

锥导乘波构型设计、优化与分析*

许少华, 侯中喜, 葛爱学, 陈小庆

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘 要: 乘波构型是高超声速飞行器高升阻比气动布局设计的参考外形之一, 设计中需要综合考虑升阻比、容积率和容积等要求。在锥导乘波构型参数化设计的基础上, 采用工程估算和计算流体力学相结合的方法, 通过正交试验设计分析了不同参数对目标影响的敏感性, 合理选择设计参数优化区间, 应用改进的多目标遗传算法对乘波构型进行了优化设计, 针对优化外形开展了气动性能的数值模拟研究, 并在高超声速炮风洞中完成了缩比模型的验证性实验。结果表明: 优化设计外形具有良好的升阻比, 且在一定攻角范围内升阻比较高, 数值模拟和实验分析基本吻合。研究结果可为高超声速滑翔式飞行器的设计提供参考。

关键词: 乘波构型; 优化设计; 数值计算; 风洞实验

中图分类号: V211.5 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2008) 04-0448-06

Design, optimization and analysis of cone derived waverider

XU Shao-hua HOU Zhong-xi GE Aixue CHEN Xiao-qing

(Inst. of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defence Technology, Changsha 410073, China)

Abstract Waverider configuration is an important approach in hypersonic high L/D vehicles design. L/D , volume and volumetric efficiency needed to be considered in the designing process. Based on parameters design of cone derived waverider, engineering estimate method and computational fluid dynamics method were combined and orthogonal experiment was introduced to analyze each control parameter sensitivity on the waverider performance. Each parameter optimization scope was chosen. Improved multiobject genetic algorithm was adopted to optimize the waverider. The optimized shape aerodynamic efficiency was studied by numerical simulation. Scaled optimized model was designed. Wind tunnel experiments were conducted at KD-01 hypersonic gun wind tunnel to verify its aerodynamic efficiency. The result showed that the optimized shape had good L/D performance and can maintain high L/D at certain angle of attack. Numerical result agrees well with experiment. The result can be useful in hypersonic glide aircraft aerodynamic design.

Key words Waverider configuration; Optimized design; CFD; Wind tunnel experiment

1 引 言

再入滑翔式飞行器具有远程快速到达、高速精确打击、大范围区域覆盖、纵横机动性好、突防能力强等优点, 且相关技术成熟度高、继承性好, 已成为新一代常规和核战略威慑手段, 是美军近期重点发展的武器系统之一。

滑翔式飞行器面临的核心技术是高超声速条件下高升阻比的气动外形、高性能的防热隔热结构、滑翔跳跃式飞行弹道、再入姿态喷流控制、大气层内气

动力控制、子弹药抛撒等问题。

传统的飞行器设计方法存在“升阻比屏障”, 使其不适合用于高超声速滑翔式飞行器的设计; 1959年 Nonweiler教授首先提出了“乘波”的概念, 并基于楔形激波流场构造了乘波构型。乘波构型是追求高升阻比、突破“升阻比屏障”的一种有效手段, 其后又出现了多种乘波构型的设计方法, 包括锥导、吻切锥和组合体等。

锥导乘波构型具有升阻比高、结构紧凑、容积大等优点, 特别适合与现有常规弹道武器助推系统集

* 收稿日期: 2008-04-13 修订日期: 2008-05-15。

基金项目: 国家自然科学基金 (10302031)。

作者简介: 许少华 (1963—), 男, 博士生, 研究领域为宇航飞行器设计。

成,同时由于其表面积小,长时间防热处理相对简单,是滑翔式飞行器设计的重要参考外形之一。

美军在 2003 年开展的 FALCON 研究计划中, CAV (Common Aero Vehicle) 类型的飞行器多采用乘波构型设计,且已开展了不少计算和风洞实验,2005 年在已有 $Ma 14$ 实验的基础上,对优化设计的乘波构型进行了 $Ma 8$ 的风洞实验,实验数据已用于近期准备飞行试验的 HTV (Hypersonic Technology Vehicle) 设计研究中。

20 世纪 80 年代出现了乘波构型研究的高潮,人们针对乘波构型的应用限制问题开展研究,进行了不同目标的优化设计,给出了一些简化设计结果和经验公式^[1-7]。Rasmussen^[1]等人采用高超声速小扰动理论对基于锥形流场生成的乘波构型进行了无粘升阻比优化;马里兰大学 Corda^[2], Bowcutt^[3]等人在 Anderson 教授的带领下,把圆锥轴对称流场用于乘波构型的设计,通过考虑粘性条件下的工程估算公式,分析了乘波构型的性能,并在此条件下运用单纯形优化算法进行了简单的优化工作,取得了不错的研究结果。

本文在锥导乘波构型参数化设计的基础上,采用工程估算和计算流体力学 (CFD) 相结合的方法,通过正交试验设计分析了不同参数对目标影响的敏感性,进一步合理选择设计参数优化区间,应用改进的多目标遗传算法对乘波构型进行优化设计,并针对优化外形开展了气动性能的数值模拟和风洞实验,相关研究可为高超声速再入滑翔式飞行器的气动布局设计提供参考。

2 乘波构型参数化设计与分析方法

2.1 乘波构型参数化设计

乘波构型的基本设计思想是从已知流场导出设计外形。锥导乘波构型设计基于圆锥激波流场,通过选择合适锥角和底部曲线确定外形,如图 1 所示。

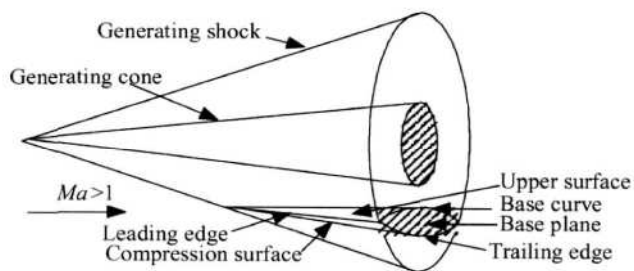


Fig. 1 Sketch map of cone driven waveride configuration

底部基线的形状和位置决定设计形状和流场区域,其涉及的参数比较多,如何确定可优化的底部基线是设计的重要问题。对于锥形流动,采用前缘线在 $x-y$ 平面的投影来定义基线,选取变化和适应性较好的四次曲线 $x = R_0 + b_2 y^2 + b_4 y^4$, 如图 2 所示。

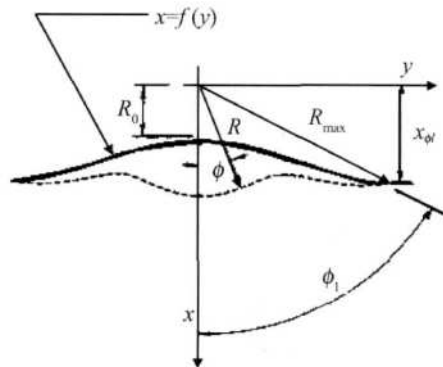


Fig. 2 Parameter definition of base line

确定圆锥半顶角 $\delta \phi$ 以及 R_0 和 x_{ϕ} 的比值 k , 即可唯一确定基线的外形,再通过流线追踪,从而确定乘波构型,不同参数生成的外形如图 3 所示。

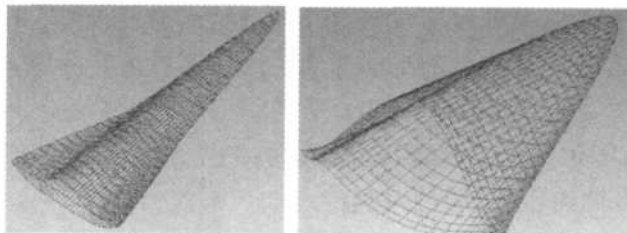


Fig. 3 Different configuration created by different parameters

乘波构型的容积率定义为 $\eta = \frac{V^{2/3}}{S}$, V 为构型容积, S 为构型在 $x-z$ 平面的投影面积。

2.2 气动性能工程估算方法

为适应优化设计快速性能评价的需要,乘波构型气动性能采用工程估算方法获得。气动力分为无粘气动力和有粘修正两部分,无粘气动力通过对构型的压力积分得到,底阻采用简化方法估算;粘性修正的表面摩擦力计算采用 Eckert^[5]提出的参考温度法, Corda 等在作乘波体研究时采用了这种方法,并对其作了一个评价^[6],结论是这种方法计算的结果与他们曾经采用的一种相当复杂的方法相比,即使在高超声速的情况下,其结果也相差不到 10%。

层流当地摩擦阻力系数取值为

$$C_{f, \text{lam}} = \frac{0.664}{\sqrt{Re_s}} \left[\frac{T}{T_\infty} \right]^{(\omega-1)/2}$$

式中 $\omega = 0.75$

$$T^* = T_\infty \left[1 + 0.032Ma_\infty^2 + 0.58 \left(\frac{T_w}{T_\infty} - 1 \right) \right]$$

式中 T_w 为壁面温度。当流动处于湍流时,当地表面摩擦阻系数采用近似公式

$$C_{f, \text{ turb}} = \frac{0.0592}{(Re_s^*)^{0.2}}$$

如何预测高超声速层流到湍流的转换还没有成熟的方法,采用由 sheetz 总结实验和飞行数据形成的判断准则^[7]。

$$Re_{\text{tr}} = 6400 \times (M_e)^{3.66}$$

简单地将转换点后的摩擦系数按湍流处理以简化计算,对于优化设计中的性能评估比较,工程估算误差在允许的范围内,且设计参数变化引起的性能变化与精细模型分析趋势上是一致,因此在优化中采用上述工程估算方法是可取的。

2.3 气动性能数值模拟方法

为开展参数敏感性分析和优化结果评价,采用计算流体力学 (CFD) 方法分析不同外形的气动性能,控制方程采用雷诺平均的 N-S 方程,具体见文献 [8]。考虑到高超声速激波分辨和粘性计算精度等问题,数值方法采用通量分裂 Roe 平均的三阶 MUSCL 差分格式,如果是湍流状态,选取简单的包含压缩性修正的 B-L 湍流模型,通过时间步进法求解流场。

采用结构化网格进行离散,在壁面邻域进行了网格加密,以确保在边界层内有足够多的网格数目,计算网格如图 4 所示。

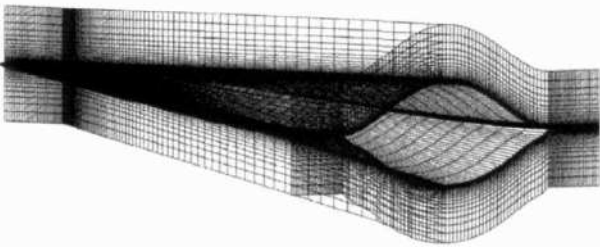


Fig. 4 Calculation mesh of waveride configuration

3 乘波构型多目标优化设计

3.1 多目标优化设计方法与参数选取

对乘波构型而言,其升阻比 L/D , 容积率 r 和容积 V 与控制参数之间没有明显的函数关系式,使得传统的基于梯度计算的优化方法不适合对其进行优化设计;此外,传统的算法在对多目标进行优化时,通常采用加权法,不同的权重系数常常产生不同的优化

结果。优化算法采用改进的多目标遗传算法 NSGA-II 非线性的数值试验已证明其具有良好的收敛到 Pareto 前沿的能力^[9]。

考虑应用需求,以升阻比、容积率和容积为优化目标,设计状态的来流参数: $p_\infty = 287.1 \text{ Pa}$, $T_\infty = 250.4 \text{ K}$, $\rho_\infty = 0.00499 \text{ kg/m}^3$, 计算粘性应力时壁面参考温度选取 $T_w = 1500 \text{ K}$ 。

3.2 参数对指标影响的正交表分析

正交表设计的试验具有很强的代表性,能够比较全面的反映各参数各水平对指标影响的大致情况。通过正交表合理安排试验,使得试验次数尽可能的少,并能正确地分析试验数据,从而极大地减少了性能评价时的计算量。

正交试验表的整齐可比性和均衡搭配性使得: (1) 每个参数的各个不同水平在试验中出现了相同的次数; (2) 任何两个参数各种水平的不同搭配,在试验中都出现了,即对任何两个参数是全面试验,并且出现了相同次数。在设计中,采用粘性 CFD 计算结果作为性能评价的标准。

设计试验中,固定设计外形的长度,将控制外形的参数确定为:圆锥半顶角 δ , ϕ 以及 R_0 和 x_{tr} 的比值 k 。取三个参数,每个参数选取三个水平,采用 $L_9(3^4)$ 的正交表,正交表的最后一列不起作用,总共需要 9 次 CFD 计算。 δ 的三个水平分别取为 10° , 12° 以及 14° , ϕ 的三个水平分别取为 45° , 55° 以及 65° , k 的三个水平为 0.3, 0.5 和 0.7, 如表 1 所示。

Table 1 Control parameters and analysis results

δ	Φ	k	V	r	L/D
1	1	1	12.8	0.261	3.85
1	2	2	18.0	0.247	3.82
1	3	3	21.8	0.245	3.60
2	1	2	24.0	0.269	3.55
2	2	3	32.8	0.254	3.40
2	3	1	21.7	0.276	3.20
3	1	3	44.5	0.265	3.12
3	2	1	27.9	0.295	3.08
3	3	2	35.5	0.290	2.90

对表 1 的数据进行容积极差分析,图 5 为根据极差分析数据作出的参数 容积率图。可以看出,随着半锥角 δ 的增加,容积率呈上升趋势,且上升幅度最大,这表明, δ 是影响容积率最重要的参数,这是因为其它参数固定时, δ 影响的是外形的厚度, δ 越大,外形越厚,外形的容积也越大。 k 是影响容积率的另一个比较重要的参数,随着 k 的增大,容积成上升趋势,

这是因为在所选取的外形控制参数中,当外形长度, δ 和 ϕ 固定时, k 主要影响的是外形的宽度, k 越大, 所获得的外形的宽度越大, 从而容积越大。相比而言, ϕ 对容积率的影响较小, 随着 ϕ 的增大, 容积略微上升后又略微上升。

图 6 为参数-容积率图。可以看出, δ 是影响容积率最重要的参数, δ 影响的是外形厚度以及平均厚度, δ 越大, 外形越厚, 平均厚度也越大, 外形的容积和容积率也越大。 k 是影响容积率的另一个比较重要的参数, 随着 k 的增大, 容积率成下降趋势, 这是因为在所选曲的外形控制参数中, 当外形长度、 δ 和 ϕ 固定时, 外形的厚度也为常值, k 通过影响外形的宽度, 进而影响外形的平均厚度: k 越小, 所获得的外形的宽度越小, 外形的平均厚度越大, 从而容积率越大。相比而言, ϕ 对容积率的影响较小, 随着 ϕ 的增大, 容积率呈略微上升趋势。

对比图 5 和图 6 可以看出: 除了激波角之外, 其它参数变化时, 容积和容积率的变化呈相反的趋势。

图 7 为参数-升阻比图。可以看出: 当半锥角 δ 从 10° 变到 14° 时, 升阻比呈线性下降趋势, 且下降幅度最大。其它参数固定时, δ 越大, 升力方向的投影面积和阻力方向的投影面积的比值越小, 从而升阻比越小。此外, 随着 ϕ 的增大, 升阻比呈下降趋势; 而随着 k 的增大, 升阻比在 0.5 附近取得极大值。这表明, 要进一步提高升阻比, 可沿着减小 δ 、 ϕ 的方向探索, 而 k 则需要另外选定。

从分析可以看出: δ 的选取体现了设计时升阻比和容积率之间的矛盾关系: 大的升阻比要求 δ 值比较小, 而大的容积和容积率则要求 δ 的值较大。 ϕ 对升阻比影响较大, 对容积和容积率的影响则较小。 k 则相反: 对容积和容积率影响较大, 对升阻比影响则较小。

3.3 升阻比、容积率以及容积三目标优化

升阻比、容积率和容积三目标对设计参数的要求存在矛盾的地方, 单纯的优化并不能得出比较满意的结果, 必须综合考虑各方面的参数, 增加优化目标或者添加适当的约束以获得符合要求的设计外形。

以升阻比、容积以及容积率为目标进行多目标优化设计, 设计参数参考正交试验选择, 采用实数编码; 种群规模 100 交配池规模为 220 采用单点交叉, 交叉概率 0.9 变异概率 0.05 最大进化代数 2 000。运行 40 次, 得到 4 000 个 Pareto 前缘, 对优化结果进行处理, 共得到 3 876 个体, 其 Pareto 前沿曲面分布如图 8 所示。

前沿直观的体现了升阻比、容积以及容积率三者之间的“矛盾”关系。对于不同的锥角, ϕ 和 k 不再趋于最大或者最小值, 这是因为将容积和容积率一同作为了优化目标, 二者之间可能存在一定“制约”关系。

可进一步在升阻比、容积或容积率参数要求的范围内选择数据剖面, 如图 9 所示, 通过继续选择范围区间, 直至选择到所需的设计参数。综合考虑选取设计外形如图 10 所示, 工程估算其无粘升阻比和粘性升阻比分别为 4.66 和 3.56 容积率为 0.268。

4 气动性能分析与实验验证

4.1 数值模拟分析

采用 CFD 方法对优化的乘波构型基本性能进行分析。计算条件同设计条件, 出口处数值边界条件采用外推方式获得; 壁面处按等温、无滑移处理。

图 11 给出了无粘流场的马赫数分布, 激波很好的贴附在乘波构型边缘, 限制了下表面高压气体向上表面渗漏, 从而使得构型完全“乘”于激波之上。

图 12 给出了有粘流场的马赫数分布, 由于边界层的影响, 下表面的高压气体有部分向上表面泄漏, 降低了外形的气动性能, 但并不是很严重, “乘波”特性依然有效。

CFD 计算的 0° 攻角条件下无粘升阻比 4.65 与工程估算基本一致; 粘性升阻比为 3.46 比有粘工程估算低 3%。无粘设计未考虑边界层影响, 一方面将导致激波未能很好贴合边缘, 造成底部高压区部分泄露, 另一方面表面摩阻将成为阻力的组成部分。数值计算中对边界层随长度变化的刻画更细致, 工程估算和数值模拟结果的变化趋势一致, 在优化设计中可以采用工程估算方法作为不同设计结果之间的评价方法。

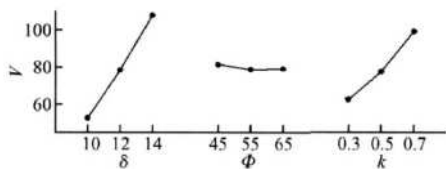


Fig. 5 Curve of parameter-volume

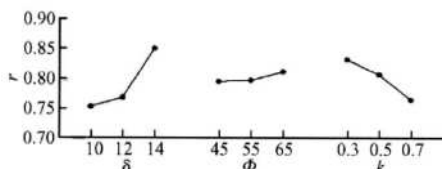


Fig. 6 Curve of parameter-volumetric ratio

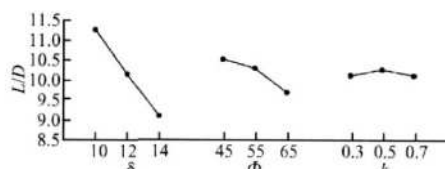


Fig. 7 Curve of parameter-L/D

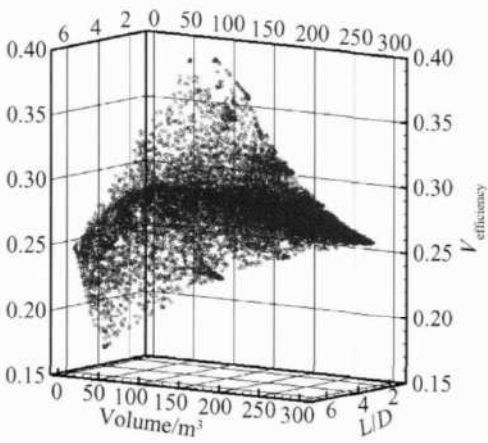


Fig. 8 Pareto front of multiobject optimization

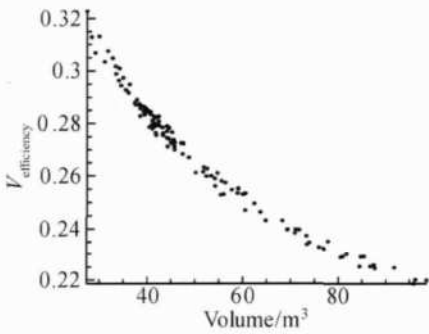


Fig. 9 Optimized shapes of L/D between 3.6 ~ 3.65

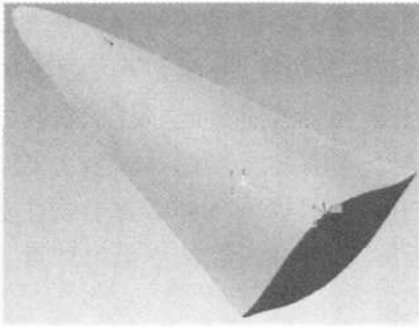


Fig. 10 Shape of optimized model

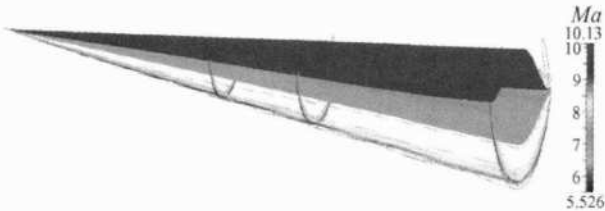


Fig. 11 Mach number distribution of inviscid flowfield

4.2 气动力风洞实验

为验证乘波构型性能和数值分析的可靠性,选取优化的锥导乘波构型进行了风洞实验,实验在 KD-01 高超声速风洞中进行, KD-01 是一座脉冲式、空气驱动空气、轻活塞运行的高马赫数风洞。出口马赫数

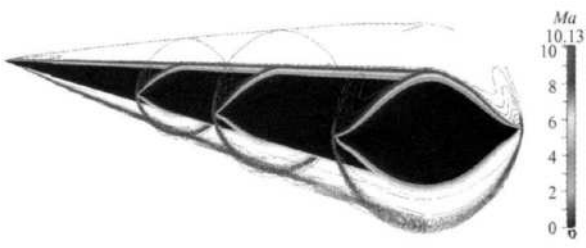


Fig. 12 Mach number distribution of viscil flow field

$Ma = 7 \sim 10$ 实验段尺寸为 $1.6 \times 1 \times 1$ m, 根据实验设备的要求,实验模型长度为 400 mm, 宽 231.6 mm, 厚度为 85 mm, 如图 13 所示。

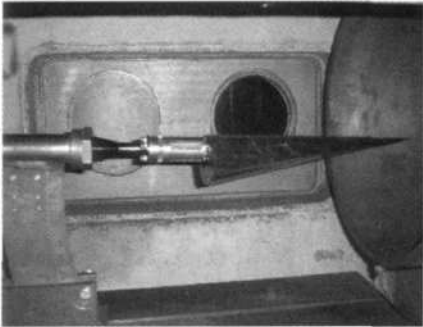


Fig. 13 Installation of experimental model in wind tunnel

实验测定了来流马赫数 8.19, 攻角分别为 0° , 2° , 4° 三个状态下, 模型的气动力实验数据。每个状态重复三次实验。实验结果具有良好的重复性, 和平均值相比, 每次实验结果的差别都在 2% 以内, 为了分析方便下面的数据都为平均值。

4.3 计算与实验结果分析

测试结果如表 2 所示, 可以看出: 优化外形的升阻比较高, 且在攻角变化范围内升阻比都大于 3.2, 随着攻角增加升阻比在逐渐增加。表中 α 为攻角, C_l 为升力系数, C_d 为阻力系数。

Table 2 Comparable data of experiment and CFD

$\alpha / (^\circ)$	Comparison	C_l	C_d	L/D
0	Exp	0.097 69	0.030 05	3.250 5
	CFD	0.095 08	0.027 50	3.458 1
2	Exp	0.133 06	0.034 20	3.890 7
	CFD	0.125 89	0.033 15	3.797 3
4	Exp	0.163 38	0.035 17	4.646 1
	CFD	0.158 64	0.040 13	3.953 2

CFD 计算和实验结果吻合较好。CFD 得到的升力系数同实验值相比更为一致, 升力系数的计算结果和实验值差别在 3.5% 以内; 阻力系数差别较明显,

特别是在攻角到 4 时,阻力系数差别为 14.1%,这导致升阻比有较大幅度的差别。在实验的攻角范围内,升力系数和阻力系数都随攻角成近似的线性关系,CFD 和实验趋势都相同,如图 14 所示。

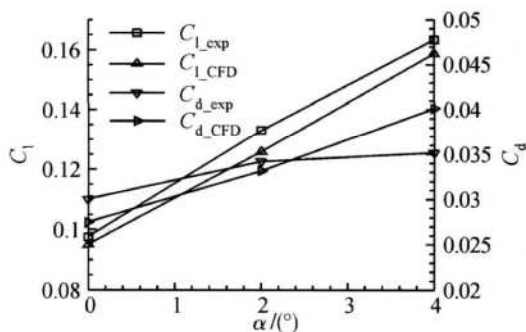


Fig. 14 Coefficient of lift and drag variation with attack angle

分析造成实验和 CFD 差别的可能原因,主要包括:底部阻力 CFD 计算较简单,同风洞实验底部的具体条件不一致,造成压差阻力差别大;高超声速粘性边界层计算误差大,受参考壁温、流动转捩、计算方法等参数影响,壁面摩擦阻力计算误差大,造成摩擦阻力差别大;攻角变化后,上下表面流动参数差异加大,上述问题更为明显,但升力主要是由上下表面压差产生,受影响较小,因此升力误差较小,且变化趋势一致。

5 结 论

通过对锥导乘波构型的参数化设计、设计参数敏感性分析、数值分析和实验研究,可以得到以下结论:

(1) 乘波构型设计目标之间存在相互制约,包括升阻比、容积率和容积等要求。大的升阻比要求 δ 小,而大的容积和容积率则要求 δ 大; ϕ 对升阻比影响较大,对容积和容积率的影响则较小; k 对容积和容积率影响大,对升阻比影响小。

(2) 依据实际使用需求,乘波构型应该采用多目标优化的方法进行设计,采用改进的非线性遗传算法对锥导乘波构型进行多目标优化设计是可行的,设计出的外形具有较高的升阻比,且在一定攻角范围内升阻比特性较好。

(3) 基于无粘理论设计的乘波构型,气动性能受粘性影响有一定下降,主要是因为边界层造成了上、下表面之间的压力“泄漏”,导致升力下降,阻力增加;同时,摩擦阻力的影响也被考虑进去了。

(4) 气动实验同数值模拟吻合较好,变化趋势一致,升力系数之间差别较小,阻力系数间由于底部阻力和粘性等影响差别较为明显。

(5) 乘波构型具有较好的气动性能,且在一定攻角范围内升阻比较高,综合考虑容积和容积率等应用要求,可以设计出较为实用的气动布局外形。

本文的研究还较为初步,设计中考虑的约束和设计参数并不是太多,下一步可在多参数和多目标的设计中仔细考虑,为寻找实用的高超声速滑翔式飞行器参考外形提供技术支撑。

参考文献:

- [1] Rasmussen M L. Waverider configurations derived from inclined circular and elliptic cones[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1980, 17(6): 537~545.
- [2] Corda S. Viscous optimized hypersonic waveriders designed from flows over cones and minimum drag bodies[D]. *United States Maryland: University of Maryland College Park*, 1988.
- [3] Bowcutt K G. Optimization of hypersonic waveriders derived from cone flows - including viscous effects[D]. *United States Maryland: University of Maryland College Park*, 1986.
- [4] Lobb M, Suzuki K. Design and analysis of payload-optimized waveriders[R]. *AIAA* 2001-1849.
- [5] Eckert E R G. Engineering relations for heat transferred friction in high velocity laminar and turbulent boundary layer flow over surface with constant pressure and temperature[J]. *Transaction of the ASME*, 1970, 78(5): 855.
- [6] Bowcutt K G, Anderson J D. Viscous optimized waverider designed from axisymmetric flow fields[R]. *AIAA* 88-20369.
- [7] Varmol D O. Heat transfer characteristics of hypersonic waverider with an emphasis on the leading edge effects[D]. *United States Maryland: University of Maryland College Park*, 1990.
- [8] 陈小庆, 侯中喜. 乘波构型设计、分析与优化[A]. 第一届近代空气动力学与气动热力学会议论文集[C]. 绵阳, 2006.
- [9] 侯中喜, 陈小庆, 郭良民. 基于排挤机制改进的多目标进化算法[J]. *国防科技大学学报*, 2006, 28(4).

(编辑: 梅 瑛)