



论文

高速飞行器高压捕获翼气动布局概念研究[†]

崔凯*, 李广利, 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

*联系人, E-mail: kcui@imech.ac.cn

[†]符松副主编推荐

收稿日期: 2013-01-31; 接受日期: 2013-02-01; 网络出版日期: 2013-03-12

国家自然科学基金资助项目(批准号: 90916013)

摘要 针对高速飞行器大容积、高升力、低阻力和高升阻比设计需求, 本文首次提出一种带有高压捕获翼的新型气动布局概念. 与传统升力体或乘波布局比较, 该布局的主要特点为在飞行器机体背风面增加了与来流方向平行的曲面翼, 称之为高压捕获翼. 在高速巡航飞行条件下, 通过合理的配置, 高压捕获翼可以捕获来流经机体上壁面压缩后形成的高压区, 利用捕获翼上下表面形成的大压力差使飞行器的升力获得大幅补偿. 同时飞行器的升阻比可获得大幅提升. 此外, 当飞行器容积及重量增加时, 其上壁面压缩增强, 可使捕获翼的升力进一步增大, 从而实现升力与重力的自补偿效果. 几个概念实例计算结果均表明, 增加高压捕获翼后飞行器的升力可大幅提升达 30% 以上, 升阻比提升一般可达 20% 以上.

关键词 高速飞行器, 气动布局, 高压捕获翼, 升力补偿, 升阻比

PACS: 47.85.Gj, 47.40.Ki, 47.40.Nm, 47.85.L2

doi: 10.1360/132013-60

新型高速飞行器气动布局设计是目前飞行器研制的热点问题之一. 高速飞行器主要指各类超声速/高超声速飞行器. 这类飞行器的动力装置一般采用吸气式亚燃/超燃冲压发动机或火箭发动机, 亦包括无动力高速滑翔飞行器. Breguet 方程指出, 在巡航飞行条件下, 飞行器的巡航距离可以采用下述公式估算:

$$R = V(L/D)I_{sp} \ln\left(\frac{W_i}{W_f}\right), \quad (1)$$

上式中, R 为巡航距离, V 为飞行速度, (L/D) 为飞行器的升阻比, I_{sp} 为发动机比冲, W_i 和 W_f 分别为起点和终

点飞行器载荷. (1)式表明, 从气动设计角度而言, 在巡航条件, 亦即在升力和重力匹配、推力和阻力匹配的条件下, 提高飞行器的升阻比可以直接提高其巡航距离. 正因如此, 对于升阻比的追求一直是高速飞行器设计中所关心的重点问题. 然而, 在高速飞行, 特别是高超声速飞行条件下, 由于激波阻力和摩擦阻力急剧增加, 致使飞行器的气动性能急剧下降, 其典型表现为遭遇所谓“升阻比屏障”^[1], 即飞行器的极限升阻比与飞行马赫数大致呈如下关系:

$$(L/D)_{\max} = \frac{4(M_{\infty} + 3)}{M_{\infty}}, \quad (2)$$

引用格式: 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. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2013, 43: 652-661

Cui K, Li G L, Hu S C, et al. Conceptual studies of the high pressure zone capture wing configuration for high speed air vehicles (in Chinese). Sci Sin-Phys Mech Astron, 2013, 43: 652-661, doi: 10.1360/132013-60

上式中, M_∞ 为来流马赫数.

目前高速飞行器的气动布局主要包括翼身组合体、翼身融合体和乘波体等几种方案. 文献[2]给出了一种典型的翼身组合体构型, 该构型主要由机体和机翼两部分构成, 其中机翼采用大后掠三角翼, 充当主要升力部件, 机体采用锥体或锥/柱组合体, 为飞行器提供足够的容积. 翼身融合体的典型代表为美国 HTV-2 高超声速验证飞行器^[3], 这种构型的主要特点是机体与机翼融为一体, 二者没有明显的界限, 机体上表面适当拱起满足容积需求, 下表面对来流进行压缩, 提供飞行所需的升力. 相对于上述两种布局而言, 乘波体^[4]是目前公认的气动性能相对较好的高速飞行器构型方案. 此构型在设计条件下, 高速飞行时前缘激波附着于飞行器的边缘, 激波后的高压区被完全包裹于飞行器的下表面, 这样可以获得较大的升阻比. 自 20 世纪 80 年代 Bowcutt^[5]和 Corda^[6]在考虑黏性条件下采用优化方法获得一系列黏性优化乘波体以来, 该构型一直是研究热点之一^[7-16]. 广义而言, 乘波构型可以看作翼身融合体的一个特例, 只不过其压缩面(下表面)有着严格的设计准则.

然而时至今日, 乘波构型在实用化方面仍面临许多困难. 首先, 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, 因此其厚度相对较薄, 容积率小. 如果要提高其容积, 一种方法是将其绝对尺寸增加, 如文献[7,8]所提出的概念飞行器长度均大于 60 m. 但显然, 尺寸的增加导致乘波体的迎流面积和湿润面积均大幅增加, 阻力也急剧增大, 在近一阶段尚无法寻求到合适的动力装置实现推阻匹配. 其次, 乘波体的设计基本原则为激波附着于其边缘, 即必须采用尖化前缘. 但在实际的高速飞行时, 考虑热防护问题其边缘必须进行钝化处理, 近期研究结果表明, 无论是在连续流动条件下^[9]还是在稀薄流动条件下^[10], 即使采用较小的前缘钝化半径或钝化厚度, 乘波体的气动性能均会下降, 特别是升阻比的下降十分明显. 此外, 乘波构型通过流线追踪方式获得, 其压缩面为非规则曲面, 在制造、稳定性、控制等方面均带来不同程度的困难.

提高乘波体容积率的另一种方法是对其下表面形状进行修改. 由于乘波体可以源自任意流场生成, 改变基准流场可以获得不同下压缩面(流面)的乘波体外形^[11]. 但文献表明, 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^[12].

Bauer^[13]于 1990 年通过风洞试验的方法比较了马赫数 4 条件下黏性优化乘波体和一个依据此构型修改的参考构型的气动性能. 但风洞试验的结果显示参考构型的升阻比比黏性优化乘波体高约 5%. Cockrell^[14]为了解释这一现象, 进一步对上述两种构型进行了 CFD 分析, 证明参考外形的升阻比的确优于原始乘波体外形, 但压力分布云图显示, 参考构型的激波仍附着于乘波体的边缘. 文献[15]对此进行了进一步分析, 提出乘波体可以源自任意流场获得, 从压力分布看, 参考构型仍是一个乘波体外形. 该文进一步基于修正量参数化方法和微分演化算法对尖/钝前缘乘波体进行了优化和分析, 其结果表明乘波体的升阻比不仅与容积存在矛盾, 同时也同升力存在矛盾. 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, 这将使飞行器的升重匹配难以满足. 此外, 以乘波体为基础, 将其上表面从自由来流面或弱膨胀面修改为压缩面以增加其容积亦为一种方案^[16]. 尽管这样处理可以有效增加容积, 但上压缩面将产生较大的阻力及负升力使飞行器的气动性能大幅下降. 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, 其乘波特点将大为减弱.

高速飞行器最基本的功能是实现远程的快速运输, 因此重量和容积是最基本的两个约束指标, 各项气动性能必须在满足这两个指标条件下通过布局调整和优化进行改善和提高. 然而, 从前述讨论可知, 飞行器的容积、升力、阻力及升阻比之间存在强烈的制约关系. 目前的各种布局方案是将气动性能和容积等性能分离设计, 其本质是在各项指标或参数间进行折中和平衡, 即牺牲某一项或几项性能来换取其他性能的提高, 并获得一个总体性能相对较优的构型方案. 文献[17]对一种弧形翼高超声速导弹进行了优化设计. 有趣的是, 优化结果表明当弹翼的前缘进行适当前掠时, 可以部分利用弹头压缩产生的高压区来增加其升力, 产生一种“借力打力”的效果. 这给我们提供了一种新的思路, 即在气动布局设计时可以引入相应的装置来捕获机体上压缩面所产生的高压区, 使飞行器产生较大的升力, 从而在满足飞行器大容积需求的前提下有效改善其气动性能. 基于这样一种思路, 本文提出一种新型的气动布局概念, 称为高压捕获翼(High Pressure Zone Capture Wing, 简称为 HCW)气动布局.

1 基本设计原理

如前所述, 为满足容积需求, 目前的高速飞行器在布局设计上均采用上表面拱起的方式. 在实际飞行条件下, 拱起的上壁面对来流压缩, 必然会产生一个高压区, HCW 布局的主要设计出发点即基于此条件, 通过合理的添加增压翼使飞行器的升力大幅提高, 因此尤其适用于有大容积需求的高速飞行器. HCW 布局的设计和分析可基于激波-膨胀波理论. 为简化分析, 这里以平面二维情况为例. 实际应用中可进一步推广至三维复杂外形, 我们将在下一节结合实例进行阐述并验证其具体效果. 此外, 由于该布局主要影响飞行器的机体上表面, 在分析时, 我们亦针对此区域. 实际设计中可与其他下压缩面结合(如三角翼压缩面、乘波体压缩面等), 具体结果亦在下一节给出.

HCW 布局的基本设计原理如图 1 所示. 图中, AF 为机体, 采用压缩-膨胀设计, 可提供较大容积, 且容积随前缘压缩角的增大而增加. HCW 为高压捕获翼. HCW 产生高升力的原理如下: 高速来流经飞行器机体前缘楔形压缩后, 产生一道压缩激波 W1, 其激波角和压缩强度与来流马赫数和前缘楔角的大小相关. 来流过此激波后, 压力增加, 马赫数减小, 流动方向向上折转. 来流继续前进向上遇 HCW 后, 形成二次压缩激波 W2, 经二次压缩后, 压力进一步升高. 另一方面, 由于机体的作用, 来流过拐点后进行膨胀, 产生前马赫线 LM 和后马赫线 EM, 高压气体经过膨胀区后压力下降, 流向飞行器下游. 通过分析上述流动过程可知, 引入 HCW 后, 图 1 中 ABC 三个点所围成的三角形范围内将形成一个极高的高压区, 而 HCW 的上表面压力与来流压力基本相等, 这样在 HCW 的上下表面将产生一个较大的压力差, 使飞行器获得较大的升力补偿. 此外, 由于 HCW 的摆

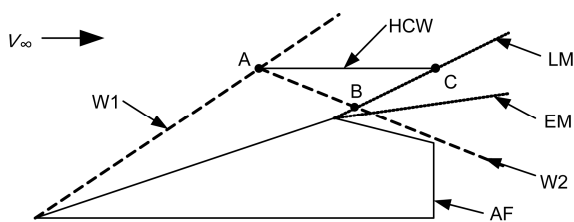


图 1 高压捕获翼(HCW)布局基本设计原理图示

Figure 1 Diagram of the high pressure zone capture wing (HCW).

放位置与来流平行, 且属于薄翼结构, 其所产生的附加阻力相对较小, 因此整个飞行器的升阻比也可获得大幅提高.

基于上述定性分析, 应用斜激波-膨胀波理论, 经简单的推导整理, 可以获得 HCW 上下表面的压力比值如下

$$\frac{P_l}{P_u} = \frac{\left[1 + \frac{2\gamma}{\gamma+1}(M_1^2 \sin^2 \beta_2 - 1)\right] \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_3^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}}, \quad (3)$$

其中, P_l 为 HCW 下表面压力, P_u 为上表面压力, γ 为比热比. M_1 为经过前缘激波后的马赫数, β_2 为来流经 HCW 二次压缩后产生的激波角, 可由斜激波关系式直接推导得出^[18], M_3 为经机体膨胀波后的马赫数, 由如下的膨胀波关系式计算:

$$\begin{cases} \nu(M) = \sqrt{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \operatorname{tg}^{-1} \sqrt{\frac{\gamma-1}{\gamma+1}(M^2 - 1)} - \operatorname{tg}^{-1} \sqrt{M^2 - 1}, \\ \nu(M_3) = \theta + \nu(M_1), \end{cases} \quad (4)$$

其中 θ 为膨胀角.

依据上述计算公式, 我们在不同前缘压缩角(固定来流马赫数为 6)和不同来流马赫数(固定前缘压缩角为 12°)条件下计算了 HCW 的上下表面压力比值, 此处以来流压力作为参考量对上下表面的压力进行归一化. 结果如图 2 所示. 此结果明显说明引入 HCW 后, 其上下表面可产生一个很大的压力差, 此压力差与前缘压缩角和来流马赫数均呈正比, 其比值最大可达数十倍, 此压力差致使飞行器升力大幅增加. 尽管前述推导仅基于平面二维情况, 但其基本原理可以推广至一般三维情况, 以下结合几个概念设计外形来验证 HCW 气动布局的实际效果.

2 概念外形设计实例和计算结果

以下基于前述设计思想给出几个三维设计实例, 并通过与不带 HCW 的常规布局比较来验证该布局的性能. 此处的设计和计算中采用如下的简化: (1) 暂不考虑捕获翼和机体之间的连接和支撑装置; (2) 机体采用相对简单的几何体外形, 以便前缘压缩激波面较易计算获得; (3) 性能评估时计算模型采用快速的欧拉方程或层流 Navier-Stokes 方程, 暂不考虑湍流的影响; (4) HCW 的外形采用较为简单的矩形. 这

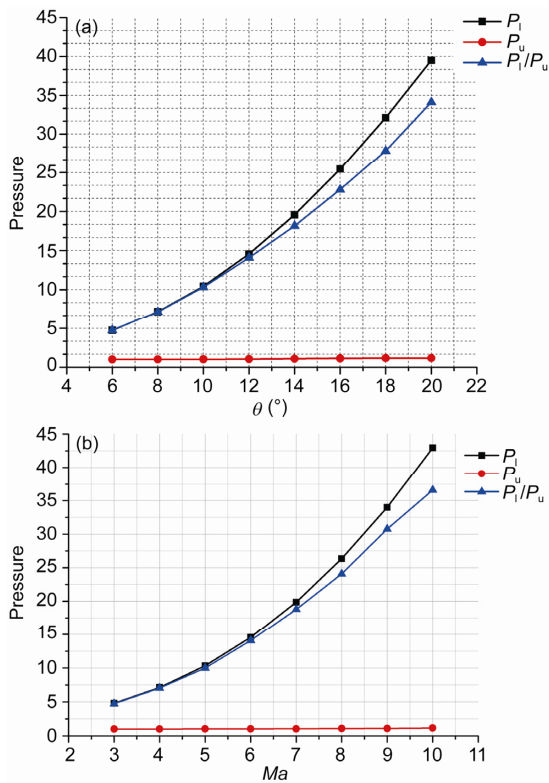


图2 (网络版彩图) HCW 上下表面压力差随压缩角(a)和马赫数(b)变化曲线

Figure 2 (Color online) Pressure difference between the lower and the upper surface of the HCW with different compression angles (a) and Mach numbers (b).

些简化措施可使布局设计变得相对简单, 计算消耗少, 且可以抓住 HCW 的主要优势, 即升力补偿作用.

2.1 实例 1

机体为半锥角 14° 的正圆锥体, 长度给定 1 m. HCW 采用半圆柱面设计, 其俯视形状为矩形, 厚度为 2 mm, 长度为 0.3 m. 构型三维效果图(半)如图 3 所示.

来流马赫数为 6, 来流参数按飞行高度 25 km 设定, 计算模型采用欧拉模型. 由于机体为轴对称体, 不采用 HCW 时, 0° 飞行攻角条件下其升力和升阻比均为 0. 增加 HCW 后, 其 0° 攻角条件下升力为 4233.5 N, 升阻比提升至 1.81. 对称面压力分布云图如图 4 所示. 从图中可以看出, 尽管此例为轴对称型, 但通过合理的设计, 在 HCW 附近, 其压力分布与理论分析在规律上基本一致.

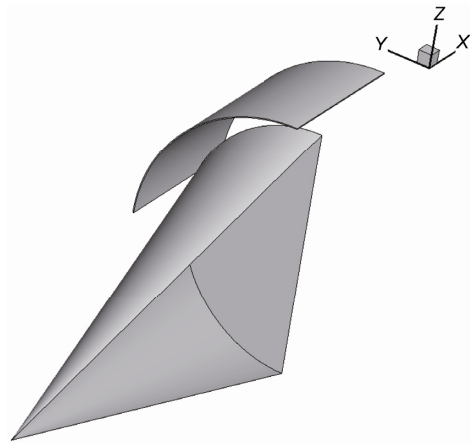


图3 实例 1 外形的三维效果图
Figure 3 Three-dimensional shape for case 1.

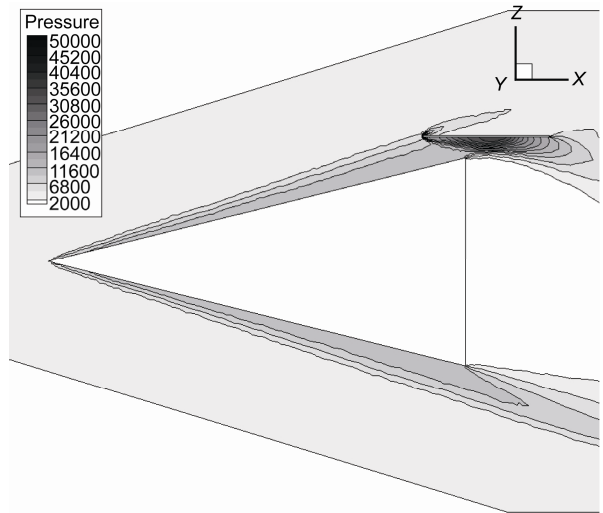


图4 实例 1 对称面的压力分布云图
Figure 4 Pressure contour in the symmetrical plane for case 1.

2.2 实例 2

机体为半锥角 14° 的半锥体, 长度为 1 m. 此构型可视作美国 HTV-2 构型的简化设计. HCW 投影形状为矩形, 厚度为 2 mm. 外形如图 5 所示.

计算条件仍为飞行马赫数 6, 飞行高度 25 km, 计算模型采用欧拉模型. 由于机体为半轴对称体, 其上壁面对来流进行压缩, 其下壁面与来流平行, 因而在 0° 飞行攻角条件下其升力为 -2082.4 N, 阻力为 1005.6 N, 升阻比为 -2.07 (由于上压缩面产生较大负升力, 故升阻比为负). 添加 HCW 后, 其 0° 攻角条件下升力为 2773.4 N, 阻力为 1081.2 N, 升阻比提升至



图 5 实例 2 外形的三维效果图
Figure 5 Three-dimensional shape for case 2.

2.57. 对称面压力分布云图如图 6 所示, 从此图中亦可明显看出 HCW 上下表面的巨大压力差。

2.3 实例 3

机体为半锥型/半圆柱组合体, 长度 1 m, 机体半锥角为 8° . 带有下三角翼压缩面, 三角翼压缩面与体轴给定 10° 的装配攻角, 三角翼后掠角为 70° , 厚度为 10 mm. 该构型与文献[2]给出的布局思路一致. HCW 投影形状为矩形, 厚度为 5 mm. 三维外形如图 7 所示. 计算条件为飞行马赫数 6, 飞行高度 25 km, 计算模型采用层流模型.

在 0° 飞行攻角条件下, 无 HCW 时, 飞行器升力为 2330.2 N, 阻力为 750.6 N, 升阻比为 3.1. 增加 HCW 后, 飞行器升力为 3092.8N, 升力提升约 32%, 阻力为 805.4 N, 提高约 7.3%, 升阻比提升至 3.84, 提高约 24%. 对称面压力分布云图如图 8 所示. 从图中可以看出, 来流经飞行器下压缩面和 HCW 压缩后,

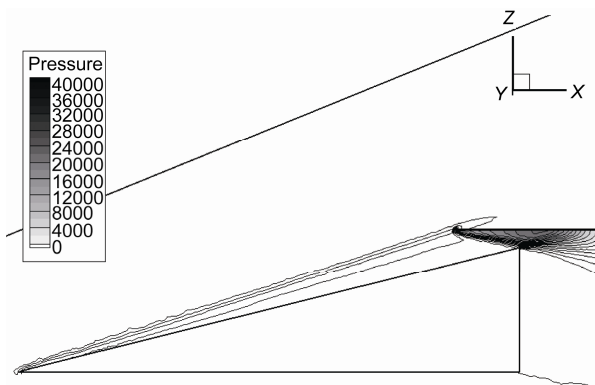


图 6 实例 2 对称面的压力分布云图
Figure 6 Pressure contour in the symmetrical plane for case 2.

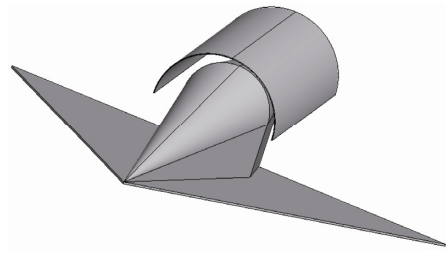


图 7 实例 3 外形的三维效果图
Figure 7 Three-dimensional shape for case 3.

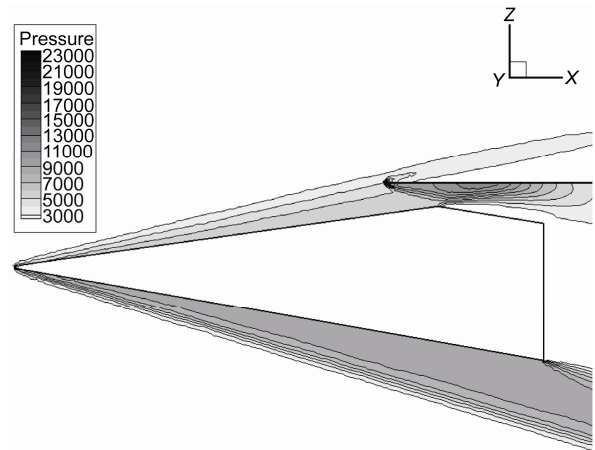


图 8 实例 3 对称面的压力分布云图
Figure 8 Pressure contour in the symmetrical plane for case 3.

压力均急剧升高, 由于采用双压缩面设计, 其气动性能也优于前述两种构型. 此外, HCW 的效果亦十分明显。

2.4 实例 4

机体为半锥型/半圆台组合体, 长度 4 m, 前缘半锥角为 8.53° . 带有乘波体压缩面, 乘波体压缩面与体轴给定 4° 的装配攻角. HCW 俯视投影形状为矩形, 厚度为 2 mm, 长度为 2.18 m. 外形如图 9 所示. 计算条件为飞行马赫数 6, 飞行高度 30 km. 采用层流模型计算.

在 0° 飞行攻角条件下, 无 HCW 时, 飞行器升力为 17912.8 N, 阻力为 5285.8 N, 升阻比为 3.39. 增加 HCW 后, 飞行器升力提高至 23780.2 N, 升力提升约 32.8%, 阻力为 5552 N, 提高约 5%, 升阻比提升至 4.28, 升阻比提高约 26.3%. 对称面压力分布云图如图 10 所示. 从图中亦可看出增加 HCW 后, 机体压缩后产生的高压区被 HCW 所捕获。

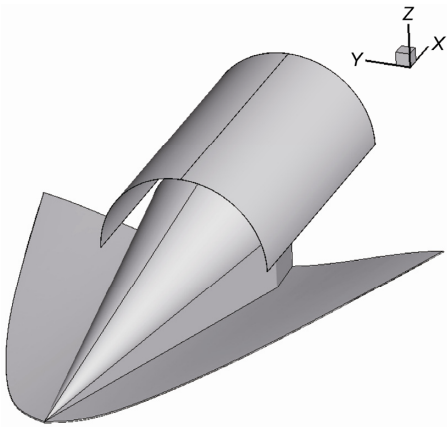


图9 实例4外形的三维效果图
Figure 9 Three-dimensional shape for case 4.

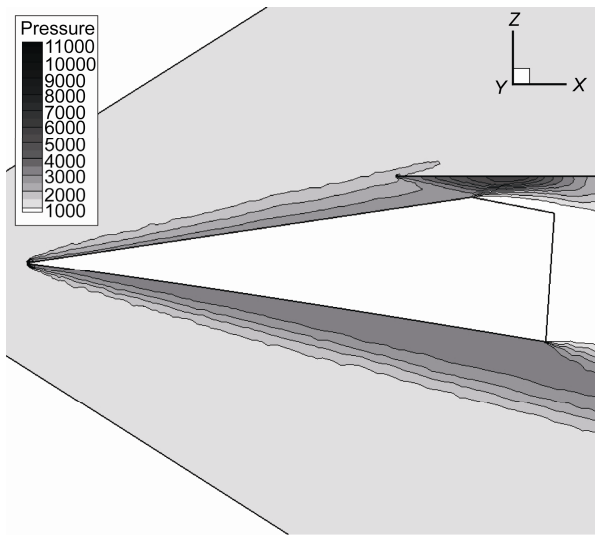


图10 实例4对称面的压力分布云图
Figure 10 Pressure contour in the symmetrical plane for case 4.

3 高压捕获翼气动布局的进一步分析

前述几个实例主要通过几种不同的机体/高压捕获翼的配置来验证 HCW 气动布局的有效性. 从结果来看, 通过引入高压捕获翼, 飞行器的升力可获得至少 30% 的提升, 其升阻比的提升效果也在 20% 以上. 可见增加 HCW 后, 飞行器的气动性能改善十分明显. 但前述实例主要验证 HCW 布局对飞行器的升阻性能的改善, 对飞行器外形及 HCW 的外形进行了较大幅度的简化. 显然, 在实际的飞行器设计中, 必会涉及到许多其他问题, 以下将对其中的几个关键问题进

行定性分析和讨论.

3.1 高压捕获翼的形状

从所述概念设计可以看出, HCW 必须采用薄翼结构, 其空间形状为与来流平行的柱面, 这样可以最大限度的减小高压捕获翼的阻力. 基于这样的设计原则, HCW 的形状由其截面形状唯一确定. 依据其设计原理, HCW 的截面形状依据机体上表面压缩激波面的截面形状设计. 在前述几个实例中, 均采用半圆形的截面形状, 这是因为机体上表面为圆锥或半圆锥, 其激波面的剖面型线也是圆形.

在前述的四个实例中, HCW 的俯视形状均采用矩形, 其长度也相对较长. 这是从简化分析的角度出发, 未考虑翼边缘的三维效应. 此外, HCW 采用与来流平行的柱面薄翼, 其阻力主要来自摩擦阻力. 由于计算分析主要采用欧拉方程或层流模型, 黏性阻力所占份额相对较小, 因此 HCW 的长度选取对前述几个概念外形的气动性能影响不大.

图 11 给出了前述四个概念实例中机体上表面和 HCW 下表面的压力分布云图. 从图中可以看出, 对于实例 2-4 而言, 尽管 HCW 的长度相对较长, 但高压区主要集中于其前端附近. 其后半段(实际为机体拐角处膨胀波的前马赫线与 HCW 相交的位置以后)压力大幅下降, 这一部分对于飞行器升力的贡献已十分小, 过长的捕获翼将主要导致摩擦阻增加. 显然, HCW 的长度及其形状将存在一个最优状态, 而从现有的几个实例来看, 通过合理的设计, HCW 的尾缘基本可限定在飞行器的总长范围之内. 在此条件下, HCW 的湿润面积与飞行器的总湿润面积相比是一个小量, 因此引入 HCW 后飞行器总阻力的增加也将远小于升力的增加.

3.2 湍流的影响

在前述的分析中, 计算模型均采用无黏或层流模型. 但在实际计算中, 转捩和湍流现象必将导致摩擦阻力的增加. 但基于前述几个算例的结果及分析, 可以认为湍流的出现并不会导致 HCW 气动性能的大幅下降. 为验证这一推论, 这里我们基于前述实例一的外形, 采用 $k-\epsilon$ 全湍流模型进行了计算分析. 图 12 给出了无黏及湍流计算条件下 HCW 下表面压力分布比较. 表 1 给出了上述两种条件下各部件和总体的气动性能计算参数比较, 其中 HCW 表示高压捕获翼,

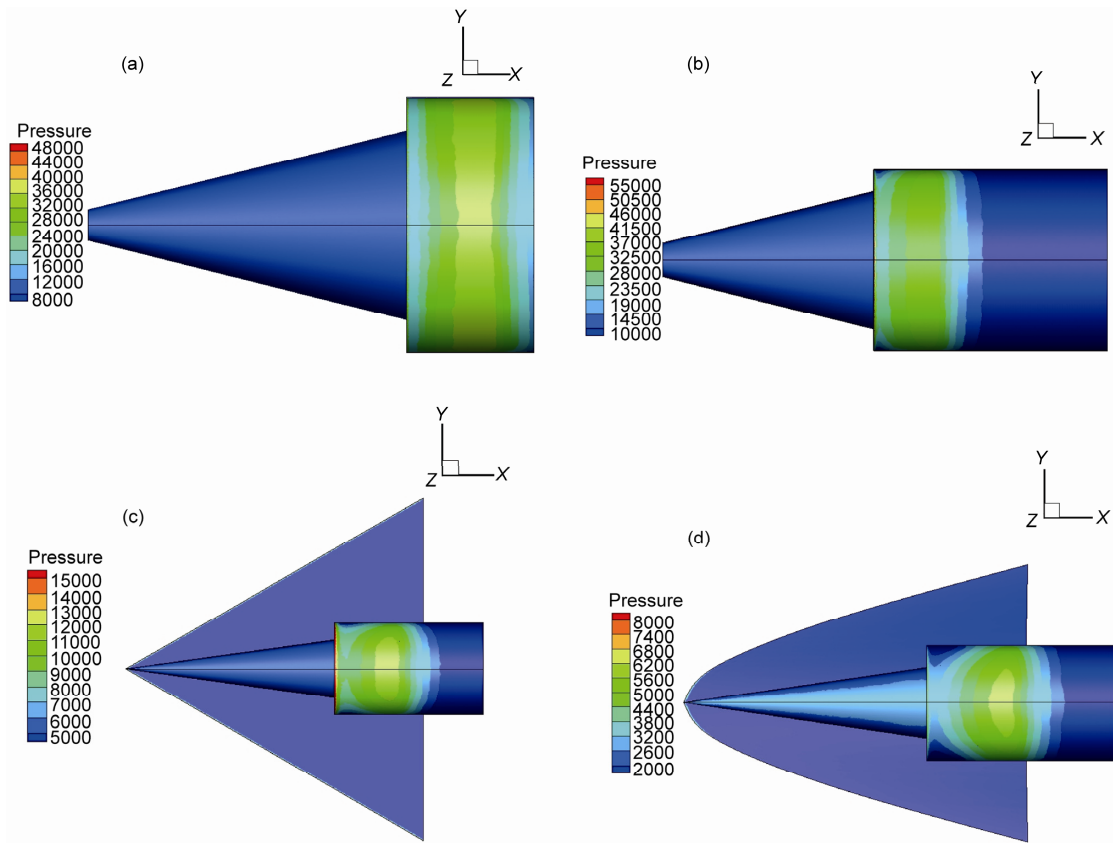


图 11 机体上表面和 HCW 下表面压力分布云图

(a)–(d): 实例 1–4

Figure 11 Pressure contours of the upper surface of airframes and the lower surface of HCWs. (a)–(d): case 1–4.

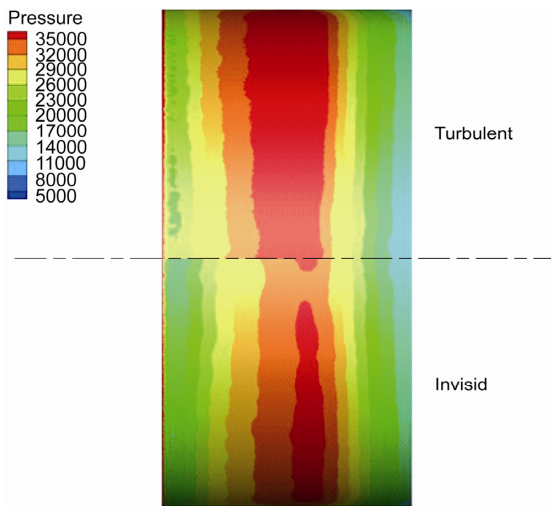


图 12 无黏/湍流条件下 HCW 下表面压力分布比较(case 1)

Figure 12 Pressure contours comparison of lower surfaces between invisid and turbulent computational conditions for the HCW (case 1).

Body 表示机体圆锥面, Base 表示圆锥底部, All 为总的气动参数.

表 1 的结果可以看出, 在全湍流计算条件下, HCW 的阻力增加 213 N, 机体锥面阻力增加 365 N, 底阻相应减小将近 30 N. 但从图 12 的压力分布比较可以看出, 在湍流条件下, HCW 下表面高压分布区增大, 因此此部分的升力亦有 358 N 的提升. 综合来看, 尽管湍流条件下 HCW 对升阻比的提升效果减弱约 12%左右, 但仍十分可观. 此外, 此实例中机体采用锥角较大的正圆锥体, 容积率大且湿润面积小, 因此 HCW 的湿润面积在总湿润面积中占据较大份额, 对于其他外形而言, 通过对 HCW 的合理优化, 其湿润面积及比例可进一步减小, HCW 的摩擦阻力对飞行器总阻力的影响也会相应减弱.

3.3 气动热问题

由于 HCW 采用薄翼结构, 其翼厚度限制了翼前

表 1 无黏/湍流条件下 HCW 布局气动性能比较(实例 1)

Table 1 Aerodynamic performance comparison between inviscid and turbulent computational conditions for the HCW configuration case 1

	Inviscid			Turbulent		
	D (N)	L (N)	L/D	D (N)	L (N)	L/D
HCW	280.6	4230.7	15.08	493.6	4589.3	9.30
Body	1584.7	0.0	0.0	1949.7	0.0	0.0
Base	471.8	0.0	0.0	442.6	0.0	0.0
All	2337.0	4233.5	1.81	2886.0	4593.0	1.59

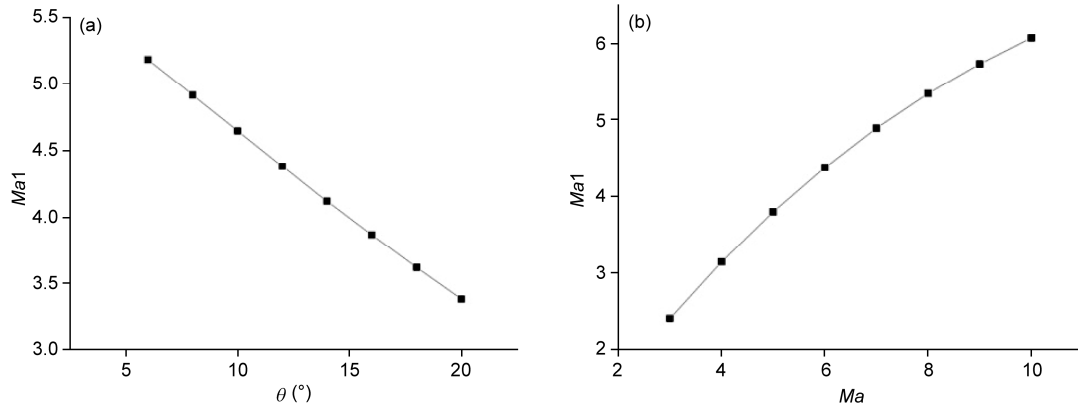


图 13 波后马赫数随压缩角(a)及来流马赫数(b)的变化曲线
 Figure 13 The variation of Ma with compression angle (a) and Ma_∞ (b).

缘的钝化半径(或钝化厚度), 在高速飞行条件下, 特别是高超声速飞行条件下, 其热防护问题必须考虑. 但如前所述, 高压捕获翼所处的位置为经机体压缩后的流场. 图 13 分别给出了依据二维斜激波关系式计算获得的波后马赫数随前体压缩角(在马赫数 6 条件下)和来流马赫数(在压缩角为 12° 条件下)的变化曲线. 从这两条曲线可以看出, 来流经前体压缩后, 其马赫数大幅减小, 因此可在较大程度上缓解热防护问题. 但显然, 随来流马赫数进一步增大至热防护问题无法缓解时, HCW 的厚度必须增加, 因此将导致结构重量和激波阻力的大幅增加, 此时 HCW 气动布局的有效性也将相应减弱.

4 结论和讨论

本文针对高速飞行器的特点和高升阻比、大容积率需求, 提出了一种高压捕获翼新型气动布局, 并通过几个概念构型验证了此种气动布局的高气动性能. 从目前的计算结果来看, 引入 HCW 后, 飞行器的升力一般可提高 30% 以上, 其升阻比可提高 20% 以上, 因此是一种性能优良的高速飞行器气动布局方案.

就设计思想而言, HCW 气动布局与时下流行的乘波体布局有一定相通之处, 其设计出发点均为最大程度利用机体压缩后所产生的高压区来产生高升力及高升阻比. 但相对于其他布局而言, 采用此种布局方式时飞行器的升力及升阻比与容积之间的矛盾可以获得有效缓解. 飞行器容积增加使得其前体压缩角增加, 来流经前体压缩后压力升高幅度也增加, 其结果将使 HCW 的升力进一步增加. 因此, HCW 可看作一种升力补偿型气动布局. 此外, HCW 亦可与目前各类良好的气动布局结合使用来大幅提高飞行器的性能.

本文主要着眼于高压捕获翼气动布局新概念的提出, 因此主要针对理论和概念分析. 在实际中, 一种新型气动布局的设计必将伴随诸多相关问题. 例如, 由于气动热防护和结构强度的限制, HCW 的厚度必然随来流马赫数的增加而增加. 由此带来的必然结果是 HCW 气动布局的性能将伴随飞行马赫数的增加而降低, 即 HCW 布局的主要适用范围和条件将是下一步重点研究的问题. 此外, HCW 气动布局在非设计点状态下的性能分析、HCW 的形状优化, 特别是考虑摩阻时的气动外形优化、HCW 支撑机构的

设计及其对飞行器气动性能的影响、HCW 的结构设计和分析、引入 HCW 后对飞行器操控特性和稳定性

的影响等问题均必须考虑。这些问题都是我们已经或者即将开展的研究工作。

参考文献

- 1 Kuchemann D. The Aerodynamic Design of Aircraft. Oxford: Pergamon Press, 1978
- 2 Ye Y D. Study on aerodynamic characteristics and design optimization for high speed near space vehicles (in Chinese). Adv Mech, 2009, 39(6): 683-694 [叶友达. 近空间高速飞行器气动特性研究与布局设计优化. 力学进展, 2009, 39(6): 683-694]
- 3 Walker S, Sherk J, Shell D, et al. The DARPA/AF falcon program: The hypersonic technology vehicle #2 (HTV-2) flight demonstration phase. AIAA Paper, 2008, AIAA-2008-2539
- 4 Nonweiler T R F. Delta wings of shapes amenable to exact shock-wave theory. J R Aeronaut Soc, 1963, 67: 39-40
- 5 Bowcutt K G, Anderson J D, Capriotti D. Viscous optimized hypersonic waveriders. AIAA Paper, 1987, AIAA-87-0272
- 6 Corda S, Anderson J D. Viscous optimized hypersonic waveriders designed from axisymmetric flow fields. AIAA Paper, 1988, AIAA-88-0396
- 7 Takashima M, Lewis M J. Engine-airframe integration on osculating cone waverider-based vehicle designs. AIAA Paper, 1996, AIAA-1996-2551
- 8 Lobbia M, Suzuki K. Numerical investigation of waverider-derived hypersonic transport configurations. AIAA Paper, 2003, AIAA 2003-3804
- 9 Chen X Q, Hou Z X, Liu J X, et al. Bluntness impact on performance of waverider. Comput Fluids, 2011, 48: 30-43
- 10 Santos W F N. Leading edge thickness impact on drag and lift in hypersonic wedge flow. AIAA Paper, 2007, AIAA 2007-615
- 11 Cui K, Yang G W. Waverider configurations derived from general conical flowfields. Acta Mech Sin, 2007, 23(3): 247-255
- 12 Cui K, Yang G W. The effect of conical flowfields on the performance of waveriders at Mach 6. Chin Sci Bull, 2007, 52(1): 51-64
- 13 Bauer S X S. Analysis of two viscous optimized waveriders. In: Proceeding of First International Hypersonic Waverider Symposium, 1990
- 14 Cockrell C E. Interpretation of waverider performance data using computational fluid dynamics. J Aircraft, 1994, 31(5): 1095-1100
- 15 崔凯, 胡守超, 李广利, 等. 尖/钝化前缘乘波体压缩面优化分析. 见: 第五届全国高超声速科技学术会议, 桂林, 2012. CSTAM2012-B03-0305
- 16 Manor D, Johnson D B. Landing the wave-rider: Challenges and solutions. AIAA Paper, 2005, AIAA-2005-3201
- 17 崔凯, 杨国伟. 基于 CFD 分析的弧形翼导弹气动外形优化. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2009, 39(6): 865-873
- 18 李凤蔚. 空气与气体动力学引论. 西安: 西北工业大学出版社, 2007

Conceptual studies of the high pressure zone capture wing configuration for high speed air vehicles

CUI Kai*, LI GuangLi, HU ShouChao & QU ZhiPeng

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

To aim at design requirements of large capacity, high lift, low drag, and high lift-to-drag ratio for high speed air vehicles, a new aerodynamic configuration concept, named high pressure zone capture wing (HCW) configuration is firstly proposed in this paper. By comparison with traditional lift body or waverider configurations, the new feature of the HCW configuration is to introduce a surface wing, which is upon the airframe of the vehicle and paralleled with the free stream. In high speed cruising conditions, the HCW can capture the high pressure zone compressed by the upper surface of the vehicle. Thus the lift of the vehicle can get a considerable compensation due to the large pressure difference between the upper and the lower surface of the HCW. The lift-to drag ratio can also obtain a large improvement as a result. Besides, the increase of the volume and the weight of the vehicle will lead to higher lift of the HCW. Therefore, a self-compensation effect between the lift and the weight of the vehicle is achieved. Totally four conceptual configurations with different airframes and HCWs are designed as well as their aerodynamic performance were evaluated by computational fluid dynamics as examples. The results clearly demonstrate the high aerodynamic performance of the HCW configuration. In almost all cases, the lift of the HCW configuration increases by more than 30 percent compared with the configuration without the HCW while the lift-to-drag ratio increases by 20 percent above.

high-speed air vehicles, aerodynamic configuration, high pressure zone capture wing, lift compensation, lift-to-drag ratio

PACS: 47.85.Gj, 47.40.Ki, 47.40.Nm, 47.85.L2

doi: 10.1360/132013-60