

# 乘波体组合高压捕获翼构型的性能分析

李广利, 崔凯, 胡守超, 屈志朋

(中国科学院力学研究所 高温气体动力学国家重点实验室, 北京 100190)

**摘要:** 针对高速飞行器大容积、高升力、低阻力和高升阻比的设计需求, 提出高压捕获翼(High pressure zone Capture Wing, HCW)的概念. 在高速巡航条件下, 合理配置HCW可以充分利用来流压缩产生的高压气体, 从而提高飞行器升力; HCW采用与来流平行的薄板装置, 其附加阻力较小, 可以大幅提高升阻比. 采用CFD分析工具, 比较不同容积的乘波体构型与HCW组合前后的气动性能. 结果表明, 在不同容积构型下升阻比均有明显提高, 最小提升量可达10%. 此外, 容积越大, 升力和升阻比增加效果越明显.

**关键词:** 高速飞行器; 乘波体; 高压捕获翼; 升阻比

中图分类号: V423.8; TB115.1 文献标志码: B

## Performance analysis on configuration combined by waverider and high pressure zone capture wing

LI Guangli, CUI Kai, HU Shouchao, QU Zhipeng

(State Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

**Abstract:** As to the design requirements of large capacity, high lift, low drag and high lift-to-drag ratio for high speed aircrafts, the concept of High pressure zone Capture Wing(HCW) is proposed. Under the high speed cruise conditions, the rational configuration enables the HCW to make full use of the high pressure gas of inflow to improve the aircraft lift; the HCW is a thin plate device paralleled to the inflow, the additional drag generated by the HCW is small and the lift-to-drag ratio can be improved greatly. As to the waverider configurations with different volume, a CFD analysis tool is used to compare the aerodynamic performance before and after the HCW is combined. The results show that the lift-to-drag ratio is significantly improved for different volume configurations and the minimum improvement rate reaches 10%. In addition, the volume is larger, the lift and the lift-to-drag ratio increase more.

**Key words:** high speed aircraft; waverider; high pressure zone capture wing; lift-to-drag ratio

收稿日期: 2013-06-14 修回日期: 2013-07-12

基金项目: 国家自然科学基金(90916013)

作者简介: 李广利(1989—), 男, 山东济宁人, 硕士研究生, 研究方向为高超声速飞行器构型设计及优化, (E-mail) liguangli@imech. ac. cn

通信作者: 崔凯(1973—), 男, 辽宁丹东人, 副研究员, 博士, 研究方向为飞行器构型优化设计, 多目标/多学科优化方法和软件飞行器气动外形反设计及复杂外形参数化方法, (E-mail) kcui@imech. ac. cn

<http://www.chinacae.cn>

### 0 引言

对于高升阻比的追求一直是高速飞行器设计中的重点问题.然而,飞行器在高速来流,尤其是高超声速来流下,其激波阻力和摩擦阻力会急剧增加,从而导致升阻比性能急剧降低,气动性能典型表现为遭遇所谓“升阻比屏障”<sup>[1]</sup>,即飞行器的极限升阻比与飞行马赫数大致关系为

$$(L/D)_{\max} = \frac{4(M_{\infty} + 3)}{M_{\infty}} \quad (1)$$

式中:  $M_{\infty}$  为来流马赫数.

目前高速飞行器的气动构型主要包括翼身组合体、翼身融合体和乘波体等.文献[2]给出一种典型的翼身组合体构型,美国的HTV-2高超声速验证飞行器<sup>[3]</sup>为一种典型的翼身融合体,这2种构型的主要特点是:下表面对来流进行压缩为机体提供升力,上表面适当拱起满足容积需求.乘波体是目前公认的气动性能较好的构型<sup>[4]</sup>,该构型在设计条件下(给定来流马赫数和攻角等)高速飞行时产生的弓形激波附着于飞行器的前缘,激波后的高压区完全包裹于飞行器的下表面,使飞行器获得较大的升力和升阻比.

然而,从研究现状来看,乘波体在实用化方面还面临很大困难.标准乘波体上表面一般与自由来流平行或采用弱膨胀面设计,因此其厚度相对较小,容积率小.提高乘波体容积率的一种做法是对其下表面进行修改.但研究表明,通过改变基准流场仅能在很小的范围内缓解升阻比与容积之间的矛盾.<sup>[5]</sup>文献[6]以优化设计和实验设计为主要工具,计算分析压缩面变化对乘波体气动/容积性能的影响,基于修正量参数化方法和微分演化算法对尖/钝前缘乘波体进行优化和分析,其结果表明乘波体的升阻比不仅与容积存在矛盾,同时也与升力存在矛盾,即乘波体高升阻比建立在阻力减小的基础上,但同时升力也相应减小,这难以满足飞行器的升重匹配.此外,以乘波体为基础,增加容积的另一种方法是将上表面从自由来流面或弱膨胀面修改为压缩面.<sup>[7]</sup>但是,这将使其上表面产生较大的阻力及负升力,因此气动性能大幅下降.尽管调整巡航飞行攻角可改善气动性能,但这又使乘波体偏离其设计点,乘波特点大为减弱.

文献[8]提出高压捕获翼(High pressure zone Capture Wing, HCW)的概念.针对上表面具有一定压缩作用的飞行器,添加HCW可以大幅提高升力和升阻比,并且乘波体构型可以充分利用下表面对

来流的压缩作用,使飞行器获得较大的升力和升阻比.基于乘波体和HCW的特点,本文将其以一定的装配攻角组合,设计3种具有不同容积的飞行器构型,用CFD分析工具比较添加HCW前后的气动性能.一方面再次验证HCW的可行性,另一方面比较分析不同容积的乘波体构型在添加HCW后气动性能的变化规律.

### 1 构型外形设计

为简化设计,在构型设计中暂不考虑HCW与机体的连接装置.飞行器的上表面采用半锥体,下表面以乘波体为压缩面,两者以一定的装配攻角垂直连接,三维视图和三视图见图1,其中,半锥体尾部半径为0.6 m.为研究不同容积条件下添加HCW对构型性能的影响,设计3种不同的半锥体/乘波体组合方式,见图2,飞行器长度为4 m,半锥体尾部半径  $r$  取3个不同的值:0.4、0.6和0.7 m,半锥体与乘波体的组合高度  $h$  与  $r$  取相同的值.

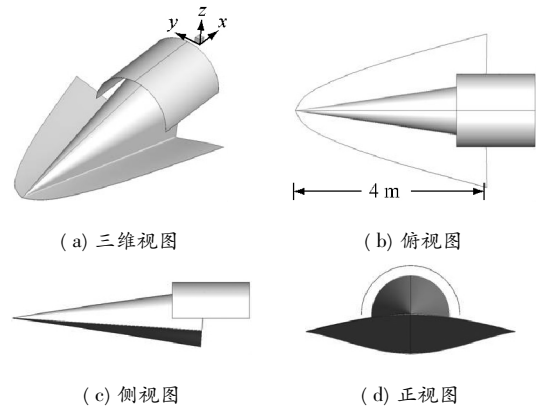


图1 HCW组合乘波体的外形示意

Fig. 1 Schematic of configuration of HCW combined by waverider

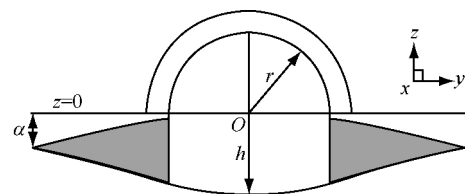


图2 HCW与乘波体组合方式示意

Fig. 2 Schematic of HCW and waverider combination mode

乘波体在0°攻角的设计状态下,其前缘线尾部落在  $z=0$  的平面上,故3种组合乘波体的构型都有一定的装配攻角  $\alpha$ ,分别为1.4°和5.2°.因此,在3种不同容积条件的构型下,其长度相同,但上表面的压缩角和乘波体的装配攻角均不同,且上表面压缩角较大时,装配攻角也较大.在考虑热防护的条件下,乘波体的厚度为10 mm,前缘用半径为5 mm的

圆弧钝化. HCW 按照设计原则添加,整体为半圆柱体,俯视形状为矩形,厚度为 2 mm.

### 2 网格分布和计算条件

计算网格采用非结构网格见图 3,机体和 HCW 上下表面物面网格尺寸均为 10 mm,乘波体前缘网格尺寸为 5 mm,而 HCW 的前缘网格尺寸给定 1 mm. 源场采用四棱柱体,在物面附近用圆台体进行加密处理,其物面网格尺寸为 100 mm,总体网格量约为 450 万个. 计算条件为: 来流马赫数为 6,飞行高度为 30 km,选择 0 飞行攻角,计算模型采用层流模型.

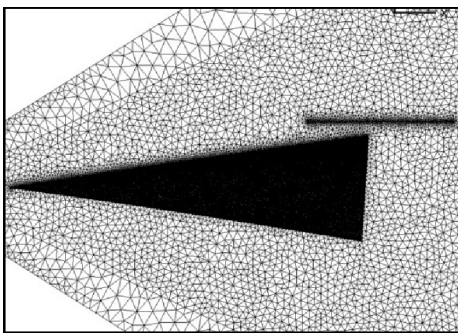


图 3 HCW 组合乘波体的计算网格分布

Fig. 3 Computational mesh distribution of HCW combined by waverider

### 3 结果分析

所得 3 种构型对称面上的压力分布见图 4,可知随着  $r$  的增加,上表面的半锥角和下表面的装配攻角也增加,因此对来流的压缩作用增强,半锥体和乘波体物面上的压力增加,与之对应 HCW 下表面的压力增加,必然导致 HCW 所产生的升力增加.

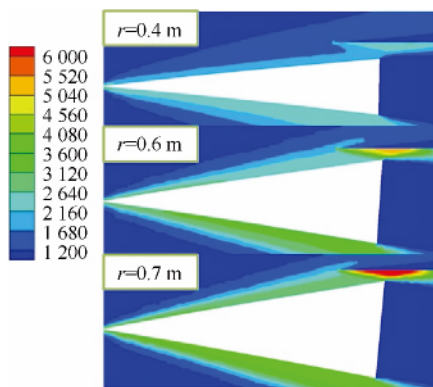


图 4 对称面上的压力分布, N

Fig. 4 Pressure distribution in symmetrical planes, N

构型在不同截面上的压力分布见图 5,可知乘波体下表面基本被激波后的高压区包裹. 考虑热防

护的影响,对前缘采取圆弧钝化,导致两侧存在轻微的高压泄漏,其上表面由于膨胀作用产生低压区,与下表面形成巨大的压差,从而为机体提供较大的升力. 同时,HCW 上下表面形成较大的压差,为飞行器提供较大的升力;与乘波体组成双翼结构,形成 2 个升力面,为飞行器提供升力.

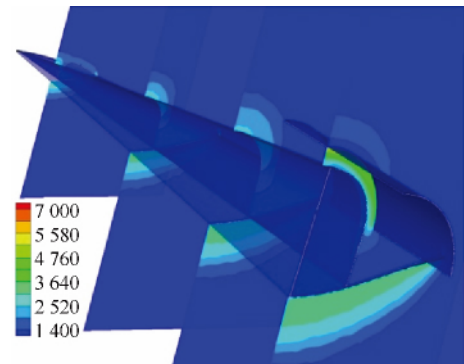


图 5  $r=0.6$  m 的构型在不同截面上的压力分布, N

Fig. 5 Pressure distribution in different sections of  $r=0.6$  m configuration, N

半锥体尾部半径的改变导致上压缩面的压缩角和乘波体的装配攻角变化,而两者的改变都导致构型升力、阻力和容积的变化. 根据几何关系得出尾部半径  $r$  与构型容积  $V$  之间的关系见表 1,  $V$  随  $r$  的增加而增大. 利用两者的关系,得出  $V$  与升力、阻力和升阻比之间的关系见图 6 和 7,其中 Case 1 和 Case 2 分别为添加 HCW 前、后的构型. 由图 6 和 7 可知,在同种机体即相同容积条件下,Case 2 相对于 Case 1 阻力有小幅度增加,而升力有大幅提升.

表 1 尾部半径与构型容积之间的关系

Tab. 1 Relationship between tail radius and configuration volume

尾部半径 $r/m$	0.4	0.6	0.7
构型容积 $V/m^3$	0.745 8	1.656 4	2.146 3

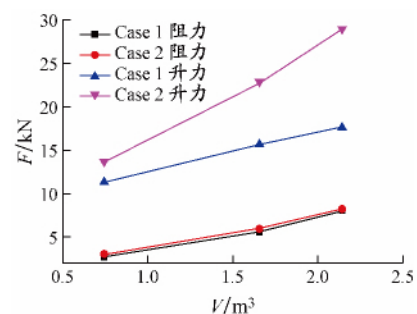


图 6 容积与升、阻力之间的关系

Fig. 6 Relationship between volume and lift or drag

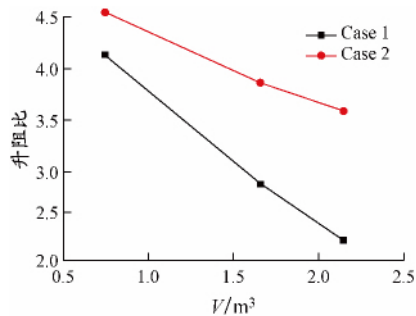


图7 容积与升阻比之间的关系

Fig. 7 Relationship between volume and lift to drag ratio

对于容积较大的构型,上表面的压缩作用增强导致升力的增加值较大.相应地,其升阻比在相同容积条件下也有明显提升,并且容积越大的构型升阻比增加越明显,也证实 HCW 在大容积条件下升力补偿的特性.

对于具有不同容积的构型,在容积增加时,对升力起主要作用的乘波体和 HCW 上的升力都大幅增加,故构型的升力随机体容积的增加而增加.此外,流向的投影面积和压强都增加,构型总的阻力同样

#### 参考文献:

- [1] KUCHEMANN D. The aerodynamic design of aircraft [M]. Oxford: Pergamon, 1978.
- [2] 叶友达. 近空间高速飞行器气动特性研究与布局设计优化 [J]. 力学进展, 2009, 39(6): 683-694.  
YE Youda. Study on aerodynamic characteristics and design optimization for high speed near space vehicles [J]. Advances Mech, 2009, 39(6): 683-694.
- [3] WALKER S H, SHERK J, SHELL D, *et al.* The DARPA/AF falcon program: the hypersonic technology vehicle #2 (HTV-2) flight demonstration phase [C] // Proc 15th AIAA Int Space Planes & Hypersonic Systems & Tech Conf, AIAA-2008-2539. Dayton, 2008.
- [4] NONWEILER T R F. Delta wings of shapes amenable to exact shock-wave theory [J]. J Royal Aeronautical Soc, 1963(67): 39-40.
- [5] CUI K, YANG G W. The effect of conical flowfields on the performance of waveriders at Mach 6 [J]. Chin Sci Bull, 2007, 52(1): 51-64.
- [6] 崔凯, 胡守超, 李广利, 等. 尖/钝化前缘乘波体压缩面优化分析 [C] // 高超声速专题研讨会暨第五届全国高超声速科学技术会议论文集, CSTAM2012-B03-0305. 桂林: 中国力学学会流体力学专业委员会, 2012.
- [7] MANOR D, JOHNSON D B. Landing the wave-rider: challenges and solutions [J] // Proc AIAA/CIRA 13th Int Space Planes & Hypersonic Systems & Tech Conf, AIAA-2005-3201. Dayton, 2005.
- [8] 崔凯, 李广利, 胡守超, 等. 高速飞行器高压捕获翼气动布局概念研究 [J]. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2013, 43(5): 652-661.  
CUI Kai, LI Guangli, HU Shouchao, *et al.* Conceptual studies of the high pressure zone capture wing configuration for high speed air vehicles [J]. Scientia Sinica: Physica, Mechanica & Astronomica, 2013, 43(5): 652-661.

(编辑 武晓英)

随机体容积的增加而增加.以 Case 1 为例  $r=0.6$  m 时相对  $r=0.4$  m 时的升力增加比为 1.39,阻力增加比为 2.05  $r=0.7$  m 相对  $r=0.6$  m 升力增加比为 1.13,阻力增加比为 1.43.升力增加比均小于阻力增加比,故构型的升阻比会随容积的增加大幅减小.添加 HCW 只是对其升力进行补偿,其规律并没有改变.尾部半径  $r=0.4$  m 的构型升阻比获得最大值,然而其容积和升力均比较小,在设计中需要权衡各方面的需求进行选择.

#### 4 结论

针对不同容积的乘波体构型,通过数值计算对比添加 HCW 前、后的气动参数,得出以下结论:

(1) 对于大容积需求的高速飞行器,添加 HCW 可以有效提升升力和升阻比.

(2) 未添加 HCW 的传统构型升阻比会随容积的增加急剧降低,HCW 的添加可有效抑制这一趋势,升阻比会随容积的增加缓慢减小.

(3) 随容积的增加,HCW 对飞行器升阻比的提高更加明显,说明 HCW 对升力的补偿作用.