

飞艇蒙皮振动对流场特性的影响

周 铮, 叶正寅

(西北工业大学 翼型、叶栅空气动力学重点实验室, 陕西 西安 710072)

摘 要:通过求解二维雷诺平均 Navier - Stokes 方程,采用 SST 两方程湍流模型对飞艇二维绕流流场进行数值模拟,重点分析飞艇蒙皮振动对流场的影响。为便于流场对比,在飞艇蒙皮的上表面给定一种沿流向传播的振动波型,通过调整振动的振幅、频率和波长,分析3种振动参数对流动分离和阻力的影响。研究表明:沿流向的蒙皮振动会使飞艇绕流流场产生显著变化。在一定振幅和频率条件下,随着波长的减小,流动分离加剧,阻力系数增加;在固定波长和频率条件下,随着振幅的增加,流动分离加剧,阻力系数增加;而在固定振幅和波长条件下,随着频率的增加,非定常效应增强,流动分离减弱,阻力系数减小;此外还发现,选取一定的振动形式和合适的参数可能起到抑制流动分离,从而减小阻力的作用,为高空飞艇减阻提供了一种技术途径。

关键词:飞艇;分离流;阻力;振动

中图分类号: V211.3 **文献标识码:** A **文章编号:** 1009 - 3516(2008)03 - 0006 - 05

飞艇是一种重要的空中飞行平台,由于驻空时间长、节省能源消耗,使得高空飞艇在军事上具有很好的实用价值。当前,国内外都在大力开展飞艇研究^[1-3]。

飞艇的特点是充分运用轻质气体的浮力,但是,由于高空大气密度本身很低,高空飞艇需要足够大的体积才能提供所需的浮力。为了保证克服重量的浮力,除减轻结构重量外,高空飞艇内部轻质气体的压力一般只比周围环境大气的压力略高,这是因为一方面减小充气气体的质量,同时也为了减少轻质气体的漏气问题(轻质气体的分子很小,能够穿过蒙皮材料)。同时,高空飞艇一般采用轻质的、超薄的复合材料,以减小蒙皮本身的质量。然而,对于内外压差很小的高空飞艇而言,在相对大气的飞行过程中,柔性蒙皮在内外压差很小的条件下,由于大气气流的扰动,很容易发生柔性蒙皮振动问题,这种振动对高空飞艇会产生什么样的影响?有多大的影响?这是高空飞艇发展过程中必须研究的问题。

高空飞艇的原理是浮力克服重力,由推进动力克服飞行阻力,高空飞艇能够在高空驻留多长时间,取决于阻力的大小,所以,高空飞艇的阻力是飞艇设计中的重要参数,本文将通过数值模拟的技术途径,通过求解 Navier - Stokes 方程,在飞艇蒙皮表面施加不同形式的振动,研究蒙皮振动对流场和阻力的影响规律。由于是探索性的定性研究,也因为求解非定常 Navier - Stokes 方程的计算量太大,本文以二维形状的气动问题为切入点,研究蒙皮振动和各种振动参数的影响。

1 计算方法

采用改进的无限插值理论生成绕翼型的 C 型网格。空气动力学基本方程为可压缩、非定常 N - S 方程,其积分形式为

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V Q \cdot dv + \int_S F \cdot n \cdot ds = 0 \quad (1)$$

收稿日期:2007 - 11 - 09

基金项目:国家自然科学基金资助项目(0572120)

作者简介:周 铮(1983 -),男,湖北襄樊人,硕士,主要从事流固耦合与控制研究;E-mail:zhouzheng0219@163.com

叶正寅(1963 -),男,湖北浠水人,教授,博士生导师,主要从事空气动力学研究。

其中: $Q = [\rho, \rho u, \rho v, e]^T$, ρ, u, v, e 分别为空气密度, x, y 方向的速度分量和单位体积的总内能; n 为边界积分的法向单位向量; V 为面积单元区域; S 为包含面积分域的边界; F 为通量项, 它包括无粘项 F_E 和粘性项 F_v 两部分。

$$F = F_E + F_v \tag{2}$$

在非定常情况下, 采用双时间方法求解非定常 N-S 方程, 伪时间采用隐式方法以提高计算效率, 离散后的 N-S 方程在时间和空间上均具有二阶精度, 由于计算的是低马赫数流动, 所以对原方程进行了预处理^[4]。湍流模型采用 M-SST 模型^[5]。

2 计算结果

2.1 方法验证

为了验证计算方法对流动、尤其是分离流的适应性。选取 NACA0015 在迎角为 13° 和 17° 时的流场来进行验证(见图 1, 图 2), 来流马赫数为 0.29, 雷诺数为 1 950 000。下面是本文验证的结果和实验结果^[4] 的比较。由比较结果看出, 本文采用计算方法和程序是正确的。

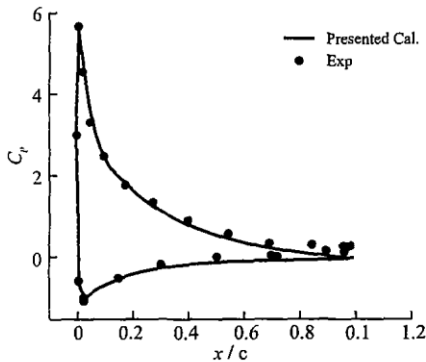


图 1 NACA0015 迎角 13° 的压力分布

Fig.1 Pressure distribution of NACA0015 at 13 degrees AOA

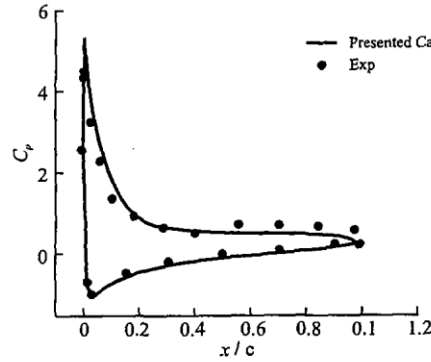


图 2 NACA0015 迎角 17° 的压力分布

Fig.2 Pressure distribution of NACA0015 at 17 degrees AOA

为了检验非定常分离流的适应性, 选择有实验数据的 NACA0015 翼型绕前缘四分之一弦长处做俯仰运动的状态进行对比, 雷诺数和马赫数同图 1, 运动的数学表达式为 $\alpha = \alpha_m + \alpha_0 \sin(\omega t)$, 减缩频率 $k = \omega c / 2V_\infty$ 。 α_m 为平均迎角, α_0 为俯仰运动的迎角幅值。 ω 为俯仰运动的圆频率。算例中, 平均迎角为 17° , 俯仰运动迎角的幅值为 4.2° , 减缩频率为 0.1。从图 3 和图 4 中可以看到, 本文方法对非定常分离流能够正确模拟。

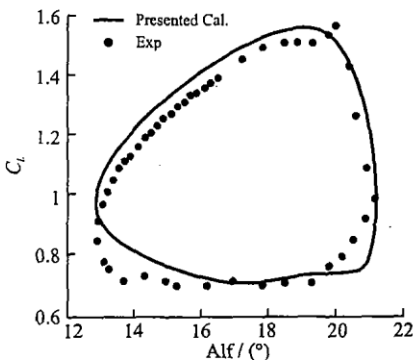


图 3 翼型俯仰运动时升力系数随迎角变化

Fig.3 Lift coefficient at different AOA while aerofoil pitching

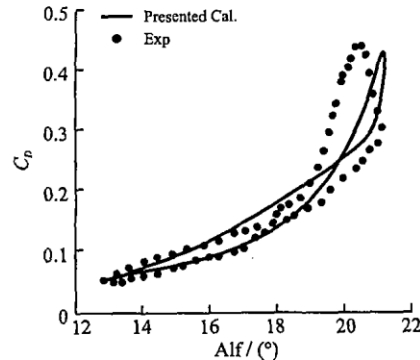


图 4 翼型俯仰运动时阻力系数随迎角变化

Fig.4 Drag coefficient at different AOA while aerofoil pitching

2.2 飞艇蒙皮振动流场计算

沿着二维飞艇蒙皮表面, 施加一个机械波从前缘传播到后缘, 为了便于比较蒙皮振动对流场带来的影响, 机械波只在蒙皮上表面传播, 下表面保持不变。蒙皮振动的数学模型为: $y = h \cos(\omega t - 2\pi x / \lambda)$ 。其中 h 表示振动的幅度; ω 表示振动的圆频率; λ 表示振动的波长; x 表示振动点的位置坐标。假设前缘点的 x 坐

标为0,以前缘点的相位为初始相位,减缩频率 $k = \omega c / V_\infty$ 。 c 表示飞艇的弦线长度, V_∞ 表示来流速度。计算雷诺数为5 000 000,马赫数为0.3,迎角为 0° 。其中,飞艇蒙皮上各点的振幅并不是一定值,本文取振动点当地厚度的某种百分比作为当地的振幅, y 为振动点的纵坐标。图5、图6是蒙皮静止时的飞艇网格和后缘的局部流场。可见,飞艇后缘附近有一定尺度分离涡。

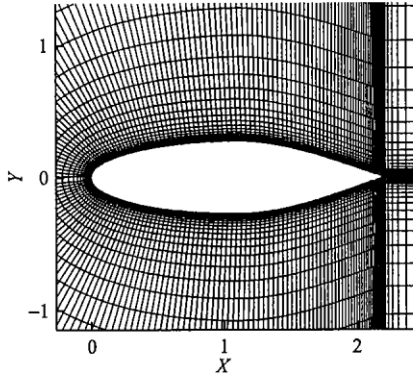


图5 飞艇蒙皮静止时网格

Fig.5 Grid of motionless airship envelop

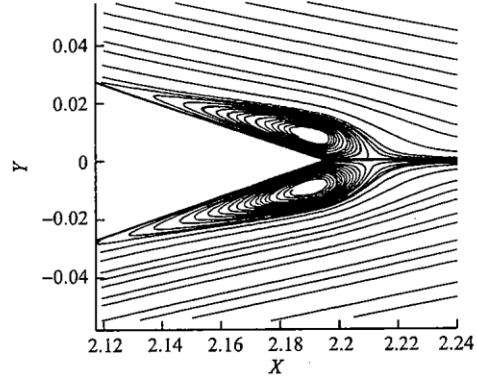


图6 飞艇后缘瞬时局部流场

Fig.6 Local instantaneous streamlines of afterbody

表1给出了波长为 $c/4$,减缩频率为0.7时,不同振幅下的平均阻力系数变化规律。其中振幅为0时蒙皮静止。显然,随着振幅的增加,平均阻力系数增大了,这是由于振幅的增大,造成蒙皮上表面局部变形增加,形成了多个分离涡,并导致后缘分离涡不断脱落,如图7、图8所示(其中 $k = 0.7, h_0 = y/14, \lambda = c/4$)。

表1 减缩频率为0.7时,波长为 $c/4$,不同振幅情况下的阻力系数
 Tab.1 $k = 0.7, \lambda = c/4$, drag coefficient at different vibration amplitudes

振幅 h_0	0	$y / 50$	$y / 20$	$y / 14$	$y / 10$
阻力系数 C_d	0.013 06	0.013 83	0.016 32	0.020 42	0.022 78

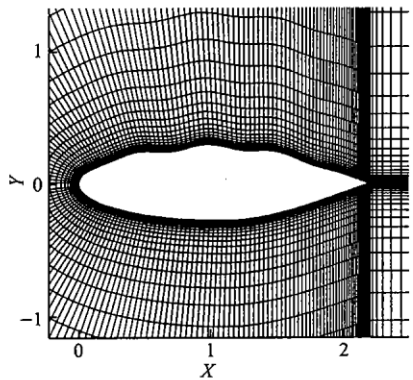


图7 飞艇蒙皮振动时动网格

Fig.7 Grid of vibrating airship envelop

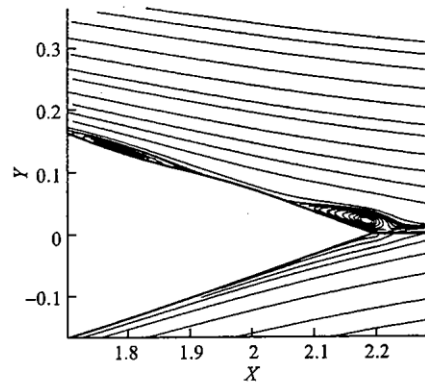


图8 飞艇后体瞬时局部流场

Fig.8 Local instantaneous streamlines of afterbody

表2给出了振动幅值和频率一定时波长变化情况下的阻力系数变化规律,可以看到,当波长为 c 时,阻力系数略小于蒙皮静止时的阻力系数。但随着波长的减小,阻力系数明显增大了,这是由于波长减小,飞艇上表面的局部弯度增大,导致上表面多处局部出现了分离,最后这些局部分离汇集到一起,在后缘形成了更大的分离,从而导致阻力系数明显增加。图9和图10(其中 $k = 0.7, h_0 = y/20, \lambda = c/8$)给出了上述流动特征的流场图。

表2 减缩频率为0.7时,波动振幅为 $y / 20$,不同波长情况下的阻力系数
 Tab.2 $k = 0.7, h_0 = y/20$, drag coefficient at different wave length

λ	c	$c / 2$	$c / 4$	$c / 6$	$c / 8$
阻力系数 C_d	0.012 92	0.013 11	0.016 32	0.025 24	0.035 45

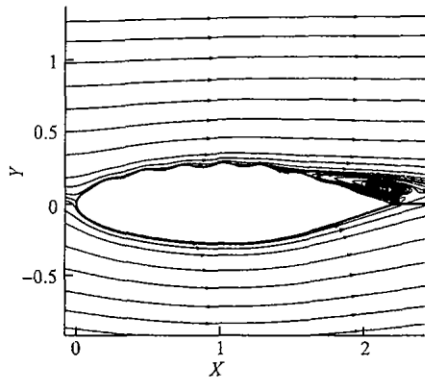


图9 波长为 $c/8$ 时的飞艇瞬时流场图

Fig. 9 $\lambda = c/8$ instantaneous streamlines of airship

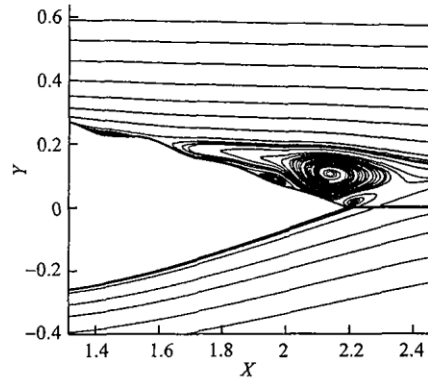


图10 对应图9的后缘局部流场

Fig. 10 $\lambda = c/8$ local streamlines of afterbody

表3给出了振动波长和幅值保持不变时不同频率情况下的阻力系数变化规律。当蒙皮振动的频率从0.1到0.7的范围内,振动频率的增加所引起的非定场效应的增强对流场的影响不大。而当频率在1.0到20.0的区间里变化时,随着频率的增加,物面法向运动速度增大,非定场效应明显增强,阻力系数随频率增加而变小。且当 $k = 20$ 时,此时蒙皮上表面后缘的分离减小,阻力系数比蒙皮静止时更小,如图12。

表3 波长为 $c/4$ 、振幅为 $y/20$ 时,不同波动频率情况下的阻力系数
Tab. 3 $h_0 = y/20, \lambda = c/4$, drag coefficient at different vibration frequency

频率	0.1	0.4	0.7	1.0	10.0	20.0
阻力系数 C_d	0.016 20	0.016 46	0.016 30	0.016 11	0.015 06	0.010 07

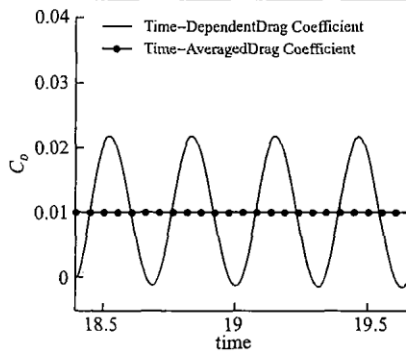


图11 飞艇阻力系数随时间的变化

Fig. 11 Drag coefficient of airship with times

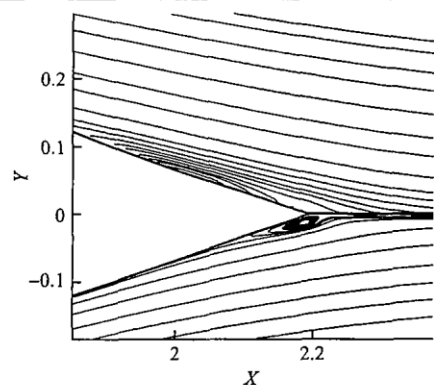


图12 飞艇后缘瞬时局部流场

Fig. 12 Local instantaneous streamlines of afterbody

为了进一步探索蒙皮一定频率振动对分离的抑制效果,本文选择另一雷诺数为100 000的情况进行计算,其中蒙皮上表面以波长为弦长 c ,振幅为 $y/20$,减缩频率为20的情况振动,且振动由前缘只传播到距前缘三分之二弦长处为止。计算结果表明,在此雷诺数条件下,蒙皮不动时飞艇后缘附近有对称的较大尺度分离涡(图13),但当蒙皮上表面开始振动后,虽然上表面有分离涡不断脱落,但飞艇下表面的分离涡基本消失了(图14)。对应飞艇的阻力系数是,蒙皮不动时,阻力系数为0.022,而当蒙皮振动后,虽然瞬时阻力系数可能更大,平均阻力系数降到了0.003(图15)。

3 结论

本文通过求解雷诺平均 Navier - Stokes 方程,研究了高空飞艇柔性壁面在飞行环境下蒙皮振动对飞艇流场和气动性质的影响。在求解 Navier - Stokes 方程过程中,运用了全隐式的双时间方法,并在伪时间中采用 LU - SGS 隐式推进算法,以保证计算方法具有较高的效率。此外,还引入了预处理方法以便在低速流动情况下保证精度和更快收敛。通过对翼型大迎角流动的计算,验证了计算方法和程序。在此基础上,以某飞艇的轮廓线为对象,通过在飞艇上表面给定一定形式的振动,研究了蒙皮振动波长、振幅和振动频率对流场的影响。计算结果表明:在较低的频率下,蒙皮振动会引起飞艇尾部流场分离的加剧,从而导致更大的阻力。具体还包括:在一定振动波长和较低频率,随着振幅的增加,造成蒙皮上表面局部变形增加,会导致时间平均

阻力系数显著增加;同一道理,在一定的振动频率和振幅下,随着波长的减小,飞艇上表面的局部弯度增大,也会导致时间平均阻力系数增加。但是,当振动频率达到较大值后(如论文中的减缩频率达到20),蒙皮的振动却对分离涡有一定的抑制效果,带来时间平均阻力对蒙皮不动时下降了。这些结果对飞艇骨架的设计有很好的参考价值,同时为抑制飞艇后部分离提供了一种技术途径。对于三维流场的情况,由于振动模式更加复杂,作者还将进一步研究。

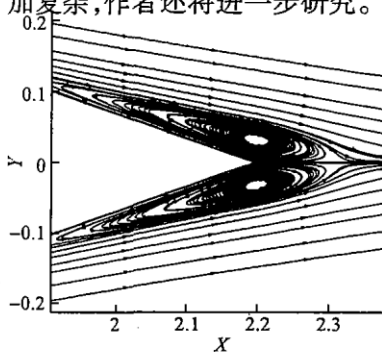


图 13 蒙皮静止时的流场

Fig. 13 Streamlines of motionless airship envelop

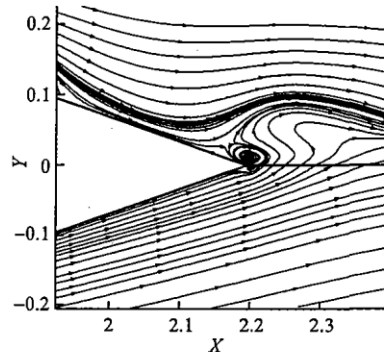


图 14 蒙皮振动时的流场

Fig. 14 Streamlines of vibrating airship envelop

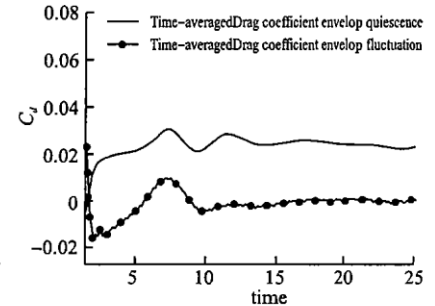


图 15 阻力系数随时间变化情况

Fig. 15 Drag coefficient with times

参考文献:

- [1] Liu Tianshu, William W Liou. Aeroship: A New Flight Platform[R]. AIAA Paper 2006 - 3922.
- [2] Bormann Alexander Philipp, Herrmann Jan, Stefen Skutnik. Alternative Buoyancy Concepts: First Numerical and Experimental Results from a Hot Steam Balloon (HeiDAS)[R]. AIAA Paper 2003 - 6840.
- [3] Nayler Arnold W L. Airship Development World - wide - A 2001 Review[R]. AIAA Paper 2001 - 5263.
- [4] Chen K H, Pletcher R H. Primitive Variable Implicit Calculation Procedure for Viscous Flows at All Speeds[J]. AIAA Journal, 1991, 29(8):1241 - 1249.
- [5] Sherrie L Krist, Robert T Biedron, Christopher L Rumsey. CFL3D User's Manual[R]. NASA/TM - 1998 - 208444.
- [6] Barakos G, Drikakis D, Leschziner M A. Numerical Investigation of the Dynamic Stall Phenomenon Using Non - Linear Eddy - Viscosity Model[R]. AIAA Paper 1998 - 2740.
- [7] Ye Zhengyin, Xie Fei. The Effects of Elastic Vibration on the Flow Field near Stall - incidence of the Airfoil[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2006, 27(6):1028 - 1032.
- [8] Ye Zhengyin, Wang Gang. Yang Yongnian, et al. A Method to Simulate the Aeroelastic Problem based on Navier - Stokes Equations[J]. Chinese Journal of Computation Physics, 2001, 18(5):397 - 401.
- [9] Wang Xiaoliang, Shan Xuexiong. Aerodynamic Estimation for Stratosphere Airship[J]. Chinese Quarterly of Mechanics, 2006, 27(2):295 - 304.
- [10] Piziali R A. An Experimental Investigation of 2D and 3D Oscillating Wing Aerodynamics for A Range of Angle of Attack Including Stall[R]. NASA - TM - 4632 (1993).

(编辑:姚树峰)

The Influence of Airship Envelop Vibration on the Flow Field

ZHOU Zheng, YE Zheng - yin

(National Key Laboratory of Aerodynamic Design and Research, NWPU, Xi'an 710072, China)

Abstract: By solving two - dimensional Reynolds - Averaged Navier - Stokes equation and using two equation SST turbulent models, the two dimensional flow field of an airship is simulated. The influence of airship envelop vibration on the flow field is analyzed. The influence on flow separation and drag of different vibration amplitude, frequency and wave length is analyzed on the hypothesis that a wave is promulgating in the flow direction on the airship envelop upper surface. The results indicate that the vibration can make the airship flow field dramatically change; with fixed vibration amplitude and frequency, reducing wave length will result in flow separation and drag coefficient increase; with fixed wave length and frequency, increasing amplitude will have the same effect; with fixed wave length and amplitude, increasing frequency will induce flow separation and drag coefficient decrease because of the enhancement of unsteady effect. Besides, it also demonstrates that certain form of vibration with suitable vibration correlation parameters may restrain flow separation and reduce drag, which would be an approach for decreasing drag of airship.

Keyword: airship; separation; drag; vibration