

高压捕获翼位置设计方法研究¹⁾

李广利 崔凯²⁾ 肖尧 徐应洲

(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 高压捕获翼构型是一种合理利用机体/上置翼(简称捕获翼)间的耦合关系提高飞行器升力,进而大幅提高升阻比的高速飞行器新概念构型.基于其设计原理,捕获翼的位置与机体压缩激波和自身二次压缩激波的位置均直接相关,一般难以利用理论方法直接获得.针对这一问题,本文运用均匀实验设计方法在设计空间内获取样本点并利用计算流体力学分析和迭代获得其设计位置,之后通过构造代理模型建立捕获翼位置与设计参数间的模拟映射关系,进而发展了一种捕获翼位置设计的有效方法.在方法研究基础上以锥体-捕获翼组合构型作为实例对其进行验证.结果表明,该方法可在较大设计空间范围内准确判定捕获翼的设计位置.此外,针对这一构型还开展了基于代理模型的设计参数单因素分析.发现在设计空间内,前缘压缩角、来流马赫数、和捕获翼钝化半径等 3 个关键参数均与捕获翼位置呈单调正比例关系.

关键词 高速飞行器, 高压捕获翼, 均匀实验设计, 多项式代理模型

中图分类号: V19, V221+.3, O354.4 文献标识码: A doi: 10.6052/0459-1879-15-391

THE DESIGN METHOD RESEARCH FOR THE POSITION OF HIGH PRESSURE CAPTURING WING¹⁾

Li Guangli Cui Kai²⁾ Xiao Yao Xu Yingzhou

(State Key Lab of High-temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

Abstract The high pressure capturing wing configuration is a novel conceptual form which improves lift and lift-to-drag ratios by the coupling relationship between the body and HCW. Based on the design principle, the HCW position is determined by body compression shock and its own compression shock, while it is hard to obtain directly using theory. In order to solve this problem, this paper developed a kind of effective method to design the position of capturing wing. The method is based on the analysis of parameters which determine the position of capturing wing, combined with the uniform experimental design method, the computational fluid dynamics analysis and surrogate model building to obtain the relationship between the position of capturing wing and the design parameters. The results from the validation case of cone body combination with capturing wing showed that this method can determine the optimal position of capturing wing in a large design space. In addition, cone compression angle, free field Mach number and blunted radius of capturing wing are the key parameters affecting the position of capturing wing for the cone combination capturing wing. The results from the analysis of surrogate model showed that the position of capturing wing is in monotonic proportional relationship among the above three parameters.

2015-10-27 收稿, 2015-11-23 录用, 2015-11-27 网络版发表.

1) 国家自然科学基金资助项目(11372324, 11572333).

2) 崔凯, 副研究员, 主要研究方向: 高超声速飞行器构型设计. E-mail: kcui@imech.ac.cn

引用格式: 李广利, 崔凯, 肖尧, 徐应洲. 高压捕获翼位置设计方法研究. 力学学报, 2016, 48(3): 576-584

Li Guangli, Kai Cui, Xiao Yao, Xu Yingzhou. The design method research for the position of high pressure capturing wing. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2016, 48(3): 576-584

Key words high-speed vehicles, high pressure capturing wing, uniform experimental design, polynomial surrogate model

引言

对升阻比的追求一直是高速飞行器构型设计中重点关注的问题。在高速飞行条件下, 由于激波阻力和黏性阻力急剧增加, 飞行器的气动性能急剧下降, 形成所谓的“升阻比屏障”^[1], 导致飞行器升阻比难以获得提高。目前高升阻比构型主要包括翼身组合体^[2-4]、翼身融合体^[5-6]和乘波体^[7]等几种方案。翼身组合体主要由机体和机翼两部分构成, 其中机翼一般采用大后掠三角翼/梯形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。翼身融合体以美国 HTV-2 为典型代表, 主要特点为机体和机翼融合, 二者没有明显界限, 飞行器上表面适当隆起满足容积需求。下表面为升力面, 通过合理设计飞行攻角提供所需升力。乘波体是目前公认的高升阻比构型。在设计条件下, 由于高速飞行时前缘激波附着于乘波体边缘, 激波后的高压区被完全包裹于飞行器下表面, 因而可获得相对较高的升阻比。自 20 世纪 80 年代 Bowcutt^[8] 和 Corda^[9] 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, 所涉及的具体问题包含构型设计^[10-13]、分析和优化^[14-19]、一体化设计^[20-23]和热载荷分析^[24-25]等诸多方面。

然而乘波体在实用化方面仍面临许多困难。其中之一为标准乘波体上表面一般采用自由流面或弱膨胀面设计, 因此厚度相对较薄, 容积率偏小。文献 [26-27] 提出的乘波概念飞行器为解决这一问题, 将飞行器的尺寸增加至 60 m 左右。但尺寸的增加不可避免地导致迎风面积和湿润面积增加, 进而导致飞行器的气动阻力和重量大幅增加, 给飞行器的动力系统选择及结构设计等方面带来困难。

高速飞行器最基本的功能是实现载荷的远程快速运输, 除载荷需求外, 燃料的装载量与航程直接成正比, 因此其重量和容积是最基本的两个追求指标。例如, 相比于吸气式飞行器, 以火箭为动力的高超声速巡航飞行器是现阶段非常有竞争力的选择^[28]。然而, 火箭发动机除携带燃料外还需携带大量氧化剂, 使飞行器的容积和重量均大幅增加, 因而在气动设计中应提高升力以满足升重匹配, 同时尽量减小阻力使其具有较优的升阻比。文献 [29] 对高超声速

飞行器上壁面进行了多目标优化和性能分析, 结果表明, 升阻比和容积近似成线性反比关系。文献 [30] 对乘波体采用增量修正方法和微分演化方法进行了优化和分析, 其结果表明升阻比不仅与容积存在矛盾, 同时也同升力存在矛盾, 即乘波体的高升阻比不仅建立在低阻力的基础上, 同时相应升力也会减小, 增加了升重匹配的难度。

针对大容积高速飞行器高升阻比的设计需求, 文献 [31] 基于飞行器上壁面一般为压缩面的特点, 提出了一种高压捕获翼的新型气动布局概念。与传统升力体或乘波体布局相比, 该布局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 (high pressure capturing wing, HCW)。在此基础上, 通过二维平面斜激波-膨胀波理论证明了捕获翼上下表面具有较大的压差, 从而为飞行器提供较大的升力, 此外还通过三维概念设计外形初步验证了 HCW 气动布局的实际效果。结果表明, 增加捕获翼后飞行器的升力大幅提升达 30% 以上, 升阻比提升一般可达 20% 以上。

由于高压捕获翼构型主要利用机体上压缩面和捕获翼之间的耦合关系来改善其气动性能, 因此捕获翼的位置与机体压缩激波和自身二次压缩激波直接相关, 除平面二维情况外, 均无法利用理论等方法直接获得。本文主要针对这一问题, 发展了一种捕获翼位置设计的有效方法。其简要流程为: 首先分析捕获翼设计位置的影响参数, 在此基础上利用均匀实验设计方法在设计空间内生成一系列构型, 并通过迭代使用数值模拟获得相应的捕获翼设计位置, 然后构建 HCW 位置与设计参数之间的代理模型, 获得设计参数与捕获翼位置间的直接映射关系。

1 HCW 及其位置设计方法简介

图 1 给出了 HCW 的基本设计原理^[32], 为简化描述, 机体上表面为尖楔形压缩, 捕获翼采用无厚度的平板。高速来流经飞行器上表面压缩后, 产生第一道斜激波 S_1 , 来流经此激波压缩后, 压力增加, 且流动方向向上转折与机体上表面平行。之后, 来流继续前进与捕获翼接触后形成第二道激波 S_2 , 压力进一步提高。随着来流继续前进, 在机体尾部产生膨胀波, 经过前马赫线 (FML) 后压力逐渐减小, 然后流

向下游. 根据激波和膨胀波的位置, 整个流场可分为 5 个区域, 如图 1 所示. 区域 1 的压力为自由来流压力, 区域 2 为第一压缩区, 在机体压缩作用下压力增加. 区域 3 为第二压缩区, 在 HCW 对来流压缩的影响下, 其压力进一步升高. 在第 4 区域, 由于膨胀波的作用, 压力逐渐减小. 由于捕获翼平行于来流, 第 5 区域的压力基本与自由来流压力相等. 通过以上分析可知, 捕获翼下表面的压力经两次压缩后将明显高于上表面压力, 为飞行器提供较大的升力. 当捕获翼采用薄翼设计时, 其阻力增加较小, 因此飞行器的升阻比也可获得大幅增加.

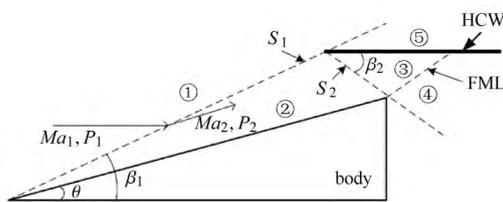


图 1 HCW 设计原理示意图

Fig. 1 Design principle illustration of the HCW

基于上述设计原理, 捕获翼的设计位置应如下选择: (1) 捕获翼前缘点应落在第一道激波 S_1 附近 (类似于乘波体的设计), 以尽可能利用机体压缩的高压区; (2) 第二道压缩激波 S_2 应掠过机体尾部最高点. 若捕获翼下移使 S_2 与机体作用, 将导致机体的阻力和负升力同时增加. 而当捕获翼上移使 S_2 偏离机体较远时, HCW 所捕获的高压区减小, 使其增升效果减弱. 可见, 捕获翼的位置选择与前述第一道和第二道压缩激波同时相关.

若机体上表面为二维楔形体, 根据斜激波-膨胀波理论可直接解析求得两道激波 S_1 和 S_2 的位置, 进而确定捕获翼的设计位置. 但实际中机体大多为轴对称体 (如图 2 所示) 或其他更加复杂的外形, 此时将无法采用理论等方法求解两道压缩激波. 即使对于简单的锥体组合 HCW 的构型, 也只能基于无黏尖锥条件下的 Taylor-Macoll (T-M) 方程求得第一道压缩激波而无法求得第二道激波. 若机体外形更为复杂时, 第一道和第二道压缩激波的求解都将更加复杂. 同时, 高速飞行条件下黏性对流场的影响十分明显, 边界层将直接导致激波位置的变化. 此外, 实际使用中出于热防护的需要, 机体和捕获翼的前缘均需采取一定厚度的钝化, 这进一步增加了流场的复杂性. 显然, 捕获翼位置的确定是该构型设计中第一个必须解决的关键问题.

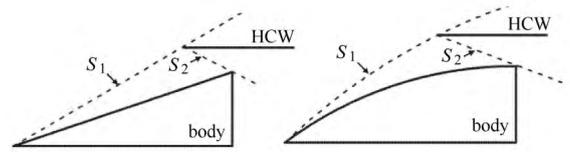


图 2 锥体 (左) 和任意母线旋成体 (右) 组合 HCW 示意图

Fig. 2 Cone (left) and arbitrary generating line revolution (right) combination HCW

针对这一问题, 本文基于代理模型发展了一种捕获翼位置设计的有效方法, 其主要流程如图 3 所示: 首先, 在给定机体外形条件下, 对影响 HCW 位置设计的参数进行分析, 确定关键设计参数. 其次, 给定各设计参数的上下变化区间 (设计空间), 并依据设计参数的个数选择合理的实验设计表, 并生成一系列典型构型构成设计样本集, 再次, 对样本集中的每个构型通过迭代使用 CFD 分析获得其捕获翼的设计位置. 最后, 根据前述数据构建代理模型并对其进行检验, 在此基础上最终获得此条件下捕获翼位置与设计参数之间的映射关系.

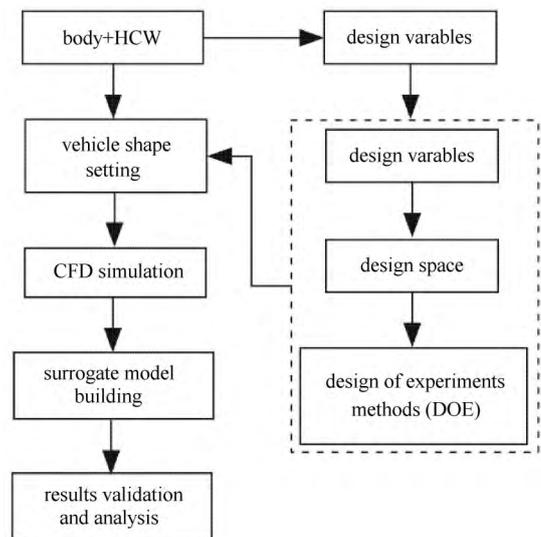


图 3 捕获翼位置设计方法流程图

Fig. 3 Flowchart of the design method for HCW position

2 CFD 分析可靠性验证

由于该流程主要基于数值模拟, 这里首先对 CFD 模块进行检验. 检验数据采用美国 Langley 11 英寸高超声速风洞的尖锥模型数据^[33]. 两个模型外形分别为长度 127 mm、半锥角 5° 和长度 85.471 mm、半锥角 10° 的锥体构型, 如图 4 所示. 实验来流条件为马赫数 9.6, 飞行攻角 0° .

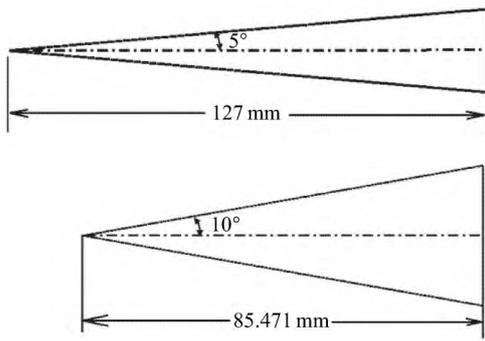


图 4 模型外形示意图

Fig. 4 The diagram of model configuration

数值分析采用 TVD (total variation diminishing) 格式, 时间推进选用隐式格式, 湍流模型为 $k-\epsilon$ 模型. 阻力系数计算时参考面积为锥体法向投影面积. 表 1 为半锥角 5° 外形在不同壁面网格尺度下对应的阻力系数 C_d (不含底阻), Δn 为壁面法向第一层网格厚度, d 为锥体的长度, 可以看出, 随壁面网格逐渐加密, 阻力系数趋于收敛. 表 2 选取编号 4 的网格尺度, 分别计算了两组外形在 0° 攻角下的阻力系数, 表中 α 为半锥角. 结果表明 CFD 数值计算与实验结果拟合较好, 具有较高的可信度.

表 1 网格收敛性分析结果

Table 1 Results of grid convergence analysis

Number	Δn	C_d
1	$d \times 10^{-2}$	0.0090
2	$d \times 10^{-3}$	0.0178
3	$d \times 10^{-4}$	0.0176
4	$d \times 10^{-5}$	0.0176
5	$d \times 10^{-6}$	0.0176

表 2 数值结果与实验数据对比

Table 2 Comparison of numerical results and experimental data

$\alpha/(\circ)$	C_d (CFD)	C_d (experimental)
5	0.0176	0.0170
10	0.0575	0.0570

3 HCW 位置设计方法验证

为验证前述方法的有效性, 这里以圆锥形机体组合捕获翼的构型为例进行计算和检验. 计算主要基于二维轴对称模型.

3.1 黏性对 HCW 位置的影响

在无黏条件下, 机体压缩激波 S_1 可以由锥形流

T-M 方程解出. 但高速飞行条件下, 黏性诱导的边界层效应将会影响飞行器的有效外形, 从而导致外部无黏流场发生改变, 可能导致激波位置发生改变. 为分析黏性对机体激波的影响, 这里基于数值模拟首先分析了湍流条件与无黏流场的区别, 进而分析黏性对 HCW 设计位置的影响.

机体选用长度 4 m、半锥角 9° 的锥体, 计算来流马赫数为 7. 分别采用无黏和湍流计算模型, HCW 的设计位置均基于无黏流场. 图 5 为两种计算模型条件下的压力分布, 为细致对比二者激波位置, 从图中截取了 $X = 3$ m 和 $X = 3.95$ m 平面处压力随高度变化曲线, 如图 6 所示. 从图中可以看出, 在考虑黏性效应后, 由于边界层厚度的影响, 机体压缩激波和捕获翼压缩激波相对于水平面的夹角均有小幅度增加. 但从激波线在 Y 方向的偏移量可以看出, 激波偏移量均在 10 mm 以内, 对于 HCW 位置的设计影响相对微弱, 因此, 在这一构型中黏性影响可以忽略.

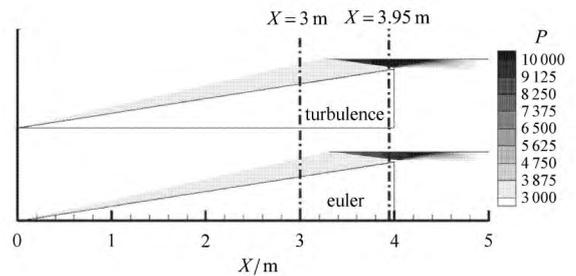
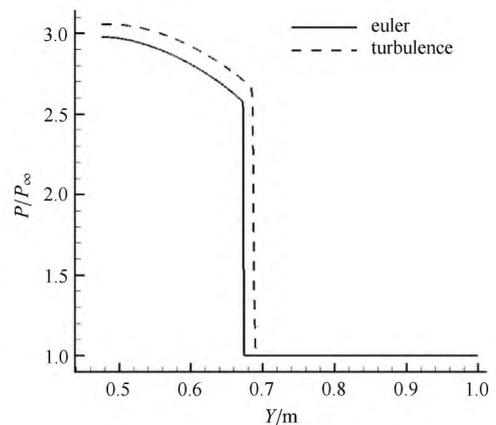


图 5 湍流与无黏流场压力分布

Fig. 5 Pressure contours comparison of the flow-field by the turbulent and the inviscid model



(a)

图 6 $X = 3$ m 和 $X = 3.95$ m 截面处压力随 Y 值的变化曲线

Fig. 6 Variations of pressure with Y value at cross section $X = 3$ m and $X = 3.95$ m

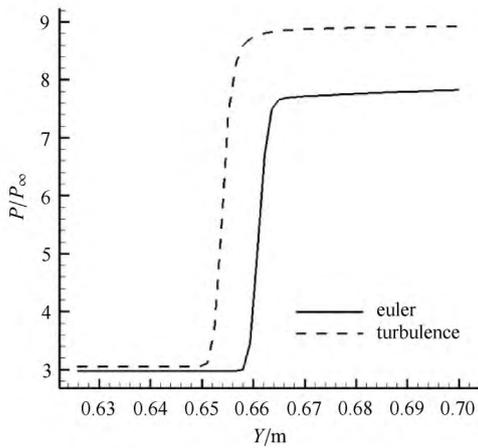


图 6 X = 3 m 和 X = 3.95 m 截面处压力随 Y 值的变化曲线 (续)

Fig.6 Variations of pressure with Y value at cross section X = 3 m and X = 3.95 m (continued)

3.2 钝化对 HCW 设计位置的影响

气动加热是高速飞行器设计中必须面对的问题, 这一问题在飞行器鼻锥和捕获翼前缘部分尤为严重, 一般需要钝化处理以满足热防护需求. 对于锥体组合 HCW 飞行器构型, 锥体前缘钝化和 HCW 前缘钝化必然导致流场发生改变. 激波形状在前缘附近由贴体直线激波变为脱体弓形激波, 并且导致下游流场随之改变. 因此, 锥体和捕获翼前缘钝化可能对 HCW 设计位置产生影响, 需要对其进行分析和评估.

3.2.1 锥体前缘钝化

基于上述长度 4 m, 半锥角 9° 的锥体, 对锥体前缘采取圆弧钝化的方式, 钝化前缘和机体相切连接, 如图 7 所示, 图中从左到右依次为钝化半径 0, 10 mm, 20 mm 和 30 mm. 计算条件为: 来流马赫数 7, 飞行攻角 0°, 飞行高度 30 km, 采用 $k-\epsilon$ 湍流模型. 在不同钝化半径下, 锥体产生的第一道激波位置如图 8 所示, 其鼻锥部局部放大如图 9 所示. 从图中可知, 钝化半径为 0, 即尖前缘时, 激波为一条直线. 随着钝化半径的增加, 弓形激波区域扩大, 偏离尖前缘直线激波的距离增加. 而在靠近机体尾部时, 激波形状均基本与尖前缘直线激波一致. 这一结论与文献 [34] 基本一致. 为进一步说明, 图 10 给出了 X = 3 m 截面处压力随 Y 值的变化曲线, 可以看出机体激波及波后压力分布基本保持不变, 故机体前缘钝化的影响可以忽略.

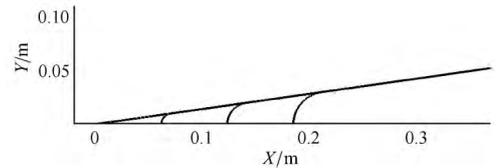


图 7 锥体前缘不同钝化半径模型

Fig.7 The sketch of different blunted models

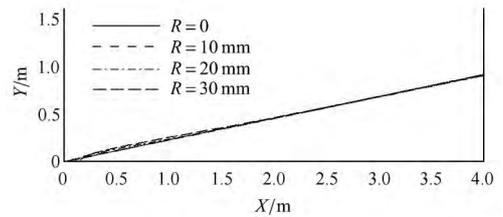


图 8 不同钝化半径对应激波位置

Fig.8 Variation of shock position with blunted radius

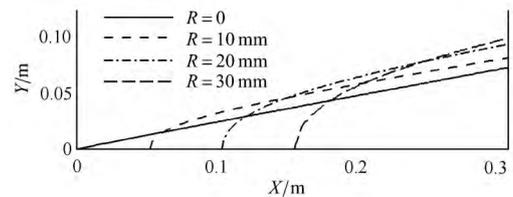


图 9 不同钝化半径头部激波位置

Fig.9 Variation of shock position with blunted radius at cone front position

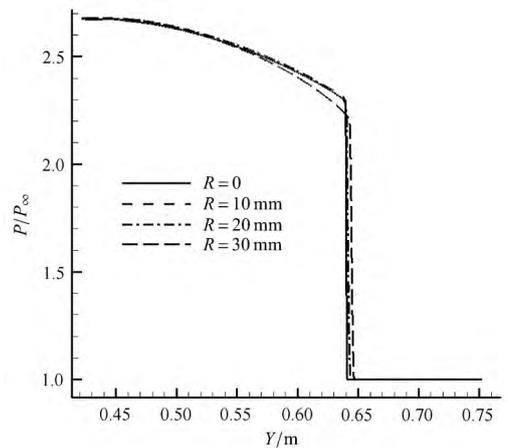


图 10 X = 3 m 截面处压力随 Y 值的变化曲线

Fig.10 Variations of pressure with Y value at cross section X = 3 m

3.2.2 HCW 前缘钝化

基于上述结果可知, 本算例中黏性和锥体前缘钝化对机体压缩激波影响较小, 由此, 机体压缩激波仍可基于无黏/尖机体前缘外形, 利用 T-M 方程求解. 这里仍基于上述长度 4 m、半锥角 9° 的锥体作为机体, 在前述相同的计算条件下, 分析捕获翼前缘钝

化半径对其设计位置的影响. 分析中, 捕获翼钝化半径在 0~20 mm 范围内选择 6 个不同的值, 分别为 0, 2.5 mm, 5 mm, 10 mm, 15 mm 和 20 mm.

图 11 给出了前述 6 种外形尾部附近的流场压力云图, 可以看出, 通过合理调整捕获翼位置, 捕获翼均可获得最优设计位置, 即前缘点落于机体激波 S_1 上, 同时捕获翼自身压缩激波掠过锥体尾部最高点后缘. 而且, 从结果还可以看出, 随着钝化半径增

加, 捕获翼位置向后移动, 造成这种结果的原因为: (1) 为保证捕获翼整体落在锥体激波 S_1 后面, 需使其上前缘点落在 S_1 上, 随着钝化半径增加, 驻点离 S_1 距离增加, 为保证捕获翼自身激波不作用于机体, 捕获翼必须向右移动; (2) 随着钝化半径增加, 前缘产生的弓形激波强度增加, 为保证此激波掠过机体上, HCW 位置必须向右移动. 由上述分析可知, 捕获翼前缘钝化半径对其设计位置的影响不能忽略.

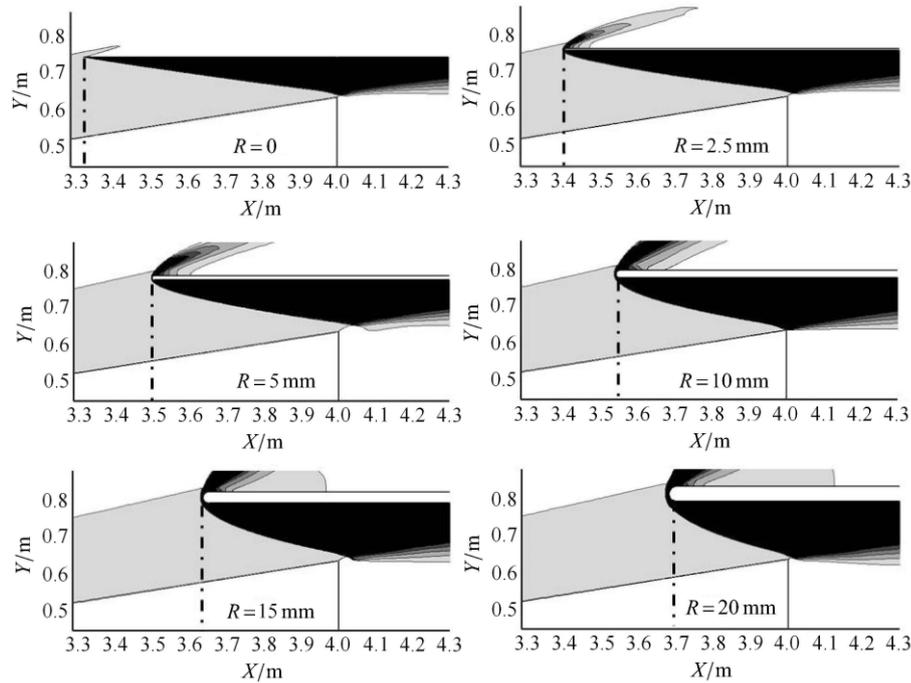


图 11 不同 HCW 钝化半径压力分布云图

Fig. 11 Pressure distribution at different blunted radius for HCW

3.3 均匀实验设计及代理模型构建

3.3.1 均匀实验设计

捕获翼设计位置主要由机体压缩激波和捕获翼压缩激波确定, 机体压缩角和来流马赫数是影响这两道激波位置的的决定性参数, 因此必须考虑. 此外, 通过前述分析可知, 黏性效应和机体前缘钝化对两道压缩激波位置的影响可以忽略, 而捕获翼前缘钝化的影响必须考虑. 由此, 可以得出影响 HCW 设计位置的 3 个关键参数为: 机体压缩角、来流马赫数和捕获翼前缘钝化半径. 为便于后续处理, 将机体压缩角及捕获翼前缘钝化半径均以机体长度为参考量进行无量纲化处理. 上述 3 个无量纲量的取值边界如表 3 给定.

表 3 中, H 为半锥角的正切值, 其有量纲上下边界分别为 6° 和 12° , M 为来流马赫数, R_{HCW} 为无

量纲化的 HCW 钝化半径, 其有量纲上下边界分别为 2 mm 和 20 mm.

表 3 设计参数及取值范围

Table 3 Design parameters and design space

Variables	Lower bound	Upper bound
H	0.105 1	0.212 6
M	3	9
R_{HCW}	0.000 5	0.005

按前述方法及流程, 下一步需要在设计空间内给定样本算例进而构建代理模型. 这里样本取样方法采用实际中广泛使用的均匀实验设计方法. 该方法基于数论理论, 通过在整个设计空间内构造合理的均匀设计表来获取样本集, 可有效减小计算量. 这里选择变量水平值为 15. 实验设计表中各样本的参

数分布如表 4 所示.

根据实验设计表生成的设计参数, 对每个算例迭代使用 CFD 分析计算得出对应的捕获翼设计位置. 由于捕获翼上前缘点落在机体激波 S_1 上, 因此仅需给定其前缘点的横向位置 X_{HCW} 即可, 其纵向位置可由 S_1 的斜率直接计算获得. 经上述计算, 可获得每个样本的 X_{HCW} 数值, 如表 4 最后一列所示. 这里 X_{HCW} 的数值仍以机体长度为参考量进行无量纲化表达.

表 4 实验设计表及对应的 X_{HCW}

Table 4 Table of uniform design of experiment and corresponding values of X_{HCW}

Number	H	M	R_{HCW}	X_{HCW}
1	0.108 6	4.4	0.004 25	0.812 5
2	0.115 7	6	0.003 65	0.862 5
3	0.122 8	7.6	0.003 05	0.9
4	0.129 9	3.2	0.002 45	0.737 5
5	0.137 0	4.8	0.001 85	0.825
6	0.144 1	6.4	0.001 25	0.85
7	0.151 2	8	0.000 65	0.862 5
8	0.158 4	3.6	0.004 55	0.8
9	0.165 5	5.2	0.003 95	0.862 5
10	0.172 7	6.8	0.003 35	0.9
11	0.179 9	8.4	0.002 75	0.925
12	0.187 1	4	0.002 15	0.8
13	0.194 4	5.6	0.001 55	0.85
14	0.201 6	7.2	0.000 95	0.875
15	0.208 9	8.8	0.004 85	0.95

3.3.2 代理模型构建

利用上述均匀实验设计生成的训练样本集, 构建出不带交叉项的多项式代理模型, 其解析表达式如式 (3) 所示.

$$\begin{aligned}
 X_{HCW} = & 0.8744 + 0.3419(H - 0.1588) + 0.02800(M - 6) + \\
 & 14.6483(R_{HCW} - 0.00275) - 1.7768(H - 0.1588)^2 - \\
 & 0.004461(M - 6)^2 - 3058.606(R_{HCW} - 0.00275)^2
 \end{aligned}
 \tag{3}$$

图 12 给出了前述 15 个训练样本的训练误差, 图中横坐标为样本点编号, 纵坐标为代理模型输出值和实际值的相对误差. 可以看出, 对所有样本训练精度均控制在 2% 以内, 具有较高的精度.

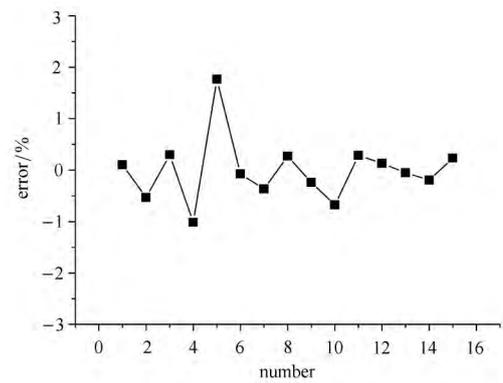


图 12 多项式代理模型训练拟合精度

Fig. 12 The training fitting precision for polynomial model

为进一步验证代理模型的准确性, 在设计空间内选用 7 水平的均匀实验设计重新生成 7 个训练样本, 利用代理模型计算得到每个测试样本点对应的 X_{HCW} , 再通过 CFD 计算验证捕获翼设计位置是否遵循设计准则. 表 5 为测试样本点及利用代理模型得出的 X_{HCW} , 图 13 给出了上述 7 个测试样本的计算压力分布云图. 从图 13 可以看出, 捕获翼位置均按照设计位置摆放, 符合 HCW 的基本准则.

表 5 测试样本点及代理模型得出的 X_{HCW}

Table 5 The X_{HCW} value computed by agent model corresponding to the test points

Number	H	M	R_{HCW}	X_{HCW}
1	0.112 7	6	0.003 4	0.862 5
2	0.127 9	3.429	0.002 1	0.75
3	0.143 1	6.857	0.000 8	0.85
4	0.158 4	4.286	0.004 0	0.825
5	0.173 8	7.714	0.002 8	0.912 5
6	0.189 2	5.143	0.001 5	0.832 5
7	0.204 7	8.571	0.004 7	0.945

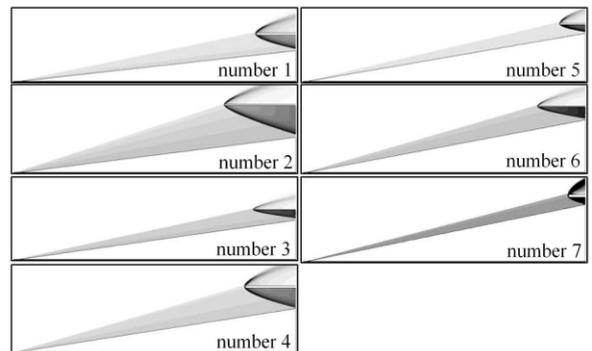


图 13 测试样本点的压力分布云图

Fig. 13 The pressure distribution of test points

3.3.3 结果分析

基于上述多项式代理模型, 对此构型的捕获翼设计位置与设计参数之间的关系进行了分析. 图 14 给出了设计空间内捕获翼位置 X_{HCW} 与各设计变量的对应关系. 可以看出, 随着机体压缩角、来流马赫数和钝化半径的增加, X_{HCW} 的数值也随之增加, 即捕获翼的位置向后移动. 图 15 给出了 3 个设计变量的单因素轮转法分析结果, 即对 3 个设计变量每次固定两个参数, 仅改变单个参数的取值. 由于其他两个参数改变只会使 X_{HCW} 曲线发生平移, 故图 15 可以定性地分析 X_{HCW} 与设计变量之间的变化规律. 从图中可知, 机体压缩角、来流马赫数及钝化半径较小时, X_{HCW} 增长较快, 随着变量值增加, X_{HCW} 趋于平缓, 以缓慢趋势增加.

对上述结果分析如下: 当来流马赫数 M 和捕获翼钝化半径 R_{HCW} 固定时, 随着机体压缩角增加, 压

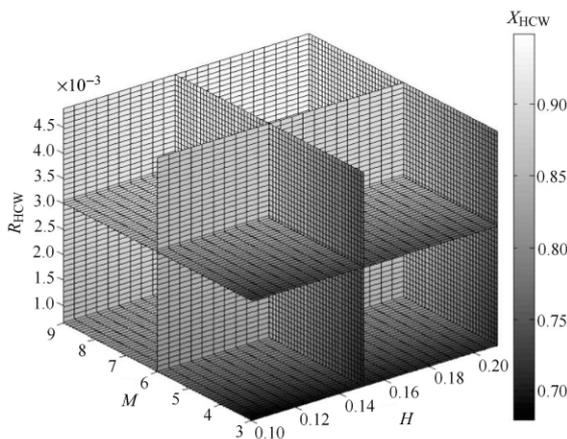


图 14 X_{HCW} 与设计变量的关系

Fig. 14 The relationship between X_{HCW} value and design variables

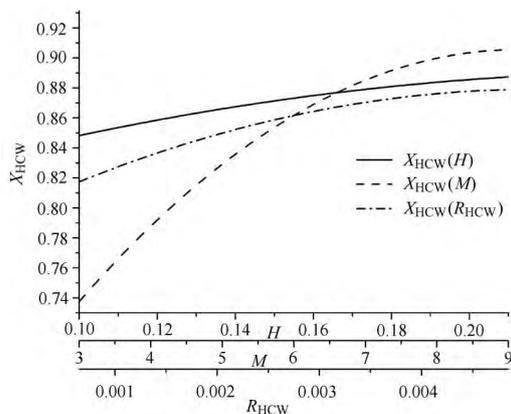


图 15 X_{HCW} 与 H, M 和 R_{HCW} 之间的关系

Fig. 15 The relationship between the X_{HCW} and H, M, R_{HCW}

缩作用增强, 机体压缩激波与机体距离减小. 为避免捕获翼激波反射于机体上, 其设计位置必须向后移动. 当机体压缩角进一步增大时, 机体激波与机体距离以平缓趋势增加, 因此, 捕获翼位置的后移量逐渐减小. 同样, 当机体压缩角 H 和钝化半径 R_{HCW} 固定时, 捕获翼设计位置随马赫数变化趋势与其随压缩角的变化趋势一致. 当固定机体压缩角 H 和来流马赫数 M 时, X_{HCW} 随捕获翼前缘钝化半径增加而增加, 在上述捕获翼钝化半径的影响时已做详细分析, 从图 15 可以看出, 与前文分析规律一致.

4 结论

本文针对高压捕获翼构型, 根据高压捕获翼位置的基本设计准则, 发展了一种确定捕获翼设计位置的有效方法, 该方法在捕获翼设计位置参数分析的基础上, 综合使用均匀实验设计、计算流体力学分析和代理模型方法, 构建捕获翼设计位置与设计参数之间的映射关系. 锥体组合捕获翼构型的实例验证结果表明, 该方法可以在较大设计范围内准确确定捕获翼的设计位置.

基于锥体组合捕获翼构型的分析可知, 黏性效应及机体前缘钝化对捕获翼位置设计影响较小, 锥体压缩角、来流马赫数和捕获翼钝化半径是决定捕获翼设计位置的关键参数, 基于构建的代理模型结果可以看出, 捕获翼设计位置与上述 3 个参数均呈单调正比关系.

虽然本文仅以圆锥形机体为例对所发展的方法进行验证及分析, 但从该方法的流程可知, 此方法具有较强的普适性, 可推广至任意形状的机体构型. 由于捕获翼的位置仅与机体上表面相关, 因此本文算例中所获得的基本结论亦可应用至类似构型, 特别是上表面为锥体或锥柱组合体的构型. 此外, 现有工作仅对捕获翼前缘点位置的设计方法进行研究, 尚未考虑捕获翼长度选择、装配角选择以及前缘线型线变化等因素的影响, 这些问题将在后续工作中逐步开展.

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构型设计优化. 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, 39(6): 683-694 (in Chi-

- nese))
- 3 Sullivan RB, Winters B. X-34 program overview. AIAA Paper 1998-3516, 1998
 - 4 Jazra T, Preller D, Smart MK. Design of an airbreathing second stage for a rocket-scrumjet-rocket launch vehicle. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2013, 50(2): 411-422
 - 5 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 2008-2539, 2008
 - 6 Walker S, Tang M, Mamplata C. TBCC propulsion for a mach 6 hypersonic airplane. AIAA Paper 2009-7238, 2009
 - 7 Nonweiler TRF. Delta wings of shapes amenable to exact shock-wave theory. *Journal of the Royal Aeronautical Society*, 1963, 67: 39-40
 - 8 Bowcutt KG, Anderson JD, Capriotti D. Viscous optimized hypersonic waveriders. AIAA Paper 1987-0272, 1987
 - 9 Corda S, Anderson JD. Viscous optimized hypersonic waveriders designed from axisymmetric flow fields. AIAA-88-0396, 1988
 - 10 Rodi PE. Integration of optimized leading edge geometries onto waverider configurations. AIAA 2015-1700, 2015
 - 11 Liu J, Ding F, Huang W, et al. Novel approach for designing a hypersonic gliding-cruising dual waverider vehicle. *Acta Astronautica*, 2014, 102: 81-88
 - 12 Lobbia M. Optimization of waverider-derived crew reentry vehicles using a rapid aerodynamics analysis approach. AIAA Paper 2015-0757, 2015
 - 13 Cui K, Yang GW. Waverider configurations derived from general conical flowfields. *Acta Mechanica Sinica*, 2007, 23(3): 247-255
 - 14 Cui K, Yang GW. The effect of conical flowfields on the performance of waveriders at Mach 6. *Chinese Science Bulletin*, 2007, 52(1): 51-64
 - 15 Liu J, Hou Z, Ding G, et al. Numerical and experimental study on waverider with blunt leading edge. *Computers & Fluids*, 2013, 84: 203-217
 - 16 Santos WFN. Leading edge thickness impact on drag and lift in hypersonic wedge flow. AIAA Paper 2007-615, 2007
 - 17 Lobbia M, Suzuki K. Experimental investigation of a mach 3.5 waverider designed using computational fluid dynamics. *AIAA Journal*, 2014, 53(6): 1590-1601
 - 18 崔凯, 杨国伟. 6 马赫锥体流场对乘波体性能的影响及规律. *科学通报*, 2006, 57(24): 2830-2837 (Cui Kai, Yang Guowei. The waverider performance affected by Mach 6 conical flow. *Chinese Science Bulletin*, 2006, 57(24): 2830-2837 (in Chinese))
 - 19 张锋涛, 崔凯, 杨国伟等. 基于神经网络技术的乘波体优化设计. *力学学报*, 2009, 41(3): 418-424 (Zhang Fengtao, Cui Kai, Yang Guowei, et al. Optimization design of waverider based on the artificial neural networks. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2009, 41(3): 418-424 (in Chinese))
 - 20 Li Y, An P, Pan C, et al. Integration methodology for waverider-derived hypersonic inlet and vehicle forebody. AIAA Paper 2014-3229, 2014
 - 21 Ding F, Liu J, Shen C, et al. Novel inlet-airframe integration methodology for hypersonic waverider vehicles. *Acta Astronautica*, 2015, 111: 178-197
 - 22 Cui K, Hu SC, Li GL, et al. Conceptual design and aerodynamic evaluation of hypersonic airplane with double flanking air inlets. *Science China Technological Sciences*, 2013, 56(8): 1980-1988
 - 23 He XZ, Le JL, Zhou Z, et al. Progress in waverider inlet integration study. AIAA Paper 2015-3685, 2015
 - 24 Liu J, Hou Z, Chen X, et al. Experimental and numerical study on the aero-heating characteristics of blunted waverider. *Applied Thermal Engineering*, 2013, 51(1): 301-314
 - 25 Kanderpalli N, Selvaraj S, Gopalan J, et al. Heat transfer measurements on waverider at hypersonic mach numbers. AIAA Paper 2014-2507, 2014
 - 26 Lobbia M, Suzuki K. Numerical investigation of waverider-derived hypersonic transport configurations. AIAA Paper 2003-3804, 2003
 - 27 Lobbia M, Suzuki K. Multidisciplinary design optimization of hypersonic transport configurations using waveriders. AIAA Paper 2014-2359, 2014
 - 28 樊菁. 离心力和滑翔距离对于高超声速巡航飞行性能的影响. *力学学报*, 2011, 43(2): 249-254 (Fan Jing. Effects of centrifugal force and glide distance on the flight performance of HCV. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2011, 43(2): 249-254 (in Chinese))
 - 29 高太元, 崔凯, 胡守超等. 高超声速飞行器上壁面多目标优化及性能分析. *力学学报*, 2013, 45(2): 193-201 (Gao Taiyuan, Cui Kai, Hu Shouchao, et al. Multi-objective optimization and aerodynamic performance analysis of the upper surface for hypersonic vehicles. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2013, 45(2): 193-201 (in Chinese))
 - 30 崔凯, 胡守超, 李广利等. 尖/钝化前缘乘波体压缩面优化分析. CSTAM 2012-B03-0305 (Cui Kai, Hu Shouchao, Li Guangli, et al. Optimization and analysis of waverider compression surface with sharp or blunted leading edges. CSTAM 2012-B03-0305)
 - 31 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(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. *Sci Sin-Phys Mech Astron*, 2013, 43(5): 652-661 (in Chinese))
 - 32 Cui K, Li GL, Xiao Y. Aerodynamic performance study of high pressure capturing wing configuration. AIAA Paper 2015-3388, 2015
 - 33 Ladson CL, Blackstock TA. Air-helium simulation of the aerodynamic force coefficients of cones at hypersonic speeds. NASA TN D-1473, 1962
 - 34 Singh DJ, Tiwari SN, Kumar A. Effect of nose bluntness on flowfield over slender bodies in hypersonic flows. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 1991, 5(2): 166-171