

文章编号: 0258-1825(2012)05-0685-07

适应水-空介质航行的共形半环翼布局概念研究

张佳强¹, 冯金富¹, 谢奇峰², 胡俊华¹, 徐 虎¹

(1. 空军工程大学 工程学院, 陕西 西安 710038; 2. 桂林空军学院, 桂林 541010)

摘 要:根据跨越水-空界面,在海水、空气两种介质中交替航行的构想,针对飞行器/航行器的气/水动布局设计矛盾,考虑穿越两相界面的巨大冲击载荷,基于可伸展环翼设计,提出一种共形半环翼布局概念。设计了空中、水下两种基本布局形态,利用弹翼沿轴向对称旋转实现形态之间的过渡转换。采用CFX软件分析了该布局空中构型的气动特性和水下构型的水动特性。数值模拟结果表明,0°攻角时,共形半环翼布局空中构型气动升、阻力系数接近于具有相同翼型、弦长、水平投影面积的平直翼构型的两倍,攻角增大到12°以后,气动升力较参考平直翼构型的增幅降低到百分之十几;水下构型与类鱼雷构型水动特性相当;空中构型在水下航行时,弹翼阻力约占整体布局阻力的50%,弹翼升力在攻角绝对值大于15°时约占50%,随着攻角绝对值减小所占比例迅速增加,3°攻角时弹翼升力占到98%,从而证明共形半环翼布局为适应水-空介质航行所设计的两种构型及其变体方案的合理性及必要性。

关键词:共形;半环翼;水-空界面;数值模拟

中图分类号:V211.3;V211.59 **文献标识码:**A

0 引 言

空气与水两种流体介质的化学组分不同,密度、粘度、可压缩性、热膨胀性等物理性质存在巨大差异。因而空中飞行器与水下航行器的布局设计明显不同。对于在海水、空气中交替航行这一构想而言,巡航飞行必不可少的弹翼在水下不仅会产生较大的阻力,而且水具有较大密度的性质使得弹翼在运动过程中产生过大的正向升力,阻碍俯仰平面内的力矩配平,所以弹翼的存在倍显“多余”。在穿越气-水界面的过程中,介质密度的突变会产生巨大的冲击载荷,如以100~200m/s速度入水,冲击载荷峰值达到千g量级(g为重力加速度)^[1-3],如此高的冲击作用将使常规的单翼结构产生弹塑性变形,甚至断裂、损坏。因此,本文借鉴美国休斯公司IR&D项目曾探索过的可伸展环翼布局构想,提出一种具有较强抗载能力的共形半环翼布局方案。

从文献[4-6]可以看出,休斯公司研究环翼的目的是使导弹、鱼雷等武器符合内埋式弹仓和鱼雷管的存储、发射需求,提高射程、有效载荷和末端机动性。可伸展环翼展开方式复杂,其一次性展开的特点,没

有考虑多次展开-收拢过程的可靠性问题以及弹翼形变产生的气动特性变化问题。同时,其配置的弧形尾翼不可避免的产生滚转不稳定以及俯仰通道与偏航通道的显著耦合问题^[7-8]。

1 共形半环翼布局特点

为满足水-空介质航行需求,对可伸展环翼布局做了三方面改型:

(1) 将主弹翼的环形设计改为两个半环在弹体纵剖面顶端相接,减小弹翼在多次展开-收拢过程中的结构形变;

(2) 尾翼选用常规的“+”构型,避免弧形尾翼的横向耦合效应;

(3) 在弹体外表面设计了开放式的储翼槽,以放置处于水下构型时闭合状态的弹翼,使弹翼与弹体完全闭合,不出现缝隙、凹槽、空腔等显著增大水动阻力的结构。

改型后的共形半环翼布局如图1所示,其中图1(a)为空中构型,图1(b)为水下构型,两者通过弹翼沿弹轴旋转实现转换。弹翼左右对称,分别由上下两层弧形翼在翼尖通过铰链衔接而成,翼剖面选用NASA

* 收稿日期:2011-12-20; 修订日期:2012-03-04

作者简介:张佳强(1984-)男,博士研究生,主要从事航空兵器气动设计与仿真研究。E-mail:jiaqiang-z@163.com

SC(2)-1006 超临界翼型,以满足高亚声速、大航程的高升阻比需求^[9]。

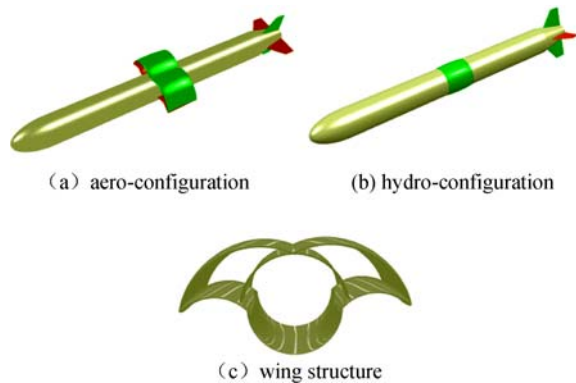


图1 共形半环翼布局气、水动构型配置
Fig. 1 Aero/ hydro configuration of conformal semi-ring wing configuration

2 气动特性分析

采用CFX数值计算软件对共形半环翼布局空中飞行特性进行数值模拟,设置标准大气环境,海平面高度,飞行速度 $Ma=0.8$,基于弹翼弦长的雷诺数 1.117×10^7 。模拟选用SST $k-\omega$ 两方程湍粘湍流模型,二阶迎风差分格式,流场边界湍流度 0.02,分别研究了布局的纵向和横向气动特性。

2.1 纵向气动特性

研究布局的纵向气动特性时,侧滑角设为 0° ,攻角为导弹武器的主要工作范围 $-12^\circ \sim 30^\circ$ 。布局表面的压力分布(攻角 12°)如图2(a)所示,弹翼前缘、33%弦长、66%弦长和后缘处横剖面的压力分布如图2(b~e)所示,各剖面速度分布特性如图3所示。图4给出了布局在大攻角(42°)临界失速区域的空间流线变化图。

从图2所示的弹翼各剖面压力分布可见, 12° 攻角条件下,压力峰值出现在半环翼前缘、弹体储翼槽后壁等部位;下层弹翼和弹体下表面压力顺气流方向显著增大,在66%弦长处出现较强的高压,产生良好的升力收益,其原因主要在于超临界翼型自身所具有的大的后弯度特性和弧形表面对气流的“包裹”效应,尤其是后者能够较大程度上降低气流沿展向的流动,减小平直弹翼面临的气流“下洗”作用。在环翼之间的腔体区域,压力顺气流方向逐渐降低,66%弦长剖面处大的负压分布于整个翼腔剖面,这种情况下半环翼下层弹翼具明显大于常规单层弹翼的升力效应,但上层弹翼的升力会遭到一定损失,极端情况下会产生负升力。

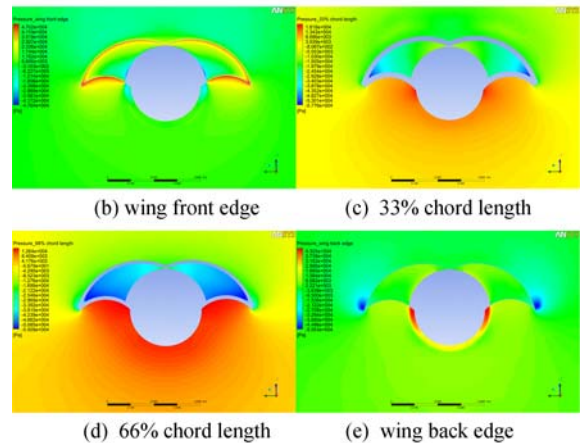
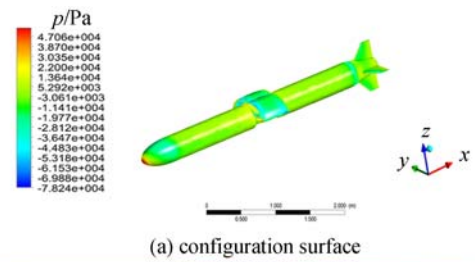


图2 空中构型的压力等值线云图($\alpha=12^\circ$)
Fig. 2 Pressure contour of aero-configuration($\alpha=12^\circ$)

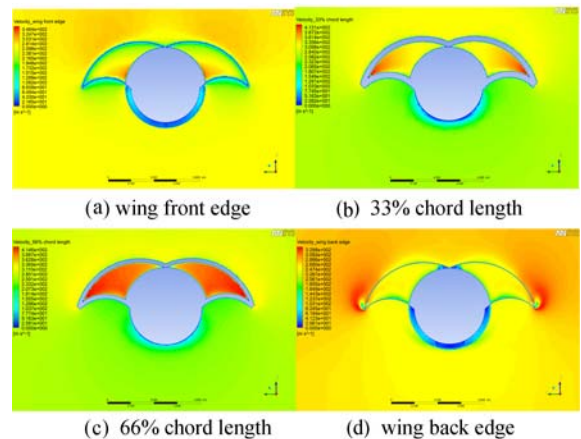


图3 空中构型弹翼横剖面速度等值线云图($\alpha=12^\circ$)
Fig. 3 Velocity contour on lateral section of aero-configuration wing($\alpha=12^\circ$)

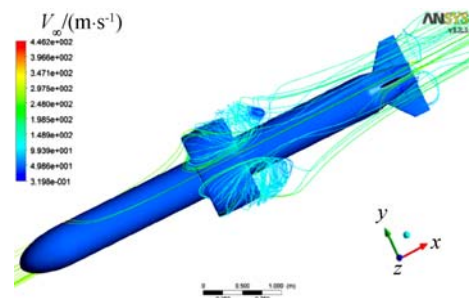


图4 空中构型的空间流线图($\alpha=42^\circ$)
Fig. 4 Space streamline of aero-configuration($\alpha=42^\circ$)

从速度分布看, $Ma_{0.8}$ 速度气流流经半环翼之间的翼腔时, 弹翼前缘剖面的弹体上表面已经出现微弱的超声速流, 到达 33% 弦长处时上下层弹翼翼端铰接处出现较强的超声速流, 66% 弦长处翼腔内的气流完全达到超声速, 气流的速度变化趋势可以从图 5 所示的纵向剖面压力、速度分布图更清晰的反映。

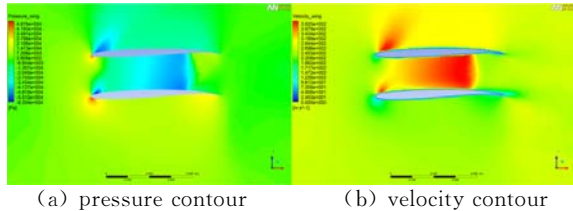


图 5 空中构型弹翼纵剖面压强、速度等值线云图 ($\alpha=12^\circ, 25\%$ 翼展)

Fig. 5 Pressure and velocity contour on longitudinal section of aero-configuration wing ($\alpha=12^\circ, 25\%$ wingspan)

图 5 中, 上下层弹翼的上表面前部有小的超声速区, 两层翼之间 35%~75% 弦长区域气流为完全超声速, 最大马赫数达到 1.6, 翼腔内超声速区在 75% 弦长处激波的形式终止, 波后压力迅速恢复。压力在弹翼表面的详细分布如图 6、图 7 所示, 其中, 图 6 所示为压力沿展向的分布, 选取剖面分别为从弹翼前缘起 20%、45%、70%、95% 弦长处的弹翼横剖面; 图

7 所示为压力沿弦向的分布, 选取剖面分别为距离弹体纵向平面 10%、22.5%、35%、47.5% 翼展处的弹翼纵剖面。

从图 6 可见, 在 3° 小攻角条件下, 上层弹翼上表面压力系数沿展向几个剖面基本稳定, 没有出现因翼面展向弯曲而产生显著差异, 其数值稳定在 -0.3 左右; 上层弹翼下表面压力系数顺展向呈弧形状逐渐降低, 说明下表面压力对环翼表面形状有一定的跟随性, 随着上下两层翼间距离的减小, 亚声速来流受到的压缩效应愈显著, 流速的提高量愈大, 翼面的压力就愈低, 其极小值出现在两翼铰接处, 而极大值位于翼-身连接处。下层弹翼上表面压力与上层弹翼下表面压力沿展向的分布类似, 但其负值比后者更低, 只有在邻近弹翼后缘 95% 弦长处压力才有一定的恢复; 下层弹翼下表面的正向压力从翼根到翼尖递减, 但随着气流的弦向流动压力沿展向的递减趋势减弱。受弹翼气流的有利干扰, 弹身上、下表面形成了一定的压力差, 为整体布局提供一定的升力。

由于共形半环翼布局下层弹翼的展长约等于上层弹翼的 55%, 所以图 7(a、b) 中仅出现上层弹翼剖面的压力分布图。通过四个剖面对比可以看出, 上层弹翼上、下表面的压力差在远离弹体纵向平面的各剖

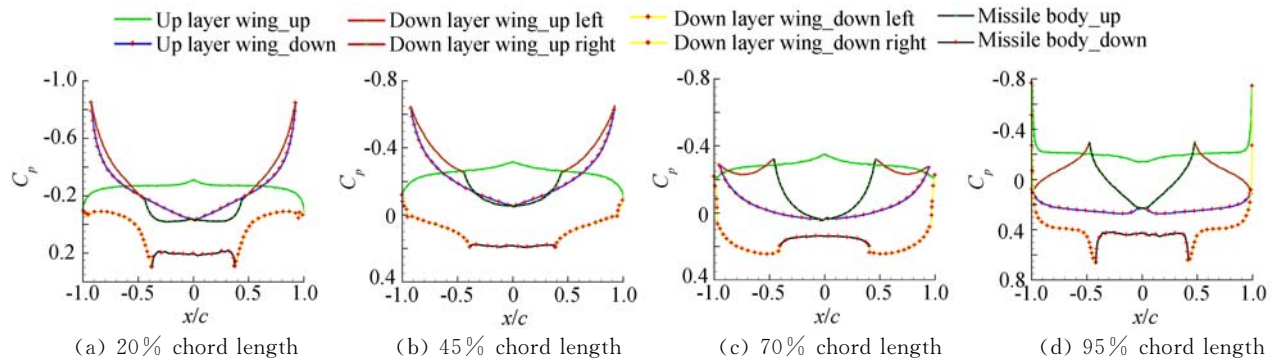


图 6 空中构型弹翼压力沿展向的分布 ($\alpha=3^\circ$)

Fig. 6 Aero-configuration wing pressure distribution in spanwise direction ($\alpha=3^\circ$)

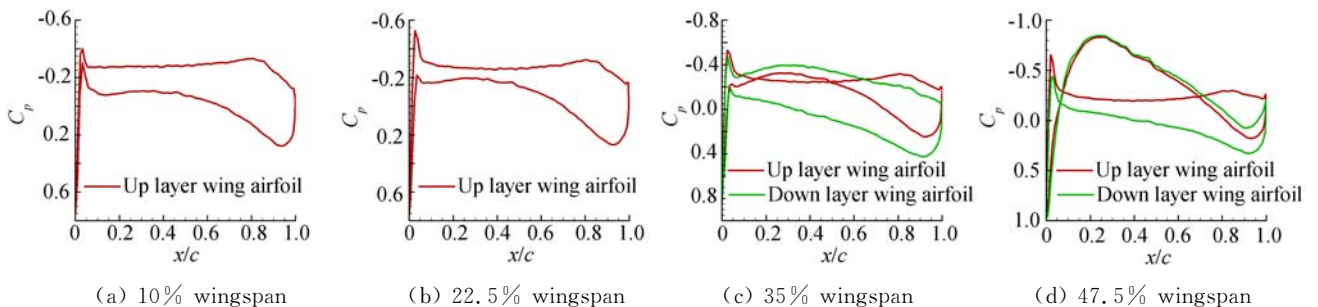


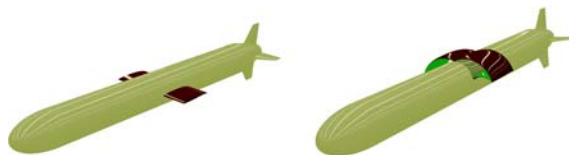
图 7 空中构型弹翼压力沿弦向的分布 ($\alpha=3^\circ$)

Fig. 7 Aero-configuration wing pressure distribution in chordwise direction ($\alpha=3^\circ$)

面逐渐减小,接近上下层翼面的结合部(图7d)出现了上表面压力大于下表面的不利情形。但图7(c、d)显示下层弹翼上、下表面具有较好的压力分布,原因在于下层弹翼的弯曲弧度仅有上层弹翼的一半,受弹翼表面弯度的影响较小。

为了验证共形半环翼布局的气动性能,选用两型参考模型进行对比研究:一型是与共形半环翼布局具有相同弹体、弹尾形状,相同翼型、弦长、水平投影面积的平直翼布局,如图8(a)所示;另一型是取消共形半环翼布局储翼槽空腔结构的半环翼布局,称其为固定式半环翼布局,如图8(b)所示。前者是为了验证本文的布局构想与常规正常式布局的差异,后者是为了分析弹体储翼槽空腔结构对布局的气动特性影响。使用相同条件对三种布局在 $0.8Ma$ 速度下的飞行特

性进行了数值模拟,结果如图9所示,图中,CSRW代表共形半环翼布局,PW代表平直翼布局,FSRW代表固定半环翼布局,各参数计算使用到的参考面积为布局在水平姿态下在水平面内的投影面积,特征长度为布局实际长度,俯仰力矩计算的参考点为布局几何中心前 0.25 倍弦长点。



(a) plain wing configuration (b) fixed semi-ring wing configuration

图8 两种验证参考模型

Fig. 8 Two referenced comparison model

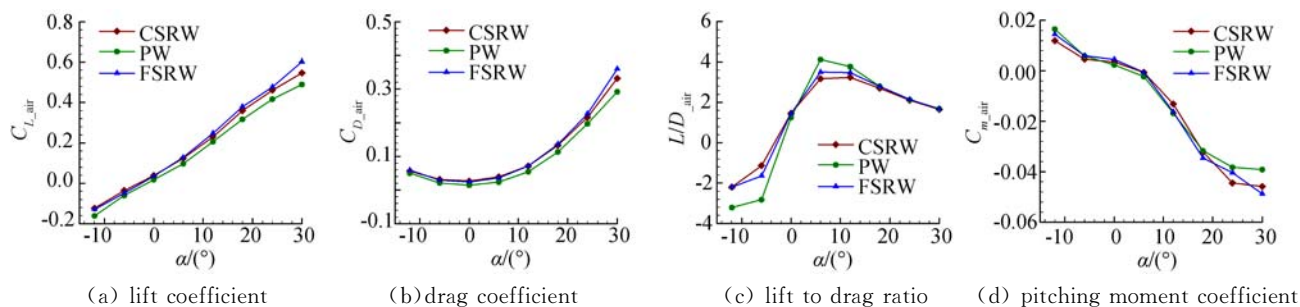


图9 共形半环翼与平直翼布局、固定半环翼布局纵向气动特性

Fig. 9 Longitudinal aerodynamic characteristics of conformal semi-ring wing, plain wing and fixed semi-ring wing configuration

从气动模拟结果来看,三种构型的气动升、阻力系数随攻角的变化趋势十分接近,俯仰稳定性良好。实际上,气动参数的相对差异是很大的,从表1可见, 0° 攻角时,共形半环翼布局较具有相等水平投影面积的平直翼布局升力增加值达到 95% ,阻力增加值 84% ,接近于两倍相等投影面积平直翼的气动效率,显示出良好的小攻角气动特性。但随着攻角的增大,升力的增加幅度迅速降低,超过 12° 攻角以后,升力的增幅降低到百分之十几。在负攻角情况下,共形半环翼提供的负升力则比相等投影面积平直翼小, -6° 攻角时减小 40% 。

从图8所示的验证参考模型的示意图可见,相等投影面积平直翼的展长较小,仅有两倍弹径长度。而半环翼布局弹翼在水平面内的投影面积实际上是平直翼布局弹翼的两倍,源于其上、下层弧形翼的投影发生了重叠,这就能很好的解释表1中所给出的数值模拟结论。图9中各气动参数值偏小的另一方面原因在于参数计算所使用的参考面积为布局的整体投影面积而不是弹翼投影面积,后者仅为前者的约 20% 。

表1 共形半环翼较相等投影面积平直翼气动参数增加幅值

Table 1 Aerodynamic parameter increase ratio of CSRW than PW of equivalent wing projective area

攻角	-12	-6	0	6	12	18	24	30
升力增加幅度(%)	-23	-40	95	27	12	14	11	12
阻力增加幅度(%)	12	49	84	65	30	18	10	13

表2给出了共形半环翼与固定式半环翼布局相比在气动系数上的变化,可见在 $-12^\circ \sim 30^\circ$ 攻角范围内,由于弹体储翼槽半环形空腔结构的存在使得共形半环翼较固定式半环翼布局的升力有一定的下降,最高降幅 9.8% ;但阻力的增加仅限于小攻角范围,最大增幅 9.3% ,当攻角大于 12° 时,空腔结构反而使阻力有所降低, 30° 攻角时阻力减小值达到 7.8% 。

表2 弹体空腔结构对半环翼布局气动特性的影响

Table 2 Aerodynamic influence of body cavity on CSRW

攻角	-12	-6	0	6	12	18	24	30
升力减小幅度(%)	4.1	6.0	9.8	3.2	6.9	5.2	3.4	9.3
阻力增加幅度(%)	-4.4	7.4	9.3	6.6	-0.15	-2.2	-4.9	-7.8

2.2 横向气动特性

共形半环翼布局关于水平平面具有明显的非对称性,为了研究来流侧滑角对布局气动特性的影响,

对 6°、30°攻角条件下布局不同侧滑角(-18°~18°)的气动特性进行了数值计算,图 10 给出了升力、阻力、侧力系数和俯仰、滚转、偏航力矩系数的计算结果。

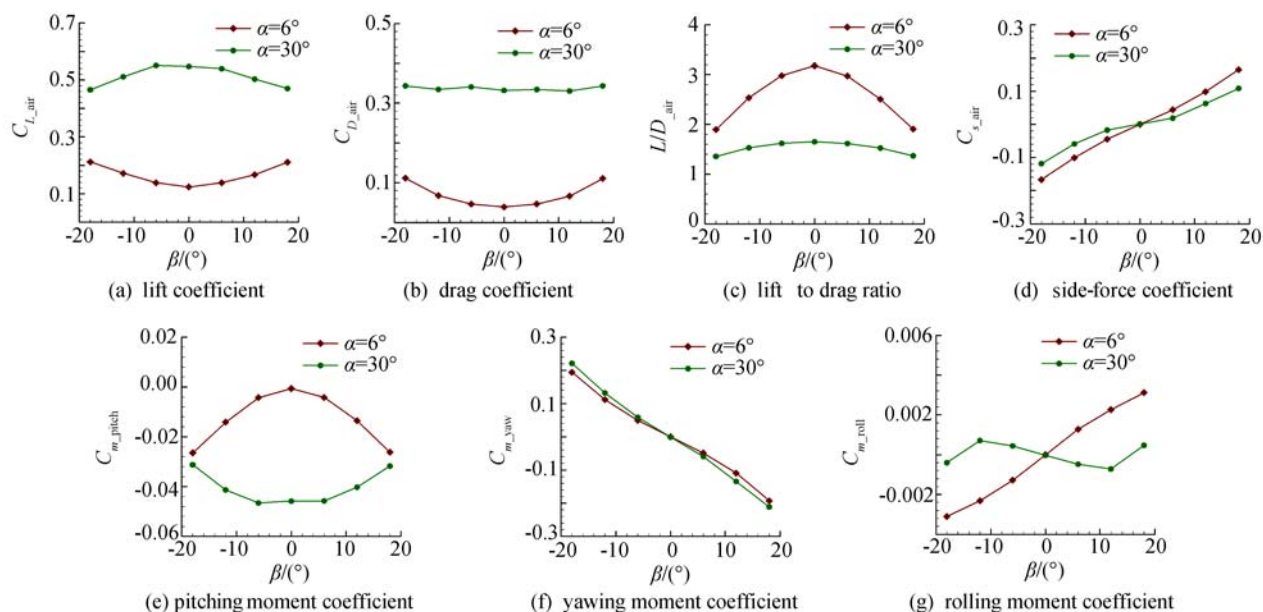


图 10 共形半环翼布局横侧气动性能

Fig. 10 Lateral aerodynamic characteristics of conformal semi-ring wing configuration

结果表明,6°小攻角时,随着侧滑角绝对值的增大,布局的升、阻力增大,升阻比、俯仰力矩减小,布局的俯仰稳定性受到影响。随着侧滑角线性增加,侧力和滚转力矩增大,滚转通道表现出弱的非稳定特性,需要通过舵面差动进行抑制。而偏航力矩随着侧滑角线性减小的趋势,说明布局具有较好的横向稳定性。30°大攻角条件下,升力随侧滑角绝对值增大而减小,俯仰力矩随侧滑角绝对值增大而增大,这种趋势与小攻角的情形正好相反。此时,侧滑角的变化对滚转特性影响较小。

从图 12 可以看出,同等攻角条件下,共形半环翼布局水下构型的升力系数已接近类鱼雷构型,阻力系数略大于后者。在 0°攻角,水下构型升力系数近似为 0,阻力系数 0.015,这与其轴对称特点十分吻合,达到预期设计,因为根据航行器密度近似水密度的假设,其在水下零攻角航行时不期望产生升力,机动所需力矩由弹尾升降舵和方向舵产生。

3 水动特性分析

在研究共形半环翼布局水下构型的水动性能时,选用了与其具有相同弹体、弹尾形状,但没有弹翼的类鱼雷构型作为参照对象,并且对空中构型的水动性能进行了数值模拟,以验证该布局旋转变体的必要性及由此产生的水动收益。航行状态:速度 20m/s,水深 15m。计算采用 $k-\epsilon$ 湍流模型,并假设浮力与重力平衡,不考虑浮力影响。数值模拟结果如图 11、图 12 所示,图中 CSRWa 代表空中构型,CSRWw 代表水下构型,Torp 代表类鱼雷构型。

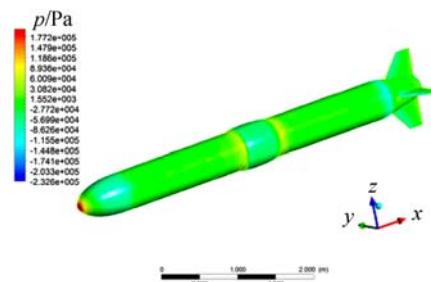


图 11 水下构型的表面压力分布 ($\alpha=3^\circ$)

Fig. 11 Pressure distribution on hydro-configuration surface ($\alpha=3^\circ$)

空中构型在水下航行时,水动压作用会在半环翼表面产生巨大的升力效应,运动稳定性难以保持;同时,其阻力比水下构型大得多,这可以从图 13 所示弹翼上所产生的升、阻力占整个布局升、阻力的比值图中更清晰的反映。

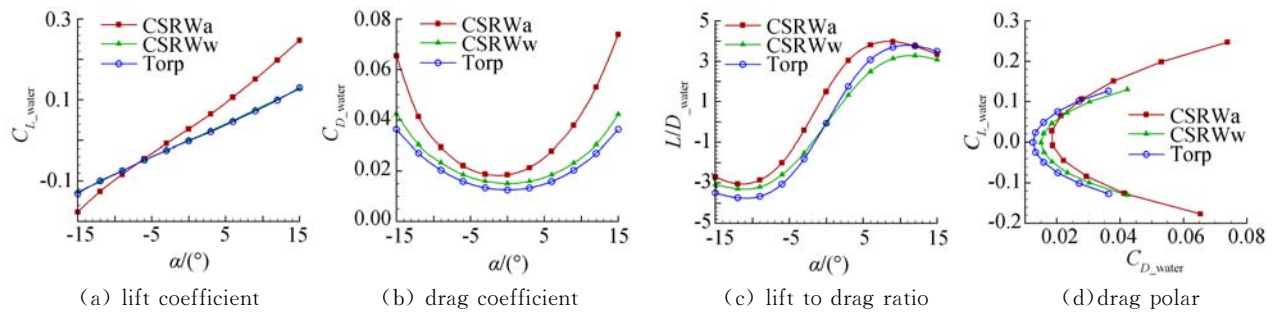


图 12 共形半环翼布局空中构型、水下构型与类鱼雷构型纵向水动特性

Fig. 12 Longitudinal hydrodynamic characteristics of conformal semi-ring wing aero-configuration, hydro-configuration and approximate torpedo configuration

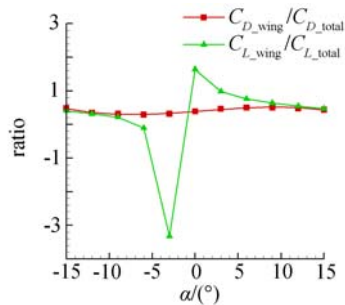


图 13 空中构型水下航行时弹翼产生的升、阻力占整个布局升、阻力的比值图

Fig. 13 Hydrodynamic lift and drag ratio of wing to whole aero-configuration

在假设航行速度 20m/s 条件下,空中构型弹翼产生的水动阻力占整个构型阻力的 50% 左右。升力所占的百分比随攻角有较大变化,3°攻角时占 98%,到 15°攻角时下降到约 50%。由于弹翼零升攻角为负,所以图中比值出现大于 1 和负值情况。由此可见,空中构型不适合水下航行,必须通过变体达到水下构型才能达到减阻增程的设计要求。

4 结 论

水-空介质交替航行是一种新颖的构想,提出的共形半环翼布局是解决气/水动布局矛盾的一种技术方案,数值模拟结论表明:

(1) 共形半环翼布局空中构型没有达到期望的高升力特性,与文献[7]中关于伸缩环翼研究的实验结论类似,其根源在于弹翼展长受弹径尺寸限制所引起。

(2) 小攻角条件下,共形半环翼布局空中构型具有接近于两倍相等投影面积平直翼的气动效率,但随着攻角的增大,气动收益的增幅迅速降低,超过 12°攻角以后,升力的增幅降低到百分之十几。

(3) 共形半环翼布局弹体储翼槽空腔结构的存

在使布局在-12°~30°攻角范围内的升力最大降幅达到 9.8%,阻力最大增幅 9.3%,气动性能受到一定的损失。

(4) 共形半环翼布局具有较好的纵向和横向稳定性,但小攻角条件下,滚转通道表现出弱的非稳定特性,需要通过控制加以抑制。

(5) 共形半环翼布局空中构型在水下航行会产生严重的升、阻力负面作用,尤其是弹翼的存在将使水下阻力增加一倍,因此设计变体方案完成空中构型与水下构型间的相互转换是科学的。

下一步的研究可以通过设计一定的弹翼后掠角来改善上下翼之间的流场结构,提高气动特性。

参 考 文 献:

- [1] 王永虎. 空投雷弹入水冲击响应分析及相关技术研究[D]. [博士学位论文]. 西北工业大学, 2008. (WANG Yong-hu. Dynamic response analysis of airborne torpedo and deep-mine during water-entry impact and research of the relative technology[D]. [Thesis for Doctor Degree]. Northwestern Polytechnical University, 2008.)
- [2] 秦洪德, 赵林岳, 申静. 入水冲击问题综述[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2011, 43(S1): 152-157. (QIN Hong-de, ZHAO Lin-yue, SHEN Jing. Review of water entry problem[J]. *Journal of Harbin Institute of Technology*, 2011, 43(S1): 152-157.)
- [3] 魏卓慧, 王树山, 马峰. 刚性截锥形弹体入水冲击载荷[J]. 兵工学报, 2010, 31(S1): 108-121. (WEI Zhuo-hui, WANG Shu-shan, MA Fen. Diving impact load of rigid truncated conical projectile[J]. *Acta Armamentarii*, 2010, 31(S1): 108-121.)
- [4] AUGUST H, OSBORN R, PINNEY M. Ring wing missile for compressed carriage on an aircraft [R].

- AIAA-93-3656-CP, 1993.
- [5] AUGUST H, CARAPEZZA E. Ring wing for an underwater missile[R]. AIAA-93-3651-CP, 1993.
- [6] 侯帅, 邢娅. 水下发射导弹的环翼[J]. 飞航导弹, 2004, (3): 19-21.
(HOU Shuai, XING Ya. Ring wing for underwater missile[J]. *Winged Missiles Journal*, 2004, (3): 19-21.)
- [7] KRUGGEL B, MCLAUGHLIN E. Aerodynamic characteristics of a conformal ring wing and wrap around fin system[R]. AIAA-98-2795, 1998.
- [8] 吴甲生, 雷娟棉. 制导兵器气动布局与气动特性[M]. 北京: 国防工业出版社, 2008.
(WU Jia-sheng, LEI Juan-mian. *Aerodynamic configuration and characteristics of guided weapons*[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2008.)
- [9] 党铁红. NASA 超临界翼型的发展[J]. 民用飞机设计与研究, 2005, (2): 29-49.
(DANG Tie-hong. Development of NASA supercritical airfoil[J]. *Civil Aircraft Design and Research*, 2005, (2): 29-49.)

Research on concept of conformal semi-ring wing configuration for water-air medium voyage

ZHANG Jia-qiang¹, FENG Jin-fu¹, XIE Qi-feng², HU Jun-hua¹, XU Hu¹

(1. *Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China;*

2. *Guilin Air Force Academy, Guilin 541010, China*)

Abstract: To meet the mission requirement of alternately traversing water-air interface and freely voyaging either in air or water, solve the contradiction between aerodynamic configuration and hydrodynamic configuration, and endure huge water-entry impact, a conformal semi-ring wing configuration is proposed based on the extendable ring wing concept. Basic arrangement of single aero and hydro configuration is framed and the switch method is carried out by the wing's symmetrically rotating around aircraft axis. Aerodynamic and hydrodynamic performance of corresponding configuration is simulated by CFX under designed speed. Numerical simulation results indicate that, when the angle of attack (α) is 0° , the lift and drag characteristic of aero configuration is twice as much as the plain wing configuration with the same airfoil, chord length and equivalent wing projective area, when $\alpha > 12^\circ$, the lift increasing ratio reduces to ten percent. The performance of hydro configuration is approximate to torpedo configuration, and when the aero configuration voyages in water, the wing drag accounts for 50% of the whole drag, while the wing lift proportion is settled to 50% as $|\alpha| > 15^\circ$. When the absolute value of α is decreasing, lift ratio of the wing to aero configuration increases sharply, at $\alpha = 3^\circ$, the ratio reaches 98%. All the results validate the rationality and necessity of the two deployments and morphing scenario of conformal semi-ring wing configuration.

Key words: conformal; semi-ring wing; water-air interface; numerical simulation