

高压捕获翼气动布局研究¹⁾

崔凯²⁾, 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)

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, 本文在高压捕获翼概念研究的基础上, 进一步考虑不同的三角翼、乘波体等下压缩面以及捕获翼外形, 对气动布局的性能进行了分析。此外, 还分析了湍流及支撑机构等的影响。计算结果表明, 对于不同类型的下压缩面类型, 即使在考虑全湍流及支撑机构的条件下, 增加捕获翼仍能在较大程度上改善整个飞行器的升阻性能。

关键词: 高速飞行器, 气动布局, 高压捕获翼, 升力补偿, 升阻比

引言

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]。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。自上世纪八十年代 Bowcutt[5]和 Corda[6]在考虑粘性条件下采用优化方法获得一系列粘性优化乘波体以来, 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]和[8]所提出的概念飞行器长度均大于 60m。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 条件下粘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粘性优化乘波体高约 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

1) 国家自然科学基金(90916013)资助

2) E-mail: kcui@imech.ac.cn

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输运, 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。基于此思路, 我们在文献[18]中提出了高压捕获翼(HCW)的布局设计思想, 该文给出了此构型的设计基础以及一般设计方法, 并通过几种概念性构型验证此布局良好的气动性能。为高速飞行器的气动构型设计提供了一条新途径。

本文在文献[18]的基础上, 考虑三角翼、乘波体等不同的下压缩面形式, 结合锥体、锥/台组合体等不同的机体构型, 利用数值模拟进一步考察了高压捕获翼的增升效果。此外, 还在考虑全湍流状态及添加高压捕获翼支撑装置的条件下进行了计算分析。计算结果表明, 对于前述诸多构型配置, 增加捕获翼后均可以有效提升飞行器的升力及升阻比。同时, 多点分析结果表明, 当飞行攻角在一定范围内变化时, 与未添加捕获翼的构型相比, 在相同阻力条件下增加捕获翼后升力和升阻比均有明显提高。

1 高压捕获翼(HCW)设计原理简述

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。

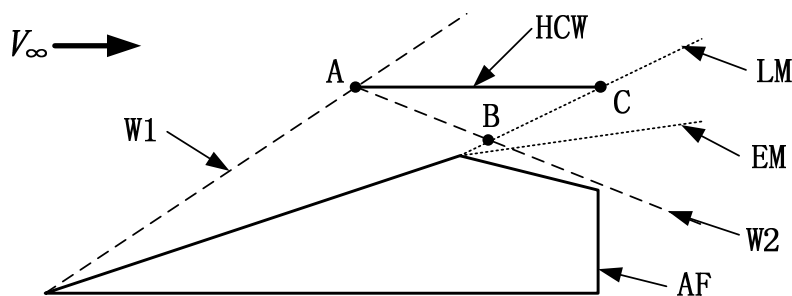


图 1 高压捕获翼(HCW)布局基本设计原理图示

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

2 三角翼布局增加 HCW

2.1 外形及计算条件

这里机体上表面选取半锥体/半圆台组合体, 整机长度为 1m, 机体半锥角为 8° , 在长度为 0.8m 处连接半圆台, 连接点的高度为 112.4mm, 尾部半圆做收缩处理, 其高度为 80mm。以 10° 装配攻角组合三角翼, 中间垂直连接, 三角翼前缘厚度给定 10mm。选取了三种具有不同后掠角的三角翼, 后掠角分别为 75° 、 70° 和 60° , HCW 选择半圆柱壳体, 遵照其设计原则放置, 其投影形状为矩形, 厚度为 2mm, 其前缘侧视为三角

形，暂未考虑气动热问题。HCW 的长度取 0.5m。得到的三维视图和三视图如下图 2 所示（后掠角 70° ）。图中 HCW 为高压捕获翼，Body 指半锥体/半圆台和连接部分，Delta Wing 为三角翼部分。

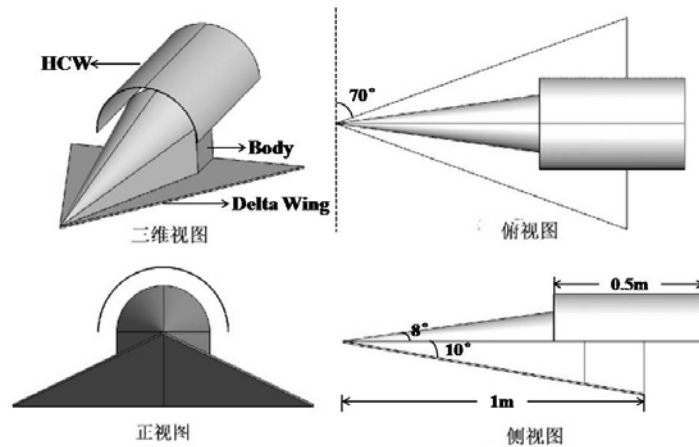


图 2 三角翼布局添加 HCW 的外形示意图

Fig.2 Schematic diagram of delta wing-HCW configuration

计算网格选取非结构网格，机体和 HCW 上下表面物面网格尺度为 5mm。HCW 前缘以及厚度方向物面网格尺度为 1mm，内部用半锥体做加密处理，其物面网格尺度为 10mm，总网格量约为 400 万。计算条件为：来流马赫数为 6，飞行高度 25km，选择 0° 飞行攻角。计算模型采用无粘的欧拉模型。

2.2 计算结果及分析

对称面（后掠角 70° ）上的压力分布如图 3 所示，可以看出，HCW 上下表面具有很大的压差，可以利用来流压缩为飞行器提供升力。并且下表面三角翼区域被较强的高压区覆盖。

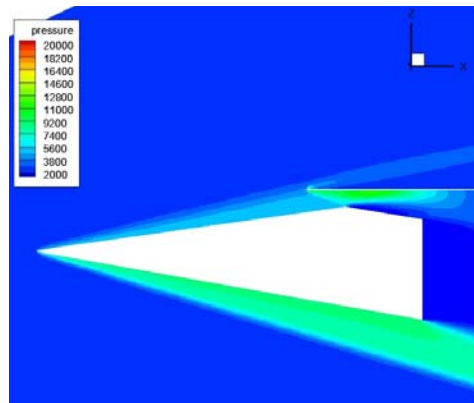


图 3 对称面（后掠角 70° ）上的压力分布图

Fig.3 Pressure contour at symmetrical plane of delta-wing configuration with HCW (sweepback angle 70°)

各部件及总体构型的阻力和升力与后掠角变化情况如图 4 所示。图中 Case1 为未加 HCW 的构型，Case2 为添加 HCW 的构型。从图中可以看出，对于两种构型而言，在后掠角变化时，HCW 和机体的阻力和升力基本没有改变，总升力和阻力与三角翼的变化趋势相同，即总升力和阻力随后掠角减小而增大，且增加幅度与三角翼部分相同，在图中显现为其变化曲线斜率相同。因此，当后掠角最小时，构型的总升力和阻力最大。HCW 由于上下表面巨大的压差产生很大的升力，但是总体上三角翼的纵向投影面积很大，所以三角翼的升力值大于 HCW 的升力值。而 HCW 由于其厚度较薄，且与来流平行，故产生的阻力较小，对于不同后掠角构型，HCW 的引入在带来很小阻力的情况下大幅增加了升力。图 5 给出了不同翼后掠角下升力和阻力相对于未加 HCW 构型的增加百分比，升阻比的变化及增量如表 1 所示。由图 5 可明显看出，当后掠角比较大时，升力增加效果较明显，在 75° 后掠角下，升力增加约 51.9%。同时，其阻力总体上增加的百分比均在 5% 以下。故升阻比在后掠角较大时，提升量比较大。在 75° 后掠角下，添加 HCW 后升阻比从 2.77 增加到 3.99，增加了 44.0%，在 60° 后掠角下，升阻比从 3.76 增加到 4.30，增加了 14.4%。

究其本质而言，增加 HCW 后，构型由原来的单升力面形式变化为具有上下两个压缩面的双升力面布局。

基于 HCW 的设计特点，在机体构型给定，且来流条件固定的条件下，HCW 自身的升力及阻力值均是较为恒定的数值，但升力较阻力而言增加数十倍。因此，飞行器的总升力和阻力等价于在原有基础上各自增加一个常量，其相对增加幅度也与原构型的数值直接相关。

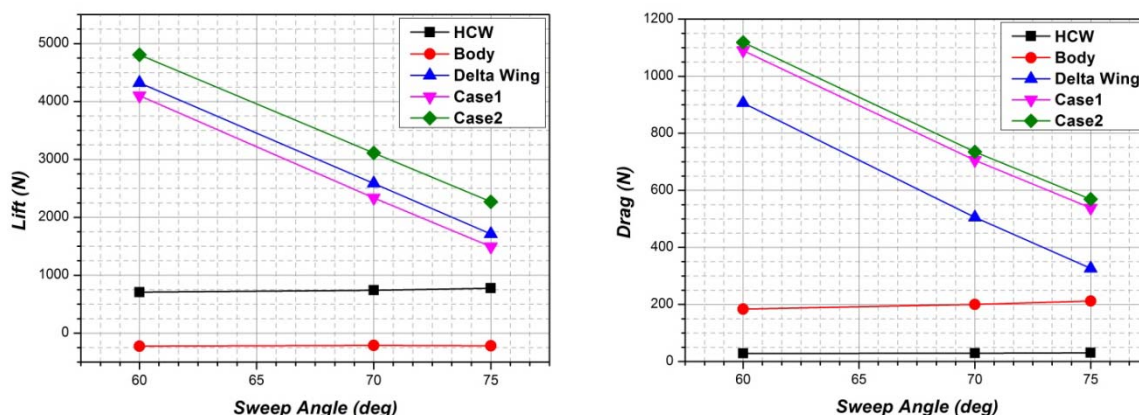


图 4 不同翼后掠角的升力（左）及阻力（右）

Fig.4 Lift (left) and drag (right) of configurations with different sweepback angles

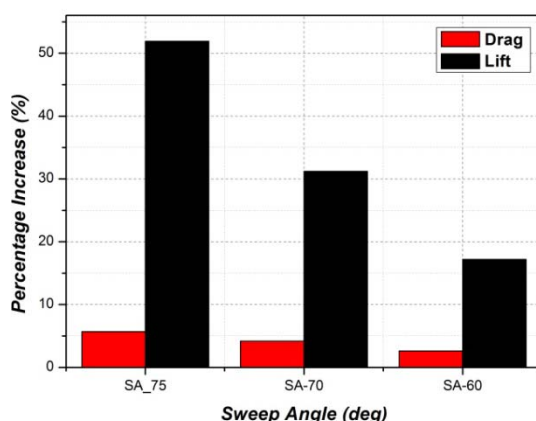


图 5 不同后掠角三角翼-HCW 构型的升阻力相对增量图

Fig.5 Relative Increments of lift and drag for delta wing-HCW configurations with different sweepback angles

表 1 添加 HCW 前后构型升阻比及增量

Table 1 L/D and increments for configurations with/without HCW

Sweep Angle	L/D (Case1)	L/D (Case2)	Percentage Increase
75°	2.77	3.99	44.0%
70°	3.36	4.24	26.2%
60°	3.76	4.30	14.4%

3 乘波翼布局增加 HCW

3.1 外形及计算条件

外形如图 6 所示。机体取为半锥体，下压缩面遵循锥导乘波体的设计原则生成，设计为薄翼结构，翼厚给定定为 10mm，前缘用半径为 5mm 的圆弧钝化，同时给定一定的装配攻角。飞行器长度设为 4m。为同时研究机体的影响，这里考虑了三种不同的机体形式，其差别在于尾缘半径，分别设定为 0.4m、0.6m 和 0.7m。不同的尾缘半径对应于不同的机体压缩角，较大的尾缘半径对应压缩角较大，同时对应于较大的装配攻角（因体轴按锥体的轴心设定）。上述三种构型的装配攻角分别为 1°、4°和 5.2°。HCW 仍然按照设计原则添

加，整体为半圆柱壳体，俯视形状为矩形，厚度为 2mm。

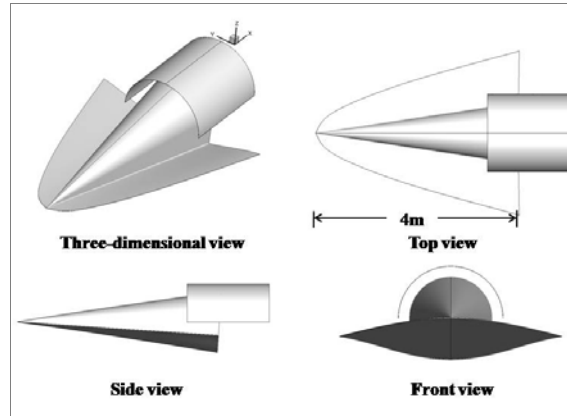


图 6 乘波翼-HCW 外形图

Fig.6 Schematic diagram of waverider-HCW configuration

计算网格仍采用非结构网格，机体和HCW上下表面物面网格尺度均为10mm，乘波体前缘网格尺度为5mm，HCW的前缘网格尺度给定1mm。物面附近用圆台体做加密处理，其物面网格尺度为100mm，总体网格量约为450万。计算条件为：来流马赫数为6，飞行高度30km，选择 0° 飞行攻角。计算模型采用层流模型。

3.2 计算结果及分析

三种构型对称面压力分布云图及典型截面压力分布云图如图7所示，可以看出，随着尾部半径的增加，机体对来流压缩作用增强，机体和乘波翼面上的压力都随之增加，HCW下表面的压力也随之增大，导致升力和阻力增加。从截面上压力分布可以发现，乘波翼下表面几乎完全被激波下的高压区包裹，仅由于前缘的钝化而在两侧存在轻微的高压泄漏。其上表面由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。HCW上下表面也形成较大的压差，在两侧边缘处由于三维效应有微小的高压泄漏。从这一意义而言，HCW和乘波体从设计理念上存在一定的相似性，但其设计方式大相径庭。前者是利用机体压缩产生的高压区，一方面对机体有依赖作用，但一旦机体构型确定后，其构型设计与机体相关性较弱，可在一定范围内较为自由的调节。而後者的设计则必须遵循较为苛刻的设计原则和要求。

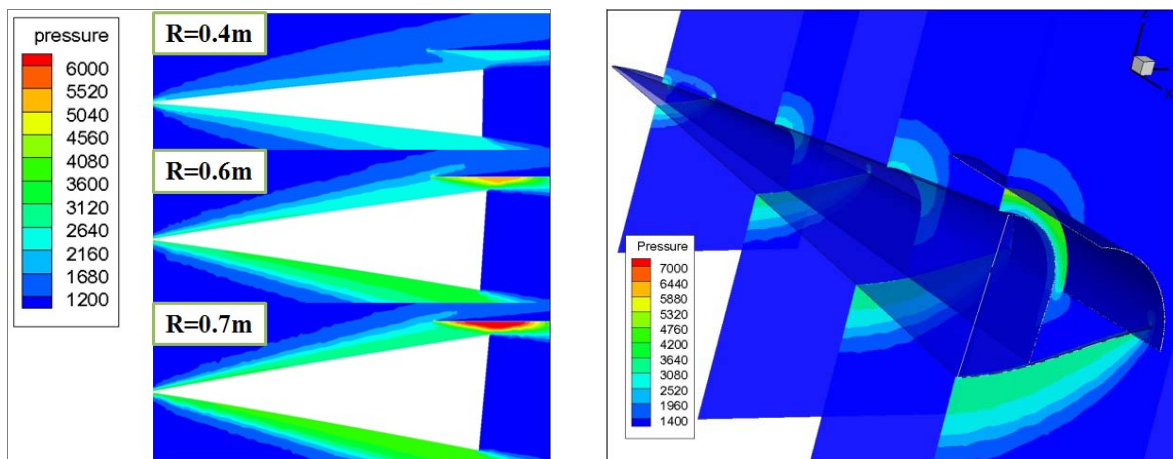


图 7 乘波翼-HCW 布局的对称面（左）及截面（右）压力分布云图

Fig.7 Pressure contours at symmetrical(left) and cross-sectional(right) planes of waverider-HCW configurations

半锥体尾部半径的改变导致机体压缩角和乘波翼装配攻角同时变化，而二者的改变均同时导致构型升力、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 之间的关系如表 2 所示，容积随尾部半径的增加而增加。利用二者的关系，得出容积与升力、阻力和升阻比之间的关系如图 8 所示，这里 Case1 和 Case2 分别为添加 HCW 前和添加 HCW 后的构型。从图中可以看出，在同种机体即相同容积条件下，Case2 相对于 Case1 由于 HCW 的引入阻力有小幅度增加，而升力有大幅提升。并且对容积较大的构型，由于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

积较大的构型升阻比增加越明显。

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翼和 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，构型总的阻力同样随机体容积的增加而增加。以 Case1 为例， $R=0.6m$ 时相对 $R=0.4m$ 时升力增加比为 1.39，阻力增加比为 2.05， $R=0.7m$ 相对 $R=0.6m$ 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着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 $R=0.4m$ 的构型升阻比获得最大值。

表 2 尾部半径 R 与构型容积 V 的对应关系

R/m	0.4	0.6	0.7
V/m^3	0.7458	1.6564	2.1463

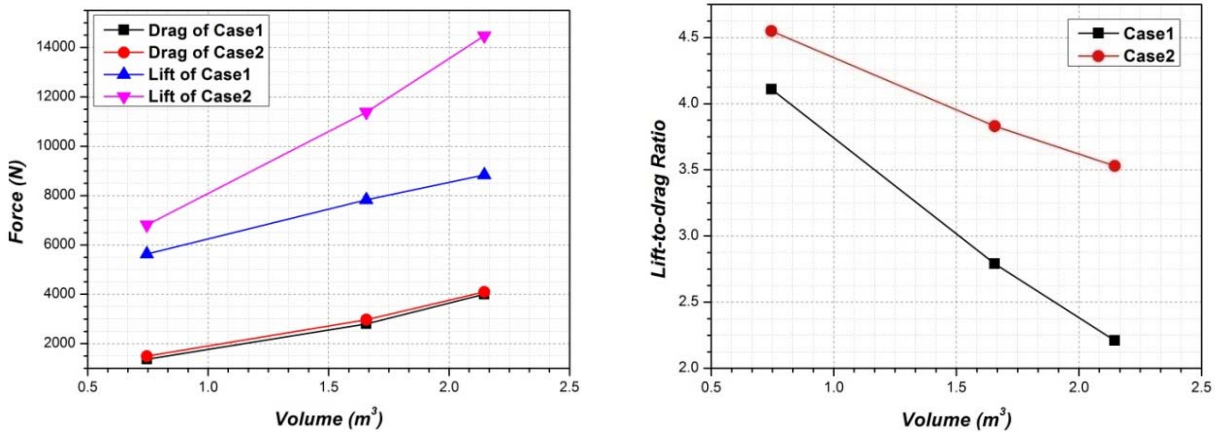


图 8 乘波翼-HCW 构型容积与气动参数的关系

Fig.8 Volume versus aerodynamic performance of waverider-HCW configurations

4 考虑湍流及支撑装置时 HCW 构型的性能分析

4.1 外形及计算条件

为简化分析，在对前述构型性能分析时均未考虑机体和 HCW 的支撑装置，计算模型也采用较为简单的无粘或层流模型。这里进一步引入了支撑装置，在考虑全湍流的条件下开展了计算分析。添加支撑装置后构型的三维示意图及三视图如图 9 所示。机体总长度为 4m，上表面半锥体的半锥角为 8.53 度，在 3.4m 处连接尾部半径为 0.3m 的半圆台体，后掠角为 70 度的三角翼压缩面以 8.53 度装配攻角垂直组合。HCW 的厚度为 5mm，中间部分以厚度为 10mm 的薄板与机体连接，前缘采用圆弧钝化。两侧分别以两个支杆支撑，其截面为长轴为 12.5mm、短轴为 5mm 的椭圆，为减小迎流面积，长轴与来流方向平行。

计算网格选取非结构网格，机体物面、HCW 上下表面及支板物面上网格尺度均为 10mm，机体前缘、HCW 前缘和厚度方向、支板前缘及椭圆支杆物面网格尺度均为 2mm，内部用半圆台体做加密处理，其物面网格尺度为 100mm，总体网格量约为 600 万。计算条件为：来流马赫数为 6，飞行高度 30km，选择不同的飞行攻角，计算模型采用 $k-\epsilon$ 湍流模型。

4.2 计算结果及分析

在下文的分析中 Case1、Case2、Case3 分别为未添加 HCW 的原始构型、添加 HCW 但未添加支撑装置的构型和添加 HCW 和支撑装置的构型。图 10 为零度攻角下 Case2 和 Case3 各截面压力分布云图，通过比较可以发现具有 HCW 的构型在添加支撑装置后的流场变化。在 $x=2.8m$ 处，来流未到达 HCW，故其压力分布相同。流经 HCW 后，在 $x=3.2m$ 处，由于 HCW 的二次压缩作用，在 HCW 下表面产生高压区，但对于 Case3 在中间部分由于支板的压缩作用，对来流产生压缩，故在支板右侧区域产生较大的高压，使机体物面和 HCW 下

表面在该区域具有较大的压力分布，HCW 下表面的高压区为构型提供升力，而机体后端的高压区为构型提供负升力。根据构型的设计，在 $x=3.4\text{m}$ 处连接半圆台体，并且两侧在第一根椭圆支杆的后端，因此，由于支杆的压缩作用，在 HCW 的两侧产生较大的高压区，由于两侧的压力对升力方向分量较小，对升力和阻力基本没有影响。在尾部半圆台的膨胀作用下，机体上为低压区，在 $x=3.9\text{m}$ 处，Case3 构型中支杆两侧附近的压强减小，但仍大于 Case2 中的区域，并且流经第二个椭圆支杆后，来流马赫数减小，在其附近产生的高压区明显低于 $x=3.4\text{m}$ 处的压强。总体上，在添加支撑装置前后，流场只在 HCW 下表面附近发生微小改变，对其升力影响较小，并未在本质上改变 HCW 升力补偿的特性。

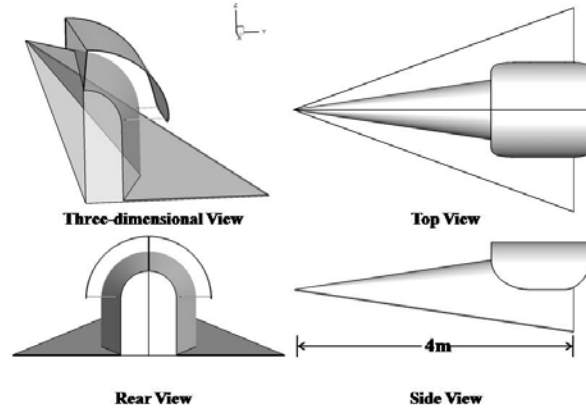


图 9 带支撑装置的三角翼-HCW 构型示意图

Fig.9 Schematic diagram of delta wing-HCW configuration with support device

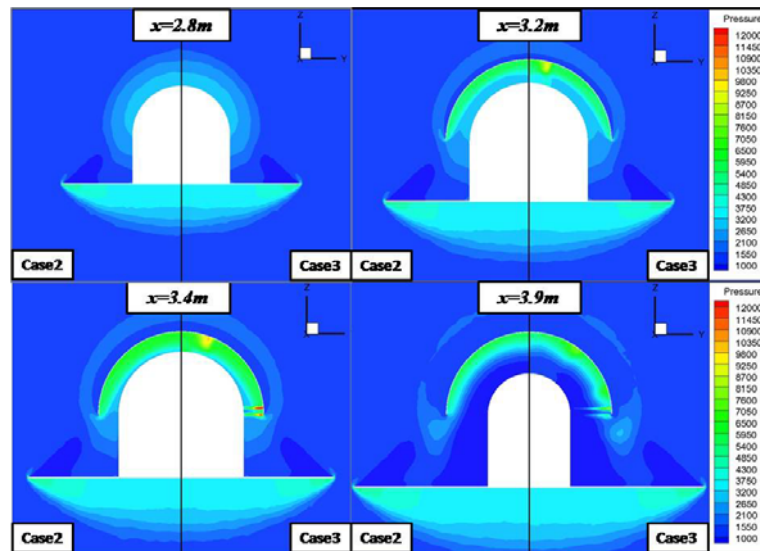


图 10 添加支撑装置前后各截面压力分布比较

Fig.10 Pressure contours comparison of two configurations at different cross sections

图 11 为五种不同攻角下各气动参数随攻角的变化曲线，可以看出：1) 随攻角的增加，各构型的迎流面积增加，故阻力均随攻角增加而增加。由于 HCW 及支撑装置的添加，Case1、Case2 和 Case3 在相同攻角下阻力依次增加，并且添加支撑装置后阻力增加相对较小，说明支撑装置的添加所带来的阻力增量相对较小。2) 基于上文对下压缩面组合 HCW 构型的分析，下压缩面为升力的主要提供部件，随攻角增加下压缩面压缩性增强，所产生升力增加，各构型升力随攻角增加而增大。而 HCW 依靠来流高压和自身攻角获得升力，且在小攻角时主要依靠对来流高压压缩产生升力，随攻角增加时，对来流高压减小，但由自身攻角产生的升力增加，故整体上 Case2 和 Case3 相对 Case1 构型的升力增量以微小幅度减小。支撑装置的添加对升力基本没有影响，Case2 和 Case3 构型的升力曲线基本重合。3) 在未添加 HCW 时，升阻比随攻角增大由于升力的增加而增大，但在攻角较大时，阻力增加导致升阻比减小，在 4 度攻角时升阻比获得最大值 2.84。在添加 HCW 后，由于升力的增加，其升阻比在 2 度攻角时获得最大值 3.19。而支撑装置的添加带来一定的阻

力，仍在 2 度攻角时获得最大值，但是较 Case2 构型由一定减小，最大值为 3.09。整体上，Case2 构型的升阻比曲线位于最上方，而未添加 HCW 的 Case1 构型处于最下方。4) HCW 放置在机体尾部的上方，且为薄翼结构，主要为飞行器提供升力，因此，添加 HCW 使整体压心向后偏移。随攻角增加，HCW 的增升作用减弱，故压心偏移量随攻角增加而减小。但是，随着攻角变化，压心维持在较小的范围内，对飞行器的操控特性和稳定性非常有利。添加支撑装置后对升力基本没有影响，故压心曲线在添加支撑装置后基本不变。

在零度飞行攻角时，HCW 飞行器构型的升力和升阻比有最优的提升空间，表 3 为添加 HCW 及支撑装置后与没有添加 HCW 的构型升力、阻力及升阻比的对比数据，从表中可以看出，在添加 HCW 及支杆组成完整的构型后较没有添加 HCW 的构型升力有较大提高，提升了 59.34%，而阻力增加了 24.87%，升阻比增加了 27.71%。因此，HCW 具有较优的升力补偿作用。

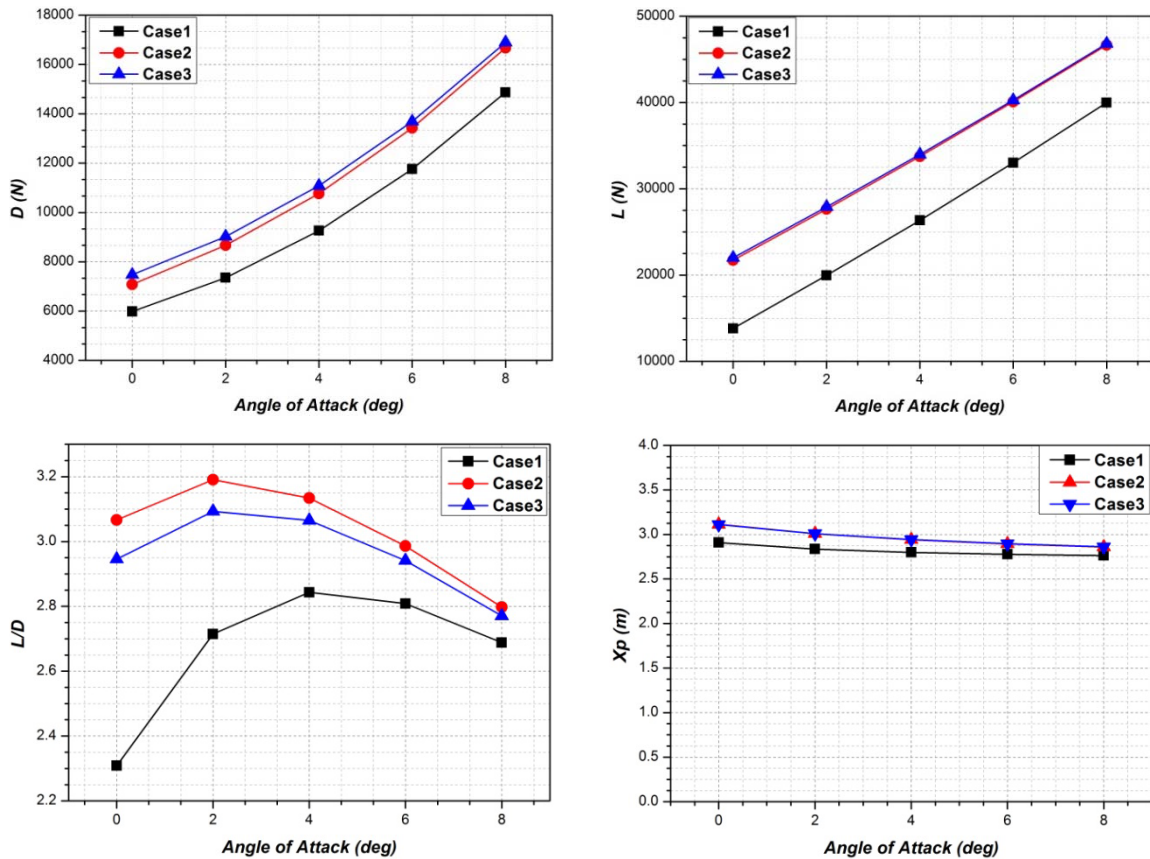


图 11 各气动参数随攻角变化曲线

Fig. 11 Aerodynamic parameters change with angle of attack

表 3 Case1 和 Case3 在零度攻角下气动参数比较

Table 3 Aerodynamic parameters comparison of case1 and case3 at 0 degree angle of attack

	L/N	D/N	L/D
Case1	13816.81	5984.97	2.31
Case3	22015.98	7473.37	2.95
Increased by	+59.34%	+24.87%	+27.71%

图 12 为升力和升阻比与阻力的变化曲线，其阻力随攻角增加而增加，故升力和升阻比与阻力的变化趋势基本与飞行攻角的变化曲线相同。通过比较可以发现：1) 在产生相同阻力的条件下，Case2 和 Case3 构型可以获得较大的升力，且 Case3 较 Case2 较小。这是由于 HCW 的添加主要为飞行器提供升力，而 Case3 相对于 Case2 在产生相同升力的条件下带来较大的阻力。Case1 通过攻角的增加使得升力和阻力增加，但是相对于添加 HCW，在使飞行器获得相同大小的升力时，以增加攻角的形式产生较大的阻力。2) 并且根据

右图可以发现, 获得相同阻力的条件下, 添加 HCW 的构型具有较大的升阻比。通过添加 HCW 和机体的支撑装置, 使构型组成完整的 HCW 气动布局, 通过不同攻角下与未添加 HCW 的传统构型的比较可以发现, HCW 可以较好地发挥升力补偿作用, 使飞行器具有较好的气动性能。

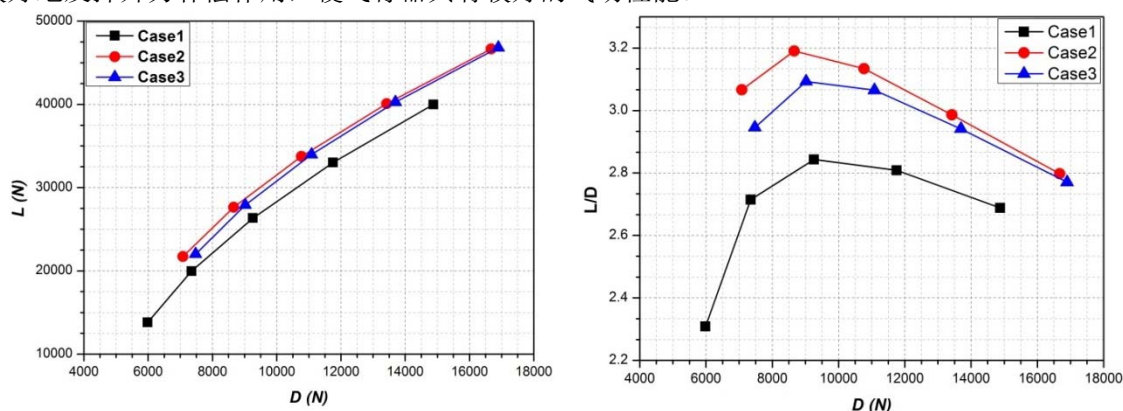


图 12 升力 (左) 和升阻比 (右) 随阻力变化曲线

Fig.12 Lift(left) and L/D(right) change with drag

2 结 论

本文基于半锥体或半锥体/半圆台型机体, 三角翼/乘波翼下压缩面, 计算分析了 HCW 气动布局的性能。结果表明, 飞行器可保证较大的容积, 且与未添加 HCW 的构型相比, 气动性能得到明显提升。HCW 的气动性能主要依赖于上压缩面, 组合不同后掠角的平面三角翼对 HCW 的性能基本没有影响。但下压缩面面积相对较大时, 构型整体的升力和阻力都增大, 添加 HCW 后可以获得较大的升阻比, 其增升效果相对较弱。半锥体与乘波体组合的构型在添加 HCW 后, 上压缩角和装配攻角的改变对其性能有很大影响, 当同时增大时, 构型的容积增加, 并且机体所产生的升力和阻力都会增加, 而 HCW 可以获得更大的升力, 当容积增加时, 其升力补偿作用会随之增加, 因此, HCW 较大的缓解了升阻比和容积之间的矛盾。

具有 HCW 的构型在非设计点状态下, 在一定的范围内, 仍可充分发挥其升力补偿的作用。通过不同飞行攻角和不同来流马赫数下的结果分析, HCW 构型的飞行器更适合于小攻角范围内飞行, 并且在一定的飞行马赫数范围内其效果也会比较明显。本文算例中引入 HCW 后, 飞行器压心略微后移, 但随攻角变化比较稳定。

在前述基础上, 考虑更加实际的情况, 分析了湍流及支撑机构对 HCW 气动性能的影响。结果表明, 考虑湍流影响后, 基本不会改变 HCW 的升力补偿作用, 但阻力有一定程度的增加, 考虑湍流状态对 HCW 的优化将是未来的研究方向之一。增加支撑机构后, HCW 的特性亦基本不变。相对于没有添加 HCW 的构型, 在相同阻力的条件下, HCW 布局具有更大的升力和升阻比。

参考文献

- 1 Kuchemann D. The Aerodynamic Design of Aircraft. Oxford: Pergamon Press, 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, 力学进展, 2009, 39(6): 683-694 (YE Youda. Study on aerodynamic characteristic and design of optimization for high speed near space vehicles. Advances in Mechanics, 2009(6): 683-694. (In Chinese))
- 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-2008-2539, 2008
- 4 Nonweiler T R F. Delta Wings of Shapes Amenable to Exact Shock-Wave Theory. J of the Royal Aeronautical Society, 1963, 67: 39-40
- 5 Bowcutt K G, Anderson J D, Capriotti D. Viscous Optimized Hypersonic Waveriders. AIAA-87-0272, 1987
- 6 Corda S, Anderson J D. Viscous Optimized Hypersonic Waveriders Designed from Axisymmetric Flow Fields. AIAA-88-0396, 1988
- 7 Takashima M, Lewis M J. Engine-airframe Integration on Osculating Cone Waverider-based Vehicle Designs. AIAA-1996-2551, 1996
- 8 Lobbia M, Suzuki K. Numerical Investigation of Waverider-derived Hypersonic Transport Configurations. AIAA 2003-3804, 2003
- 9 Chen X Q, Hou Z X, Liu J X, et al. Bluntness Impact on Performance of Waverider. Computers & Fluids, 2011, 48: 30-43
- 10 Santos W F N. Leading Edge Thickness Impact on Drag and Lift in Hypersonic Wedge Flow. AIAA 2007-615, 2007

- 11 Cui K, Yang G W. Waverider Configurations Derived from General Conical Flowfields. *Acta Mechanica Sinica*, 2007, 23(3): 247-255
- 12 Cui K, Yang G W. The Effect of Conical Flowfields on the Performance of Waveriders at Mach 6. *Chinese science bulletin*, 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 of 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, CSTAM2012-B03-0305 (Cui K, Hu S.C., Li G. L. et al. Compression Surface Optimization and Analysis for Waveriders with Sharp and Blunt Leading Edges. CSTAM2012-B03-0305 (in Chinese))
- 16 Manor D, Johnson D B. Landing the Wave-rider: Challenges and Solutions. *AIAA-2005-3201*, 2005
- 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 (Cui K, Yang G W. Shape optimization for hypersonic arc-wings missile. *Sci Sin-Phys Mech Astron*, 2009, 39(6): 865-873 (in Chinese))
- 18 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: 1-10. (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. *Sci Sin-Phys Mech Astron*, 2013, 43: 1-10, doi: 10.1360/132013-60 (in Chinese))

THE STUDY OF HIGH PRESSURE CAPTURE CONFIGURATIONS¹⁾

Cui Kai²⁾, Li Guangli, Hu Shouchao, Qu Zhipeng

(*State Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, CAS*

No. 15, Beisihuanxi Road, Beijing, 100190, China)

Abstract: Based on conceptual study of high pressure captured wing (HCW) configuration, various HCW configurations by taken different delta wings or waverider wings as the lower compression surfaces are further studies in this paper. Besides, the effects of turbulence and support device are also analyzed. All computational results clearly demonstrate the advantage of HCW configuration.

Key words: high speed flight vehicle, aerodynamic configuration, high pressure captured wing, lift compensation, lift-to-drag ratio

1) The project was supported by the National Sciences Foundation of China (90916013)

2) E-mail: kcui@imech.ac.cn