

综合利用涡波效应的大容量宽速域飞行器气动布局设计



杨龙*,王璐,李雪飞,钱战森

航空工业空气动力研究院 高速高雷诺数航空科技重点实验室, 辽宁 沈阳 110034

摘要:高超声速飞行器在亚、跨、超及高超声速等速域内的气动效率与容量问题是制约高超声速飞行器实用化的重要瓶颈问题。大容量宽速域高性能气动布局设计技术在保证高超声速巡航阶段高气动性能的同时,迫切需要在具备足够容量的前提下实现高的亚、跨及超声速气动效率。通过综合利用低速涡升力与高速激波压缩升力,提出了一种涡波综合利用宽速域大容量气动布局设计方法。结合计算流体力学(CFD)方法与ARI_OPT优化设计平台,设计得到一种背负式大容量气动布局,计算结果表明,该布局在跨声速与高超声速下的最大升阻比分别可达到10.3与5.9,飞行器整体性能稳定且在宽速域条件下均具有良好的气动性能,弥补了传统乘波体气动布局在亚、跨声速下的性能缺陷,可为高超声速飞行器气动布局走向工程应用提供技术支持。

关键词:宽速域;大容量;涡波综合利用;气动布局;优化设计

中图分类号:V221.3

文献标识码:A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2020.11.007

高超声速飞行器设计技术具有战略性、前瞻性、标志性和带动性,是21世纪航空航天技术的关键技术研究领域^[1]。以美国为代表,对高超声速飞行器研究已经从概念和原理性探索阶段进入到具有明确应用背景的先期技术开发和飞行演示试验阶段,其中以X-43A和X-51A代表的高超声速飞行器先进技术已经成功地进行了飞行演示验证试验^[2-4]。

近年来,世界各航空航天强国基本已经构建了高超声速飞行器设计理论、原理与设计方法。自1959年Nonweiler提出乘波构型概念以来,乘波体设计理论的提出与完善更是为该类飞行器设计提供了便利的工具手段。至今,楔形流乘波体设计方法^[5]、锥形流乘波体设计方法^[6]、密切锥乘波体设计方法^[7]等均开展了系列基础理论与工程应用研究。尤延铨等更将乘波原理由外流乘波拓展到内流乘波,提出内外流双乘波一体化设计方法^[8-9]。但是以上研究仅仅解决了高超声速飞行器在高超声速巡航阶段的气动性能,没有考虑到低跨声速段气动性能,低跨声速段严重的性能缺陷日益成为制约其工程化应用的瓶颈问题。

近年来,国内外学者面向高超声速飞行器宽速域设计

问题进行了诸多尝试。国防科技大学李世斌等^[10]提出一种可变马赫数乘波体设计新方法,该设计方法的创新点在于设计马赫数可变,圆锥角随马赫数变化。当飞行马赫数变化时,飞行器可保持乘波特性的,飞行器整体性能稳定且在宽速域条件下具有良好的气动性能,这对高超声速飞行器一体化设计非常有利。西北工业大学韩忠华团队^[11]基于Kriging模型的代理优化算法开展了高超声速飞行器宽速域翼型优化设计研究,得到的新型双S形翼型实现跨声速升阻比78.9,高超声速升阻比5.94,充分肯定了高超声速条件下翼型优化设计的重要作用。以上研究缓解了高超声速飞行器低跨声速与高超声速气动矛盾,但距离具有明确应用背景的真实飞行器气动布局技术开发仍存在很大距离。

为了加快高超声速飞行器工程化应用,需要提高其执行真实任务所需的容量与各速域(亚、跨、超及高超声速)气动性能,避免在加速段因低气动性能而导致的油耗过高问题,有必要对高超声速飞行器大容量宽速域气动布局开展研究。高超声速飞行器的大容量设计所需的气动外形、低速域阶段高气动性能所需的气动外形和高速域阶段高气动

收稿日期:2020-06-18;退修日期:2020-07-20;录用日期:2020-10-15

*通信作者:Tel.:024-86566716 E-mail:jerry1216@163.com

引用格式:Yang Long, Wang Lu, Li Xuefei, et al. Vortex-wave comprehensive utilization for large volume capacity and wide-speed aerodynamic layout optimization design[J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(11):54-65. 杨龙,王璐,李雪飞,等.综合利用涡波效应的大容量宽速域飞行器气动布局设计[J].航空科学技术,2020,31(11):54-65.

性能所需的气动外形往往是相互矛盾的。本文针对高超声速飞行器容量及各速域高气动性能所需的气动外形矛盾问题,通过对低速涡升力与高速激波压缩升力的综合利用,探索保证高超声速飞行器容量需求及高超声速飞行巡航性能要求的同时,解决传统高超声速飞行器布局设计中亚、跨声速阶段的低气动效率问题。

1 大容量宽速域气动布局设计

乘波体设计方法是目前热门且主流的高超声速飞行器设计方法,通过将激波后的高压区限制在迎风面从而避免/降低高压流向背风面泄漏,充分利用高超声速阶段的激波压缩升力效应,相较常规飞行器可提升多达25%的气动升力,从而实现高超声速巡航态的高升阻比。但该设计方法得到的几何构型通常容量低,且在低跨声速时性能差,是

目前制约其工程化的最大障碍。

本文通过综合利用低速涡升力与高速激波压缩升力,提出了一种面向高超声速飞行器的涡波综合利用大容量宽速域气动布局设计方法。该方法通过组合乘波前体、大容量机身与宽速域曲线前缘机翼,在保证高超声速飞行器大容量需求与高超声速巡航阶段气动性能要求的同时,提高了飞行器的亚、跨声速气动性能。采用大容量机身可以保证高超声速飞行器的容量需求;高超声速段采用乘波体设计方法将激波与高压流动维持在飞行器下表面,通过“骑乘激波飞行”实现高升阻比;在亚跨声速段通过曲线前缘翼的大后掠边条向背风面卷起漩涡,造成背风面前缘大面积低压区,有效提高了亚跨声速段的气动升力,避免气动性能的显著恶化。整体设计思路如图1所示,图2给出了涡波综合利用的设计原理示意图。

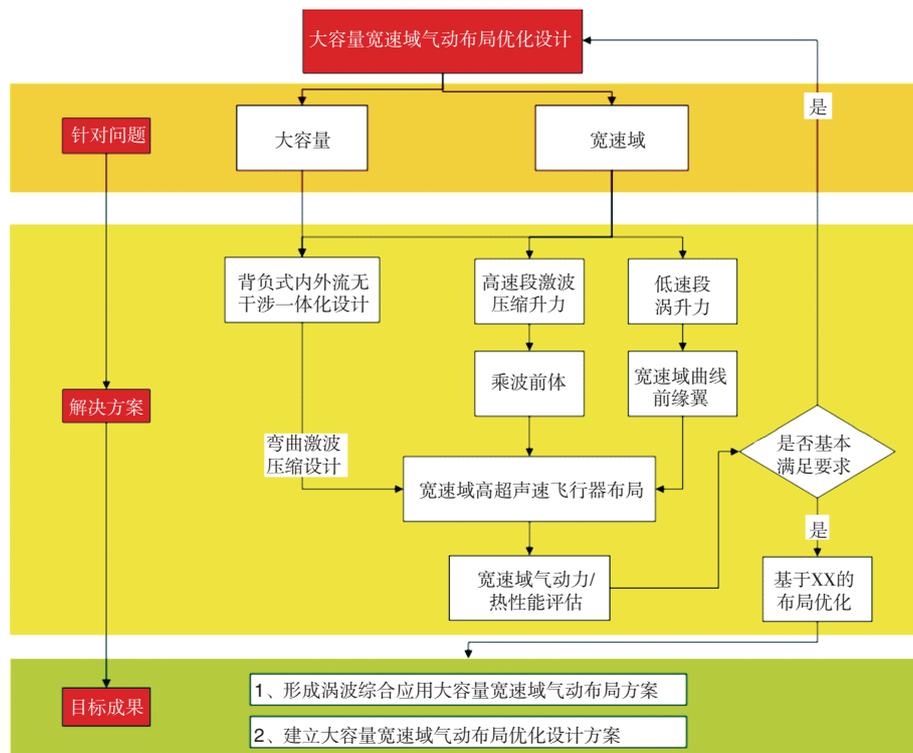


图1 高超声速大容量宽速域气动布局设计思路

Fig.1 Design ideas for hypersonic aerodynamic layout with large capacity and wide-speed domain

本文设计的布局外形如图3所示,采用背负式进气内外流双乘波一体化布局设计,选取 $Ma=6.5$ 作为弯曲激波外压缩进气道设计点,双垂尾布置在机翼两端。该布局的关键几何参数见表1。

考虑到高超声速飞行器所处的严酷气动热环境,所有

锐边进行钝化处理,最小钝化半径10mm。推进系统设置于机身背部前体激波内,避免激波干扰导致的波阻增量。推进系统与机翼采用翼身融合设计,通过推进系统与机翼的协调优化保证整机具备满足真实飞行的容量要求。

基于弓形边条设计思想,通过优化组合不同后掠角乘

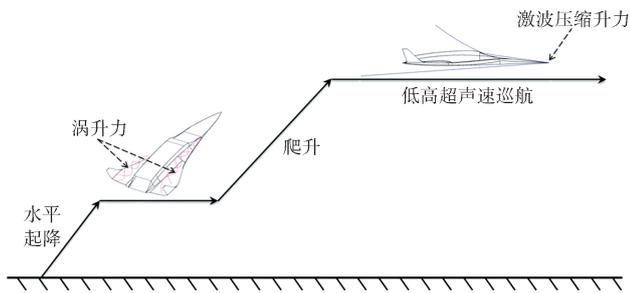


图2 涡波综合利用的设计原理

Fig.2 Design principle of vortex-wave comprehensive utilization

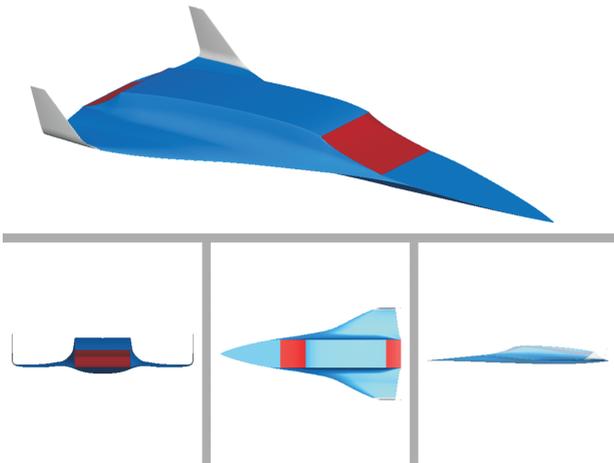


图3 布局四视图

Fig.3 4 view drawing of the aircraft

表1 布局几何参数

Table 1 Geometric parameters of layout

类别	参数	备注
长/m	45	
宽/m	23	
高/m	4.5	不含起落架与垂尾
俯视投影面积/m ²	518	
前缘钝化最小半径/mm	10	
垂尾容积(两个)/m ³	2	单个1
表面浸润面积/m ²	1195	
全机容积(总)/m ³	864	含进排气
净容积/m ³	779	

波翼实现涡波综合应用乘波翼设计。考虑到机翼厚度以及结合乘波体设计参数特点等因素,给定乘波流场设计点马赫数与激波角,并通过前后组装布置高速大后掠角乘波前翼与低速小后掠角乘波主翼,实现高马赫数时的“乘波”升力和低马赫数时边条翼为主翼所带来的诱导涡升力的综合应用,从而提高布局宽速域气动效率。

2 涡波综合利用效果分析

2.1 计算方法

本文数值模拟所用方程为三维N-S方程。在直角坐标系中三维N-S方程守恒形式可表示为:

$$\frac{\partial \mathbf{w}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{f}_i}{\partial x_i} = \frac{\partial \mathbf{f}_{vi}}{\partial x_i} \quad (i=1, 2, 3) \quad (1)$$

式中: \mathbf{w} 为状态矢量; \mathbf{f} 为无黏(对流)通矢量项; \mathbf{f}_v 为黏性(耗散)通矢量项。

采用SA湍流模型,利用有限体积法将控制方程离散,空间离散方法采用Roe格式,时间推进采用LU-SGS隐式方法。计算采用非结构网格,为了保证能够模拟边界层内的流动特征,在物面附近生成棱柱层网格,第一层网格高度为飞机参考长度的 10^{-6} ,网格点数为600万左右,网格分布如图4所示。物面采用无滑移物面边界条件,对称面采用对称边界条件,远场由当地一维黎曼不变量确定,进气道部分采用冷通流数值模拟方法。涡波综合利用效果评估的典型计算状态见表2。

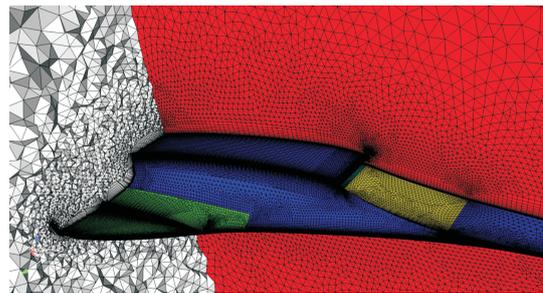


图4 表面及空间网格分布

Fig.4 Surface and spatial grid distribution

表2 计算工况

Table 2 Evaluation conditions

Ma	H/km	迎角 $\alpha/(\circ)$
0.4	0	0,3,4,5,6,7,9,12
0.8	4	0,3,4,5,6,7,9,12
6.0	25	-2,0,3,4,5,6,7,9,15,20

2.2 算例验证

选择AGARD-B标模(见图5)来验证数值模拟方法的精度。采用半模非结构网格,在靠近物面附近采用长宽比较大的网格来识别流动边界层,在远离边界的地方采用四面体网格填充,这样处理能保证效率和精度的平衡。网格单元总数为700万左右。计算来流马赫数 $Ma=4.0$,静温71.4K,静压1975.8Pa。

计算结果与试验数据^[12]对比如图6所示。数值模拟结

果与试验数据高度吻合,说明本文所采用的数值模拟方法具有较高的精度,可用于计算和分析飞行器布局的气动特性。

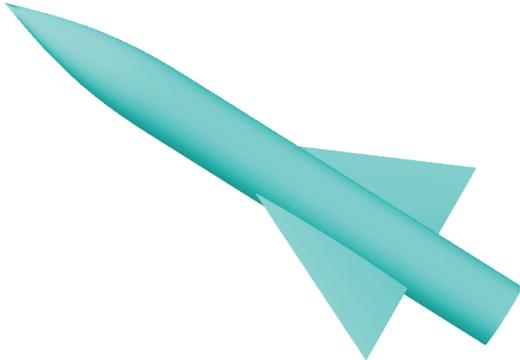


图5 AGARD-B标模示意图

Fig.5 Schematic diagram of AGARD-B standard model

2.3 跨声速涡升力效应

图7给出了来流马赫数0.8时典型迎角下飞行器表面流线结构。迎角 -2° 与 0° 时机翼上表面没有旋涡生成。在迎角 5° 时,由机翼前缘边条诱导产生一级涡,由中段前缘机翼发展出二级涡,二级涡产生的吸力占涡升力的主导作用,诱导二级涡侧后方机翼背风面前缘区域产生低压区。当迎角达到 9° 时,一级涡与二级涡合并成为覆盖过半翼面的大涡,在机翼背风面诱导出大面积低压区。平坦的前体背风面在大的马赫数与迎角变化范围内都具有所期望的涡结构,进气道前基本是二维平面流动,确保了进气道与发动机工作性能。

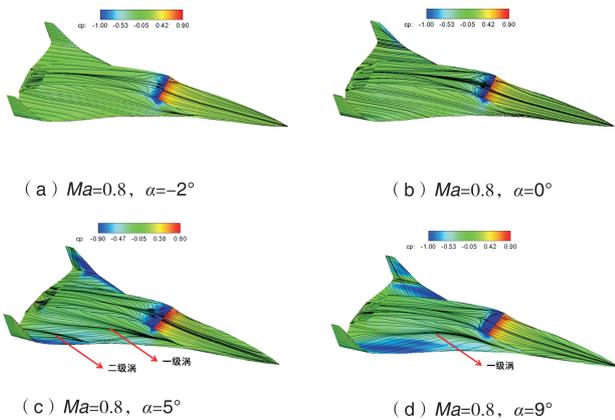
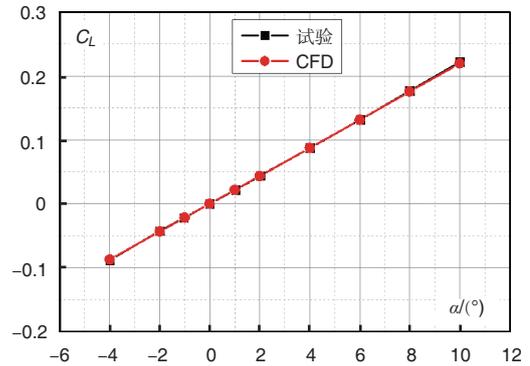


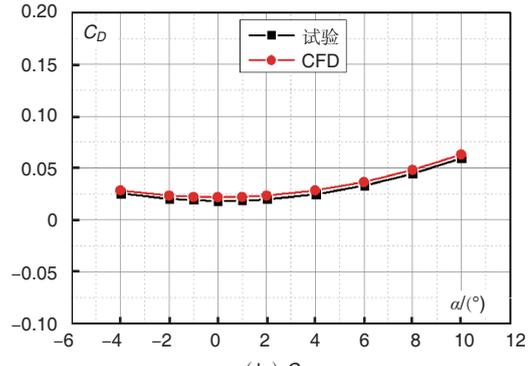
图7 表面流线表征的涡结构

Fig.7 Surface streamlines showing vortex structures

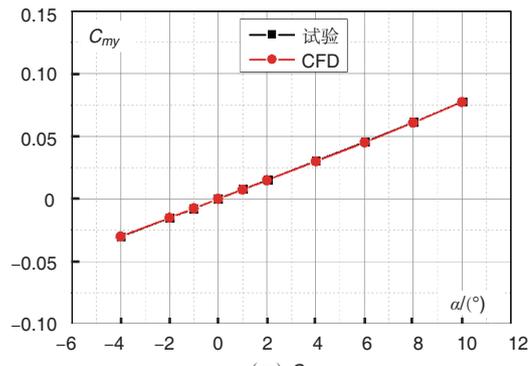
图8展示了来流马赫数0.8时典型迎角下飞行器上表面压力系数分布及涡的发展。伴随迎角增大,机翼表面压力沿展向分布变化增大。飞行迎角在 5° 及以上时,由曲线



(a) C_L



(b) C_D



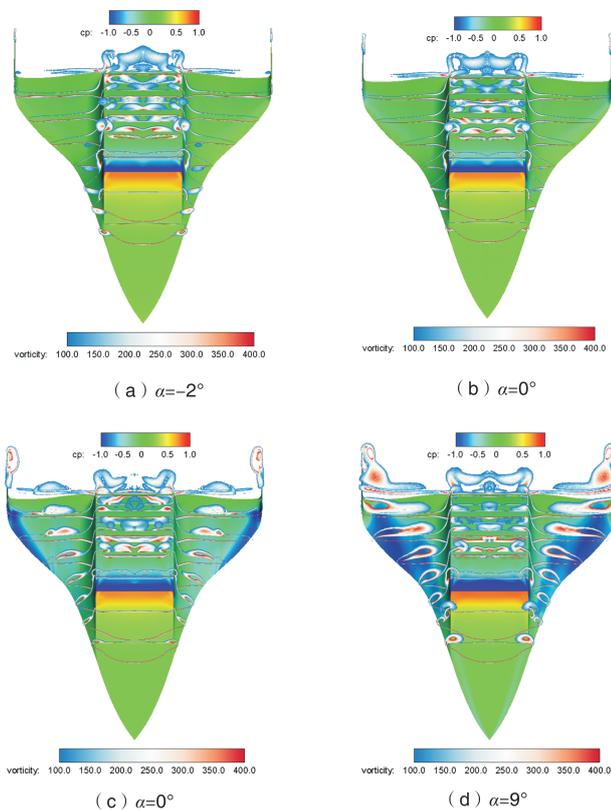
(c) C_{m_y}

图6 计算结果与试验数据对比图

Fig.6 Comparison of CFD results and experimental data

前缘翼的大后掠边条卷起漩涡,并在后掠主翼的扰动下涡强度进一步增强。漩涡导致背风面出现大面积低压区,提高了整机升力特性。在 $5^\circ \sim 9^\circ$ 迎角范围内,相同纵向站位处涡强度随迎角增加而增加,同时背风面漩涡导致的低压区面积扩大。由机头向机尾方向,涡强度降低,由此导致机翼背风面吸力减弱。

图9给出了该布局在 $Ma=0.4$ 与 $Ma=0.8$ 时的全机升力与升阻比情况。可以发现,在计算迎角范围内,升力线斜率基本不变,涡升力推迟了失速迎角,使得该布局在较大迎角范围内升力系数随迎角增加而线性增加,直到 12° 迎角尚未

图8 $Ma=0.8$ 时涡的发展Fig.8 Vortex development at $Ma=0.8$

出现失速现象。当来流马赫数为0.4时在 3° 迎角达到最大升阻比8.5,当来流马赫数为0.8时在 3° 迎角达到最大升阻比9.8。需要注意的是,以上气动特性均为扣除内流气动力。

2.4 高超声速激波压缩升力效应

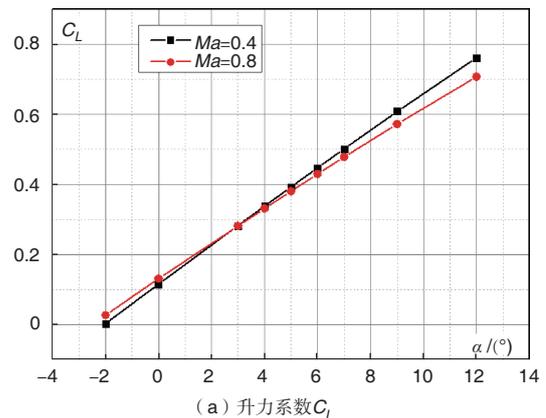
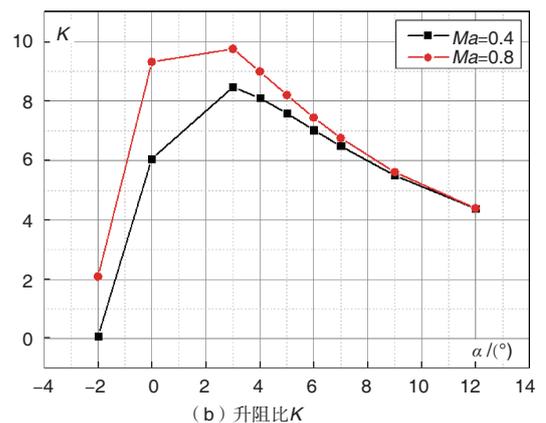
高超声速飞行器存在升阻比屏障^[13],在气动布局概念设计中,对于无黏设计升阻比采用式(2):

$$\left. \frac{L}{D} \right|_{\max} = \frac{4(M_\infty + 3)}{M_\infty} \quad (2)$$

对于黏性设计升阻比采用式(3):

$$\left. \frac{L}{D} \right|_{\max} = \frac{6(M_\infty + 2)}{M_\infty} \quad (3)$$

根据以上公式,高超声速飞行器最大升阻比约在6左右。美国空军首席科学家Lewis^[14]曾经提出:利用完善的乘波理论可以很容易地设计出升阻比为5~7的飞行器。但经过多年的技术发展,我们发现以上观点过于乐观,目前匹配上吸气式发动机的高超声速飞行器升阻比最大仅为3.8。参考文献[4]和参考文献[15]指出,X-43A在 $Ma=7.0$ 、 $\alpha=2.0^\circ \sim 2.5^\circ$ 下飞行时,升阻比约为2;X-51A通气状态的升阻比也比较低,在 $Ma=6.0$ 、 $\alpha=4.0^\circ \sim 5.0^\circ$ 时,巡航升阻比基本在2.2~

(a) 升力系数 C_L 

(b) 升阻比K

图9 低跨声速升力与升阻比($Ma=0.8$, $Ma=0.4$)Fig.9 Lift and lift-drag ratio results against angle of attack at $Ma=0.8$ and $Ma=0.4$

2.5之间。

为了提高飞行器的升阻比,本文采用乘波体设计方法进行乘波前体设计。乘波体是一种利用自身激波提高其整体性能的飞行器,通过“骑乘”高超声速飞行器下部激波产生的高压气流,获得额外的压缩升力。图10给出了 $Ma=6.0$ 时飞行器升力与升阻比情况。在来流马赫数 $Ma=6.0$ 、 $\alpha=20^\circ$ 时升力系数非线性增量为0.0695,增幅为23.5%。飞行器最大升阻比为5.3,值得注意的是,这里采用冷通流数值模拟方法,扣除内阻。

图11给出了 $Ma=6.0$ 时典型迎角下的对称面马赫数分布,可以发现在 0° 迎角时前体激波未封口。在 5° 迎角时前体激波正好打在进气道唇口,保证前体激波在纵向与横向包住整个推进系统,避免激波干扰导致的波阻增量。气动升力的主要贡献来自于迎面风,但当飞行器在小迎角飞行时,飞行器背风面对升力也有贡献,因为存在有限的负压压力系数,如图12所示。

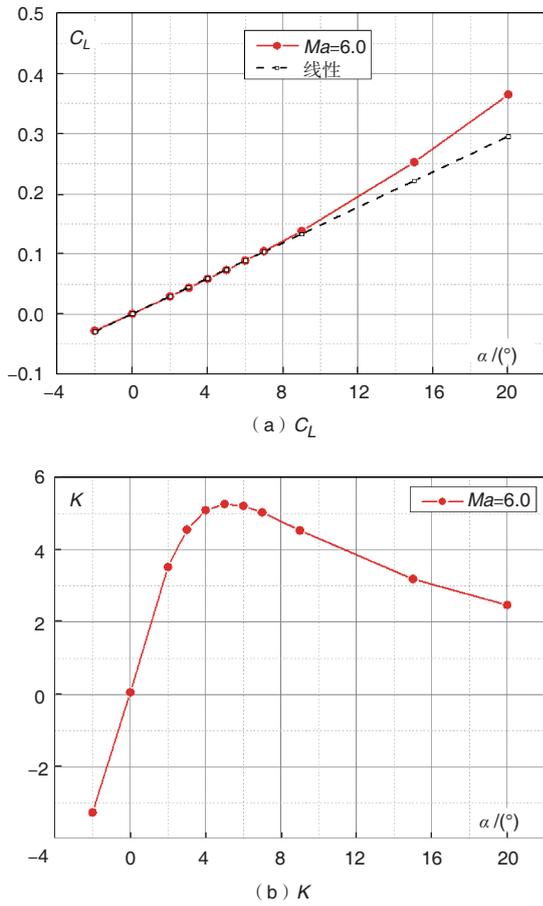


图 10 高超声速升力与升阻比

Fig.10 Lift and lift-drag ratio results against angle of attack at $Ma=6.0$

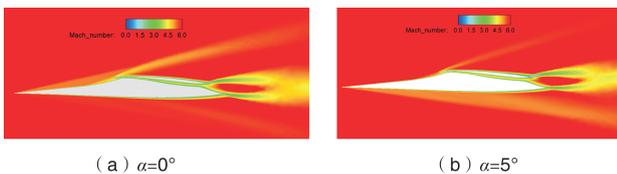


图 11 对称面马赫数分布

Fig.11 Mach number distribution on the symmetry plane at $Ma=6.0$

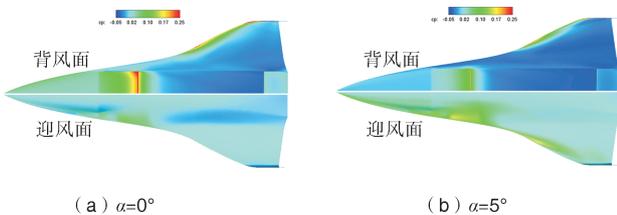


图 12 表面压力系数分布 ($Ma=6.0$)

Fig.12 Surface pressure coefficient at $Ma=6.0$

3 涡波综合利用布局气动外形优化

3.1 ARI_OPT 优化设计平台

涡波综合利用布局气动外形优化设计基于 ARI_OPT 优化设计平台^[16]开展。该优化设计平台是航空工业空气动力研究院 (AVIC ARI) 针对飞行器气动外形优化设计的气动优化设计平台。它可以求解任意多约束的单目标、多目标优化问题,主要应用于高精度计算流体力学 (CFD) 的气动优化设计,也可用于气动/结构、气动/隐身等多学科优化及其他工程优化设计问题,在军、民用飞行器气动外形优化设计上得到了较为广泛的应用。优化软件集成于航空工业气动院大型计算集群,可进行大规模并行优化。该软件包含气动外形参数化、网格自动变形、高逼真度 CFD 数值模拟、代理模型和高效优化算法等模块,代理模型技术采用的算法和程序模块主要来自西北工业大学韩忠华教授团队^[17-23]。

3.2 优化策略

针对涡波综合利用布局气动外形优化设计的设计状态如下:

$$Ma = 0.8, Re = 2.66 \times 10^8, \alpha = 3^\circ$$

$$Ma = 6.0, Re = 1.03 \times 10^8, \alpha = 5^\circ$$

优化设计过程中设定的优化目标如下:

$$\text{objective1} : \max K_{Ma=0.8}$$

$$\text{objective2} : \max K_{Ma=6.0}$$

优化约束如下:

$$\text{s.t.1} : C_{L@Ma=0.8, \alpha=3^\circ} \geq C_{L@initial}$$

$$\text{s.t.2} : C_{L@Ma=6.0, \alpha=5^\circ} \geq C_{L@initial}$$

$$\text{s.t.3} : |C_{m@Ma=0.8}| \leq 0.05$$

$$\text{s.t.4} : |C_{m@Ma=6.0}| \leq 0.01$$

$$\text{s.t.5} : TH_{\max\text{foil1}} \geq 0.03c$$

$$\text{s.t.6} : TH_{x=0.2c\text{foil1}} \geq 0.025c$$

$$\text{s.t.7} : TH_{x=0.9c\text{foil1}} \geq 0.006c$$

$$\text{s.t.8} : TH_{\max\text{foil2}} \geq 0.03c$$

$$\text{s.t.9} : TH_{x=0.2c\text{foil2}} \geq 0.025c$$

$$\text{s.t.10} : TH_{x=0.9c\text{foil2}} \geq 0.006c$$

式中: $C_{L@initial}$ 为相应状态的初始升力系数, c 为机翼剖面翼型的当地弦长, $TH_{x=0.2c}$ 为翼型 20% 弦长位置厚度, $TH_{x=0.9c}$ 为翼型 90% 弦长位置厚度。

3.2.1 参数化方法

由于模型比较复杂,涉及机翼机身融合过渡及较多几何约束,因此采用基于 CATIA 二次开发的参数化方法。基于 CATIA 二次开发的参数化方法可以调用 CATIA 曲面造

型模块生成高精度曲线曲面,适合复杂模型生成;同时该方法可以方便地计算面积、容积、前后梁高度等几何约束特性,满足涡波综合利用布局气动外形优化设计对几何约束的需求。

涡波综合利用布局气动外形参数化主要由三部分组成,即过渡段造型参数化、机翼/机身相对位置参数化及机翼剖面翼型参数化,共51个控制参数。过渡段造型由一条Bezier曲线控制(见图13),该曲线由9个参数控制。机翼/机身相对位置参数化共6个控制参数(见图14),包含机翼相对机身在垂直于来流方向位置控制参数三个和机翼各控制剖面的扭转角三个。机翼各剖面翼型参数化方法采用Hicks-Henne参数化方法,控制剖面1翼型使用18个控制参数;控制剖面2和3使用相同翼型,18个控制参数。为保证机身具有较大容量,优化设计过程不对机身进行大范围修改,仅机身下表面随控制剖面1翼型下表面进行细微过渡调整。

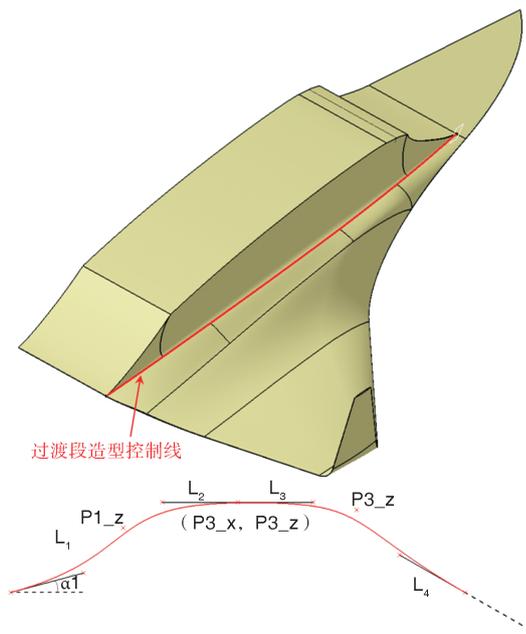


图13 过渡段造型控制线

Fig.13 Control line of transition section

3.2.2 网格

为提高优化设计效率,两个设计状态采用同一套网格进行计算。计算网格为非结构半模网格(见图15),网格量为316万网格节点,附面层首层高度为 1.5×10^{-5} m,远场为50倍机身长度。

3.2.3 优化算法

本文采用代理优化算法,是近年来兴起的一种基于代理模型的高效优化算法^[23-24]。该方法结合了高精度代理模

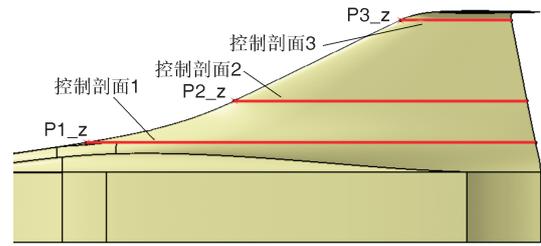


图14 机翼/机身相对位置控制参数

Fig.14 Control parameters of the relative position of wing and fuselage

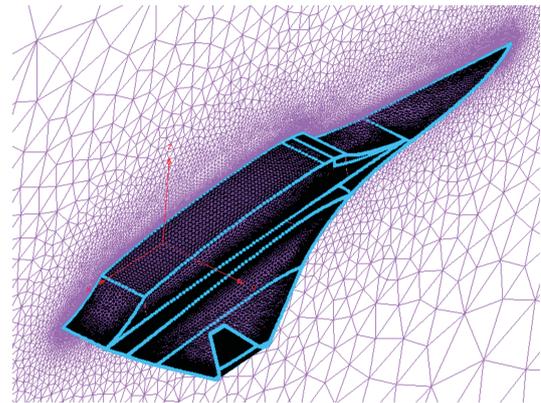


图15 表面网格示意图

Fig.15 Surface grid distribution

型技术及高效的多目标遗传算法,既保留了遗传算法的全局性,又提高了遗传算法的优化效率。大量的标准测试算例和实际工程应用的优化算例^[16]表明,对于局部优化问题,基于可加点Kriging代理模型的多目标遗传算法的优化效率(以目标函数计算次数为评价标准)与梯度法相当;对于全局优化问题,优化效率比遗传算法等其他全局优化算法高1~2个数量级。

优化流程如图16所示,可描述如下:(1)对设计空间进行试验设计,获得初始样本点并调用数值求解模块获得响应值,构建初始代理模型;(2)基于代理模型,采用多目标遗传算法求解相应的子优化问题,以很小的计算代价,对最优解进行预测,按照一定的优化加点准则获得新样本点;(3)调用数值求解模块计算得到新样本点响应值,并将结果添加到现有数据集中,不断更新代理模型,直到所产生的样本点序列收敛于局部或全局最优解。

3.3 优化结果

使用拉丁超立方方法进行试验设计,构建样本空间,初始样本点共96个。优化过程中加点4次,共调用CFD求解器对样本点进行评价131次,收敛历程如图17所示(综合优

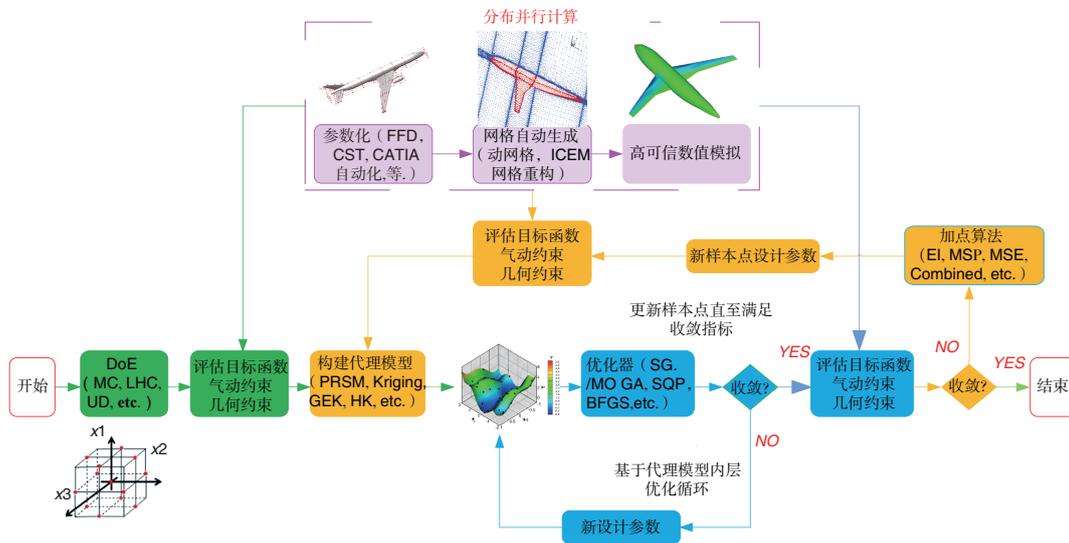


图 16 优化设计流程图

Fig.16 Workflow of ARI_OPT optimization design platform

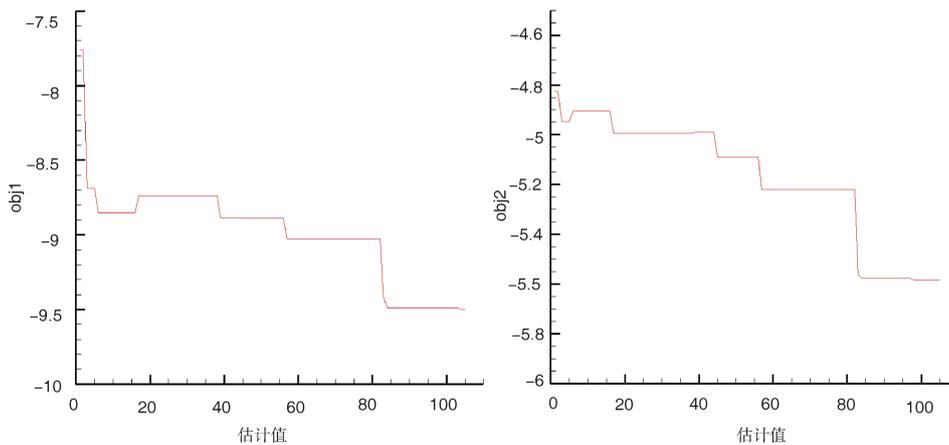


图 17 优化收敛历程

Fig.17 Convergence process of the optimization

化设计时间及优化效果人工干预结束优化设计过程)。图 18 为优化后气动外形示意图。

表 3 为优化前后气动特性对比表(优化设计时为了提高优化效率,对模型进行简单处理,将进气道入口与出口处进行封堵,入口处设置为压力入口边界,出口处设置为无滑移物面边界,气动力积分时不计算出口/入口处气动力,因此在升阻力数值上与前文评估结果略有差别;表中 K 代表升阻比, dK 代表升阻比比较初始构型的变化量)。相比初始构型, $Ma=0.8, \alpha=3^\circ$ 时升阻比增加 4.8%; $Ma=6.0, \alpha=5^\circ$ 时升阻比增加 6.2%。图 19~图 22 为不同状态下初始构型和优化构型上下表面压力云图对比图,可以看出 $Ma=0.8$ 时优化构型显著减小了上表面激波强度,从而降低阻力; $Ma=6.0$

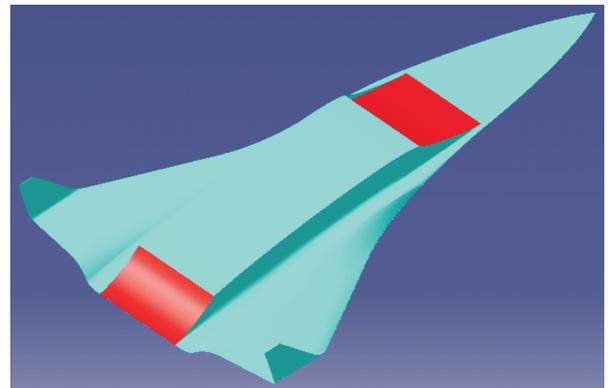


图 18 优化后气动外形示意图

Fig.18 Schematic diagram of optimized aerodynamic shape

时优化构型迎风面压力分布更为和缓,背风面漏波情况得到一定程度改善。

表3 优化前后气动特性对比表

Table 3 Comparison table of aerodynamic characteristics before and after optimization

项目	Ma	C_L	C_D	C_{my}	K	dK
初始	0.8	0.3065	0.0335	-0.0384	9.1	
构型	6.0	0.0741	0.0143	0.0059	5.2	
优化	0.8	0.3111	0.0324	-0.0470	9.6	4.8%
构型	6.0	0.0750	0.0136	0.0000	5.5	6.2%

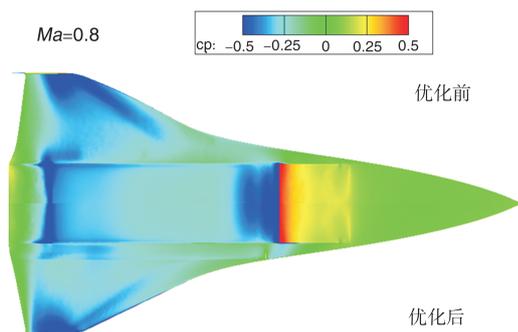


图19 优化前后上表面压力云图对比(Ma=0.8)

Fig.19 Comparison of upper surface pressure cloud before and after optimization at Ma=0.8

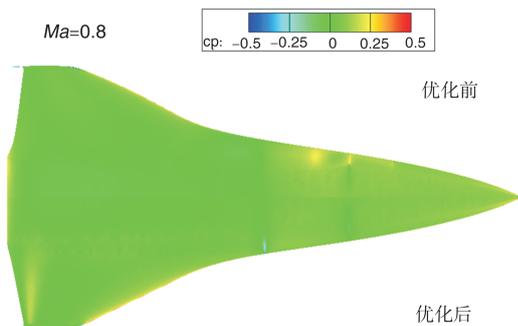


图20 优化前后下表面压力云图对比(Ma=0.8)

Fig.20 Comparison of lower surface pressure cloud before and after optimization at Ma=0.8

将优化模型增加进气道等部件,采用冷通流方式进行模拟评估,以验证飞行器整体性能及优化设计效果。表4为带进气道等部件时飞行器优化设计前后气动特性对比表,图23为采用冷通流方法评估得到的飞行器优化设计前后升力系数、升阻比随迎角变化曲线。由表3和表4可知本文采用的模型处理方法不会影响优化效果。从图23可以看到优化构型在设计点气动性能提升明显,且在各速域的非设计点(除 $Ma=6.0, \alpha=-2^\circ$ 状态)气动特性均比原始构型有所提高。

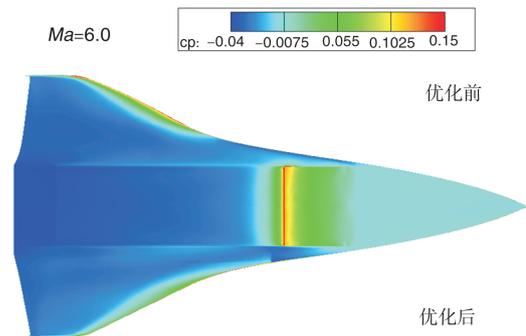


图21 优化前后上表面压力云图对比(Ma=6.0)

Fig.21 Comparison of upper surface pressure cloud before and after optimization at Ma=6.0

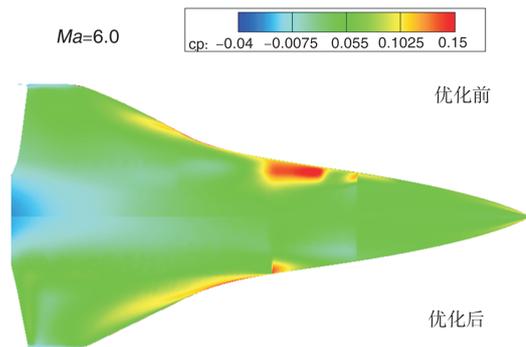


图22 优化前后下表面压力云图对比(Ma=6.0)

Fig.22 Comparison of lower surface pressure cloud before and after optimization at Ma=6.0

表4 优化前后气动特性(带进气道等部件)对比表

Table 4 Comparison table of aerodynamic characteristics before and after optimization with inlet parts

项目	Ma	C_L	C_D	C_{my}	K	dK
初始	0.8	0.2807	0.0288	-0.0222	9.76	
构型	6.0	0.0734	0.0139	0.0061	5.27	
优化	0.8	0.2889	0.0282	-0.0328	10.27	5.2%
构型	6.0	0.0747	0.0127	-0.0002	5.87	11.4%

4 结论

本文通过综合利用低跨声速涡升力与高超声速激波压缩升力,提出了一种涡波综合利用宽速域大容量气动布局设计方法。结合CFD方法与ARI_OPT优化设计平台,设计得到一种背负式大容量气动布局。研究表明,该布局在足够的容积效率条件下在宽速域范围内具有良好的气动性能,可为高超声速飞行器气动布局设计提供技术参考。主要结论包括以下两点:

- (1) 建立了涡波综合利用设计方法,通过优化组合乘波

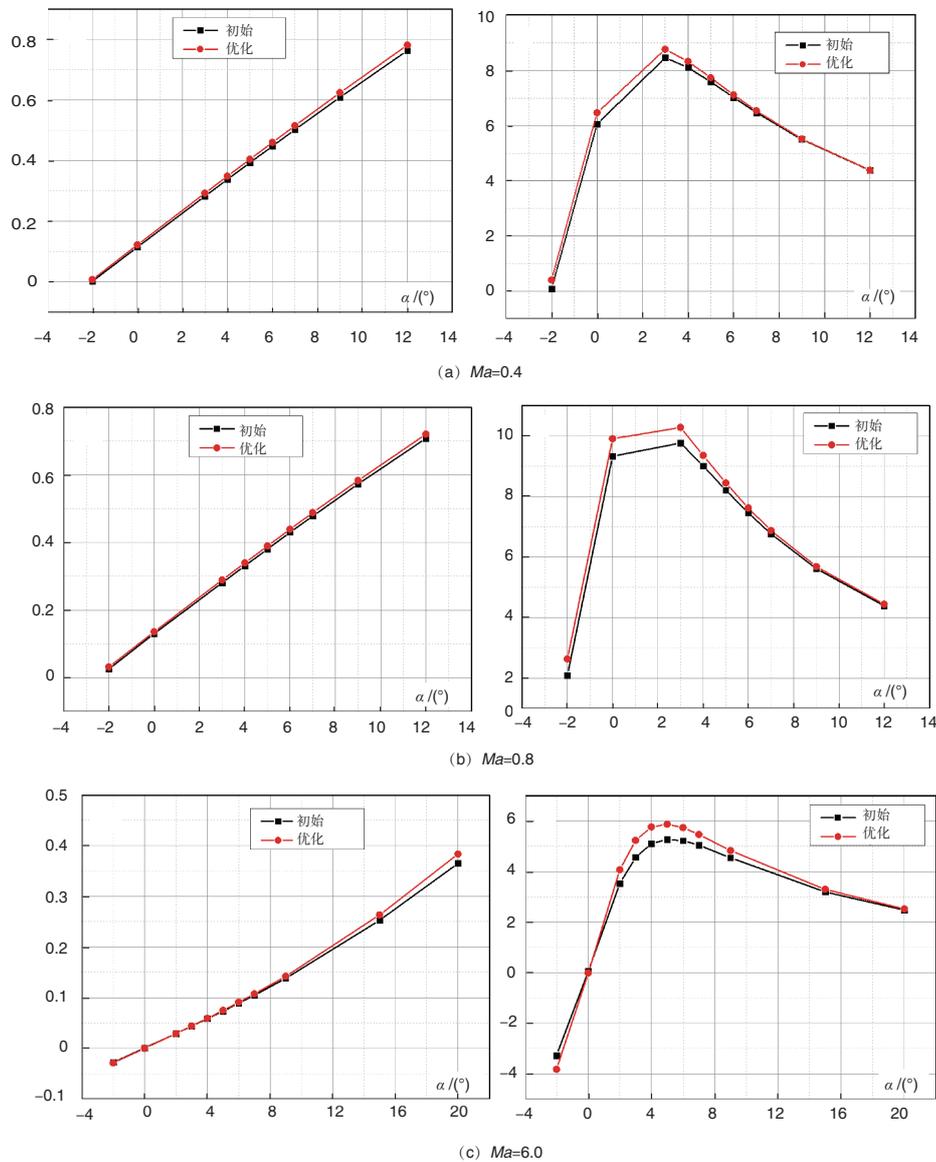


图23 各速域升力系数、升阻比随迎角变化曲线图

Fig.23 Lift and lift-drag ratio results against angle of attack

前体与宽速域曲线前缘机翼,综合利用低速涡升力与高速激波压缩升力可以有效协调高超声速飞行器亚跨声速与高超声速气动设计矛盾。

(2) 基于涡波综合利用原理,结合CFD方法与ARI_OPT优化设计平台,设计得到一种背负式大容量气动布局,该布局在跨声速与高超声速下的最大升阻比分别为10.3与5.9,飞行器整体性能稳定且在宽速域条件下具有良好的气动性能。



参考文献

[1] 罗金玲,李超,徐锦. 高超声速飞行器机体/推进一体化设计

的启示[J]. 航空学报,2015,36(1): 39-48.

Luo Jinling, Li Chao, Xu Jin. Inspiration of hypersonic vehicle with airframe/propulsion integrated design[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(1): 39-48. (in Chinese)

[2] Mutzman R, Murphy S. X-51 development: A chief engineer's perspective[C]// 17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2011.
 [3] Richardson D. Fourth X-51A waverider sustains Mach 5.1 for six minutes[J]. Janes Missiles & Rockets, 2013, 17(7):4.
 [4] Joyce P J, Pomroy J B. The Hyper-X launch vehicle:

- Challenges and design considerations for hypersonic flight testing[R]. AIAA-2005-3333, 2005.
- [5] Nonweiler T R F. Aerodynamic problems of manned space vehicles[J]. *Aeronautical Journal*, 1959, 63(585): 521- 528.
- [6] Jones J G, Moore K C, Pike J, et al. A method of designing lifting configurations for high supersonic speeds using axisymmetric flow field[J]. *Archive of Applied Mechanics*, 1968, 37(1): 56-72.
- [7] 刘济民, 沈伋, 常斌, 等. 乘波体设计方法研究进展[J]. *航空科学技术*, 2018, 29(4):1-8.
Liu Jimin, Shen Ji, Chang Bin, et al. Review on the design methodology of waverider[J]. *Aeronautical Science & Technology*, 2018, 29(4): 1-8.(in Chinese)
- [8] 尤延铖, 梁德旺. 基于内乘波概念的三维变截面超声速进气道[J]. *中国科学:技术科学*, 2009, 39(8):1483- 1494.
You Yancheng, Liang Dewang. Design concept of three-dimensional section controllable internal waverider hypersonic inlet[J]. *Science China: Scientia Sinica Technologica*, 2009, 39(8): 1483-1494.(in Chinese)
- [9] 尤延铖, 梁德旺, 郭荣伟, 等. 高超声速三维内收缩式进气道/乘波前体一体化设计研究评述 [J]. *力学进展*, 2009, 39(5): 513- 525.
You Yancheng, Liang Dewang, Guo Rongwei, et al. Overview of the integration of three-dimensional inward turning hypersonic inlet and waverider forebody[J]. *Advances in Mechanics*, 2009, 39(5): 513-525.(in Chinese)
- [10] Li S B, Huang W. Variable mach number design methodology for wide speed range waverider generated from axisymmetric supersonic flows[R]. AIAA-2017-2439, 2017.
- [11] 孙祥程, 韩忠华, 柳斐, 等. 高超声速飞行器宽速域翼型/机翼设计与分析[J]. *航空学报*, 2018, 39(6): 121737.
Sun Xiangcheng, Han Zhonghua, Liu Fei, et al. Design and analysis of hypersonic vehicle airfoil/wing at wider-angle Mach numbers[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2018, 39(6): 121737.(in Chinese)
- [12] 崔春. 1.2m 三声速风洞流场性能的试验研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2012.
Cui Chun. Experimental study on flow field performance of 1.2m three speed wind tunnel[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2012.(in Chinese)
- [13] Kuchemann D. The aerodynamic design of aircraft[M]. Oxford: Pergamon Press, 1978.
- [14] Lewis M J, O'Neil M K L. Optimized scramjet engine integration on a waverider airframe[D]. Maryland: University of Maryland College Park, 1992.
- [15] Mutzman R, S Murphy. X-51 development: A chief engineer's perspective[C]// 17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2011.
- [16] 魏闯, 杨龙, 李春鹏, 等. ARI_OPT 气动优化软件研究进展及应用[J]. *航空学报*, 2020, 41(4):623370.
Wei Chuang, Yang Long, Li Chunpeng, et al. Research progress and application of ARI_OPT software for aerodynamic shape optimization[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2020, 41(4):623370.(in Chinese)
- [17] 韩忠华. Kriging 模型及代理优化算法研究进展[J]. *航空学报*, 2016, 37(11):3197-3225.
Han Zhonghua. Kriging surrogate model and its application to design optimization: A review of recent progress[J]. *Acta Aeronautics et Astronautica Sinica*, 2016, 37(11): 3197-3225. (in Chinese)
- [18] Han Z H, Zhang Y, Song C X, et al. Weighted gradient-enhanced Kriging for high-dimensional surrogate modelling and design optimization[J]. *AIAA Journal*, 2017, 55 (12) : 4330-4346.
- [19] Han Z H, Abu-zurayk M, Görtz S, et al. Surrogate-based, aerodynamic shape optimization of a wing-body transport aircraft configuration[M]. Berlin: Springer, 2018.
- [20] Zhang Y, Han Z H, Zhang K S. Variable-fidelity expected improvement method for efficient global optimization of expensive functions[J]. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 2018, 58(4):1431-1451.
- [21] 乔建领, 韩忠华, 宋文萍. 基于代理模型的高效全局低音爆优化设计方法[J]. *航空学报*, 2018, 39(5):121736.
Qiao Jianling, Han Zhonghua, Song Wenping. An efficient surrogate-based global optimization for low sonic boom design [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2018, 39(5): 121736.(in Chinese)
- [22] Han Z H, Chen J, Zhang K S, et al. Aerodynamic shape optimization of natural-laminar-flow wing using surrogate-based approach[J]. *AIAA Journal*, 2018, 56(7):2579-2593.

[23] 韩忠华, 张瑜, 许晨舟, 等. 基于代理模型的大型民机机翼气动优化设计[J]. 航空学报, 2019, 40(1):155-170.

Han Zhonghua, Zhang Yu, Xu Chenzhou, et al. Aerodynamic optimization design of large civil aircraft wings using surrogate-based model[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(1):155-170.(in Chinese)

[24] 马博平, 王刚, 叶坤, 等. 基于 RBF 神经网络和遗传算法的超声速 Licher 双翼优化设计研究[J]. 航空科学技术, 2019, 30(9): 73-80.

Ma Boping, Wang Gang, Ye Kun, et al. Supersonic licher

biplane optimization using radial-basis function neural network and genetic algorithm[J]. Aeronautical Science & Technology, 2019, 30(9): 73-80.(in Chinese)

(责任编辑 王昕)

作者简介

杨龙(1988-)男, 学士, 工程师。主要研究方向: 气动优化设计。

Tel: 024-86566716

E-mail: jerry1216@163.com

Vortex-wave Comprehensive Utilization for Large Volume Capacity and Wide-speed Aerodynamic Layout Optimization Design

Yang Long*, Wang Lu, Li Xuefei, Qian Zhansen

Aeronautical Science and Technology Key Lab for High Speed and High Reynolds Number Aerodynamic Force Research, AVIC Aerodynamics Research Institute, Shenyang 110034, China

Abstract: The problem of sub-sonic aerodynamic efficiency and capacity of hypersonic vehicles has become a bottleneck problem that restricts the technology of hypersonic vehicles from the conceptual and theoretical exploration stage to the advanced technology development and flight demonstration test stage with clear application background. The high-capacity and wide-speed domain high-performance aerodynamic layout design technology should ensure high aerodynamic performance during the hypersonic cruise stage, and urgently needs to achieve high transonic speed aerodynamic efficiency under the premise of sufficient capacity. Through the comprehensive use of low-speed vortex lift and high-speed shock compression lift, a vortex-wave comprehensive utilization of wide-speed domain and large-capacity aerodynamic layout design method was proposed. Combining the CFD method and the ARI_OPT optimization design platform, a knapsack large-capacity aerodynamic layout was designed. The evaluation results show that the maximum lift-to-drag ratio of the layout at transonic and hypersonic speeds is 10.3 and 5.9, respectively. The overall performance of the aircraft is stable and has good aerodynamic performance under wide-speed conditions, which makes up for the performance defects of the traditional wave rider aerodynamic layout at transonic speed, and can provide technical support for hypersonic aircraft to engineering applications.

Key Words: wide-speed domain; large capacity; vortex-wave comprehensive utilization; aerodynamic layout; optimization design

Received: 2020-06-18; Revised: 2020-07-20; Accepted: 2020-10-15

*Corresponding author. Tel. : 024-86566716 E-mail: jerry1216@163.com