D P. Laminar separa-

- tion flow over a prolate spheroid [J]. *Journal of Aircraft*, 1989, 26(9): 810-816.
- [26] Barber K M, Simpson R L. Mean velocity and turbulence measurements of flow around a 6 : 1 prolate spheroid[C] // 29th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit. 1991.
- [27] Ahn S, Simpson R L. Cross-flow separation on a prolate spheroid at angles of attack[C] // 30th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit. 1992.
- [28] Chesnakas C J, Simpson R L. A detailed investigation of the 3-D separation about a 6 : 1 prolate spheroid at angle of attack[C] // 34th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit. 1996.
- [29] Chesnakas C J, Simpson R L. Detailed investigation of the three-dimensional separation about a 6 : 1 prolate spheroid [J]. *AIAA Journal*, 1997, 35(6): 990-999.
- [30] Goody M C, Simpson R L, Chesnakas C J. Separated flow surface pressure fluctuations and pressure-velocity correlations on prolate spheroid[J]. *AIAA Journal*, 2000, 38(2): 266-274.
- [31] Funk P, Lutz T, Wagner S. Experimental investigations on hull-fin interferences of the LOTTE airship[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2003, 7: 603-610.
- [32] Paik J, Escauriaza C, Sotiropoulos F. On the bimodal dynamics of the turbulent horseshoe vortex system in a wing-body junction[J]. *Physics of Fluids*, 2007, 19: 045107.
- [33] 刘丹, 王晓亮, 单雪雄. 平流层飞艇的附加质量及其对飞艇运动的影响[J]. *计算机仿真*, 2006, 23(6): 52-56.
Liu Dan, Wang Xiaoliang, Shan Xuexiong. Added mass to stratospheric airship and its effect on motion[J]. *Computer Simulation*, 2006, 23(6): 52-56. (in Chinese)
- [34] Sahin I, Crane J, Watson K. Added mass calculation by a low-order panel method[C] // 31st AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit. 1993.
- [35] Tuckerman L B. Inertia factors of ellipsoids for use in airship design[R]. *NACA Rep.* 210, 1925.
- [36] Bessert N, Frederich O. Nonlinear airship aeroelasticity[J]. *Journal of Fluids and Structures*, 2005, 21: 731-742.
- [37] Omari K E, Schall E, Koobus B, et al. Fluid-structure coupling of a turbulent flow and a generic blimp structure at high angle of attack[C] // *Monografías del Seminario Matemático García de Galdeano*. 2006, 33: 369-376.
- [38] Liu J M, Lu C J, Xue L P. Investigation of airship aeroelasticity using fluid-structure interaction[J]. *Journal of Hydrodynamics*, 2008, 20(2): 164-171.
- [39] Stefan K. Thermal effects on a high altitude airship[R]. *AIAA-1983-1984*, 1983.
- [40] Kim S M, Park H S, Roh T S, et al. A study on thermal characteristics of stratospheric airship considering radiation heat transfer[C] // *Proceedings of Asian Joint Conference on Propulsion and Power*. 2006.
- [41] Harada K, Eguchi K, Sano M, et al. Experimental study of thermal modeling for stratospheric platform airships[C] // *AIAA's 3rd Annual Aviation Technology, Integration, and Operations (ATIO) Tech.* 2003.
- [42] Henze M, Weigand B. Natural convection inside airships [C] // 9th AIAA/ASME Joint Thermophysics and Heat Transfer Conference. 2006.
- [43] DeLaurier J D, Hui K C K. Airship survivability in atmospheric turbulence[R]. *AIAA-1981-1323*, 1981.
- [44] Lee S, Bang H. Three-dimensional ascent trajectory optimization for stratospheric airship platforms in the jet stream[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2007, 30(5): 1341-1352.
- [45] Hoerner S F. Fluid dynamic drag; hoerner fluid dynamics [M]. 1965.
- [46] Wardlaw A B. High-angle-of-attack missile aerodynamics; missile aerodynamics [R]. *AGARD Lecture Series 98*, 1979 (5-1), (5-53).
- [47] Oberkampf W L, Watson L E. Incompressible potential flow solutions for arbitrary bodies of revolution[J]. *AIAA Journal*, 1974, 12(3): 409-411.
- [48] Karamcheti K. Principles of ideal-fluid aerodynamics [M]. *New York: Wiley & Sons*, 1966.
- [49] Nejati V, Matsuchi K. Aerodynamics design and genetic algorithms for optimization of airship bodies[J]. *JSME International Journal*, 2003, 46(4): 610-617.
- [50] Tseng W W, Lorenz R E. Application of the panel method to airships[R]. *AIAA-1983-1978*, 1983.
- [51] Wong K Y, Zhiyung L, DeLaurier J D. An application of source-panel and vortex methods for aerodynamic solutions of airship configurations[R]. *AIAA-1985-0874*, 1985.
- [52] Jakobi A, Funk P, Lutz T, et al. Modelling of airship wakes applying higher order panel element[C] // *Proceedings of the 14th AIAA Lighter-Than-Air Technical Committee Convention and Exhibition*. 2001.
- [53] Wang X L, Shan X X. Shape optimization of stratosphere airship[J]. *Journal of Aircraft*, 2006, 43(1): 283-286.
- [54] Nakayama A, Patel V C. Calculation of the viscous resistance of bodies of revolution[J]. *Journal of Hydrodynamics*, 1974, 8(4): 154-162.
- [55] Zedan M F, Seif A A, Al-Moufadi S. Drag reduction of airplane fuselages through shaping by the inverse method [J]. *Journal of Aircraft*, 1994, 31(2): 279-287.
- [56] Goldschmied F R. Integrated hull design, boundary-layer control, and propulsion of submerged bodies[J]. *Journal of Hydrodynamics*, 1967, 1(1): 2-11.
- [57] Pake F A, Piptone S J. Boundary layer control for airships [R]. *BT-2548*. 03, 1975.
- [58] Kim S E, Rhee S H, Cokljat D. Application of modern turbulence models to vortical flow around a 6 : 1 prolate spheroid at incidence[C] // 41st AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit. 2003.
- [59] Su W H, Tao B, Xu L. Three-dimensional separated flow over a prolate spheroid [J]. *AIAA Journal*, 1993, 31(11): 2175-2176.

- [60] Lutz T, Funk P, Jakobi A, et al. Aerodynamic investigations on inclined airship bodies[C]//Proceedings of the International Airship Convention and Exhibition. 1998.
- [61] Okuyama M, Shibata M, Yokokawa A, et al. Study of propulsion performance and propeller characteristics for stratospheric platform airship [R]. JAXA-RR-05-056, 2006.
- [62] Lutz T, Leinhos D, Wagner S. Theoretical investigations of the flowfield of airships with a stern propeller[C]//International Airship Convention and Exhibition. 1996.
- [63] 刘建闽, 薛雷平, 鲁传敬. 平流层飞艇绕流场与柔性变形的数值模拟[J]. 力学季刊, 2006, 27(3): 440-448.
Liu Jianmin, Xue Leiping, Lu Chuanjing. Coupling computation of ambient flow and deformation of elastic membrane body[J]. Chinese Quarterly of Mechanics, 2006, 27(3): 440-448. (in Chinese)
- [64] 吴子牛, 王兵, 周睿, 等. 空气动力学[M]. 北京: 清华大学出版社, 2008.
Wu Ziniu, Wang Bing, Zhou Rui, et al. Aerodynamics [M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2008. (in Chinese)
- [65] 秦朝中, 杨向龙, 梁宗宪, 等. 充气囊体材料撕裂及破裂后流场特性研究[J]. 中国科学技术大学学报, 2007, 37(10): 1280-1285.
Qin Chaozhong, Yang Xianglong, Liang Zongxian, et al. An investigation on the tearing behavior of ballonet material and after-burst flow of an airship[J]. Journal of University of Science and Technology of China, 2007, 37(10): 1280-1285. (in Chinese)
- [66] 唐逊, 赵攀峰, 秦朝中. 高空飞艇的流固耦合数值研究[J]. 航空科学技术, 2008(4): 18-22.
Tang Xun, Zhao Panfeng, Qin Chaozhong. A numerical investigation on the fluid-structure interaction of high-altitude airship[J]. Aeronautical Science and Technology, 2008(4): 18-22. (in Chinese)

作者简介:

任一鹏(1986—) 男, 本科生。主要研究方向: 空气动力学。

Tel: 010-62773794

E-mail: ryp05@mails.tsinghua.edu.cn

田中伟(1983—) 男, 博士研究生。主要研究方向: 空气动力学。

Tel: 010-62773794

E-mail: tzw06@mails.tsinghua.edu.cn

吴子牛(1963—) 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 空气动力学。

Tel: 010-62784116

E-mail: ziniuwu@mail.tsinghua.edu.cn

(编辑: 蔡斐)



中国航空学会第七届动力年会征文通知

一、征文内容

航空、航天、航海、陆地动力系统在预研、研制、改进改型方面的新成果、新进展; 前沿学科专业在发展中的新概念、新理论、新方法和新技术以及跨专业、跨学科或学科专业交叉与边缘学科方面的研究成果; 航空发动机及部件各相关专业学科领域的研究成果、进展和有关学术问题, 包括: 推进系统气动热力学(含数值仿真技术、进排气系统等)、叶轮机、燃烧与传热传质、发动机结构强度振动、发动机自动控制、机械动力传输、火箭发动机、发动机试验与测试技术、轻型燃气轮机、发动机软科学、发动机可靠性、小型发动机等; 我国航空动力发展战略、发展目标、技术途径和国内外发展环境分析; 航空发动机有关重点工程和重点型号研制过程中的技术分析, 经济分析和性能分析; 无人机、直升机、远程轰炸机动力装置的研发与发展特点; 大飞机、通用飞机、农林飞机、救援飞机动力装置的研发与发展特点; 新型空中加油机、预警机和电子战飞机动力装置的研发与发展特点; 某些重大在研项目的自主创新与再创新分析, 项目进展、预期目标和发展愿景; 空天一体作战飞行器、微型飞行器动力技术研究; 航机陆用、发动机和其他相关民用技术、能源开发的研究; 学会工作、期刊管理和人才培养的研究与总结。

二、征文要求

1. 已在全国性刊物或学术会议上发表过的文章一般不再征集。2. 专题性文章一般不超过 6 000 字(包括摘要、图表和参考文献), 综述性文章一般不超过 8 000 字。3. 要求文章重点突出、观点明确、文字简练、数据准确, 文章格式、单位和符号符合出版要求。4. 作者文责自负, 涉及保密部分, 自行作解密处理, 并提交保密审查证明。5. 要求电子投稿, 一般只接收电子邮件和光盘, 如有困难可寄一份纸质论文。论文要求 Word 图文通栏混排, 均需注明作者姓名、单位、职务或职称、邮编、详细通信地址、电子邮件地址和保证能联系到作者本人的电话。6. 一律不收版面费。

三、截稿日期与寄交地址

1. 征文截止日期为 2010 年 6 月 30 日

2. 寄交地址

通信地址: 贵州平坝 207 信箱科技委、科协办公室 邮政编码: 561102

联系人: 彭瑛、于芳 13658538808、13049502129

联系电话: 0853-4692293、4692291 电子邮件: kexie@lyaec.com