

高马赫数临近空间无人机气动布局设计分析*

有连兴^{1,2}, 余雄庆¹, 王宇¹

(1. 南京航空航天大学航空宇航学院飞行器先进设计技术国防重点学科实验室, 江苏南京 210016;

2. 北京机电工程研究所, 北京 100074)

摘要:以高马赫数临近空间无人机概念方案设计为背景,研究高马赫数无人机气动布局设计问题。为提高气动布局设计的效率,开发了气动外形设计和分析的工具,包括参数化几何建模程序、网格自动生成程序、自动化流场计算程序和结果分析程序。针对高马赫数无人机总体设计要求,提出一种翼身融合的双后掠气动布局方案,翼型为菱形,尾翼构型为V型。为了满足进气道进口流量捕获面积的要求,机体前缘设计成拱形前缘。应用数值分析方法分析展弦比和上反角对升阻比的影响,优选出合适的展弦比和下反角,形成了最终的气动布局方案。流场特性分析结果证实了最终的气动布局方案的合理性。

关键词:临近空间;无人机;气动布局;空气动力学

中图分类号:V221.3 **文献标志码:**A **文章编号:**1001-2486(2017)04-062-07

Aerodynamic configuration design and analysis of near-space high supersonic unmanned aerial vehicle

YOU Lianxing^{1,2}, YU Xiongqing¹, WANG Yu¹

(1. Key Laboratory of Fundamental Science for National Defense-Advanced Design Technology of Flight Vehicle, College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Beijing Electro-Mechanical Engineering Institute, Beijing 100074, China)

Abstract: Aerodynamic configurations in the conceptual design of a near-space HSUAV (high supersonic unmanned aerial vehicle) were investigated. To accelerate the aerodynamic configuration design process, a set of tools for the aerodynamic configuration design and analysis, including the parametric geometry modeling code, the grid generation script, the flow field analysis software and the aerodynamic result analysis code, were developed. Following the request for proposal of the HSUAV, an aerodynamic configuration for the HSUAV, in which the wing was integrated into fuselage, was proposed. The wing used a double-wedge airfoil, and the empennage was in V tail. In order to meet the requirement of the air mass flow captured by the inlet, the straight leading edge of the HSUAV was modified into the arched leading edge. Numerical simulation method was employed to evaluate the aerodynamic characteristics of the HSUAV configurations with different wing aspect ratios and dihedrals. Based on the evaluations, the most suitable wing aspect ratio and dihedral were selected, and the final aerodynamic configuration for the HSUAV was obtained. The viability of the final aerodynamic configuration of the HSUAV was verified by the detailed flow field analysis.

Key words: near space; unmanned aerial vehicle; aerodynamic configuration; aerodynamics

高马赫数临近空间无人机是指巡航马赫数为3.0~5.0、飞行高度在20~100 km的无人飞行器^[1]。在临近空间区域内,较之于近地轨道侦察卫星,高马赫数临近空间无人机能够更快、更精确地获取信息。另外,这种无人机所具有的高空高速特性,使得现有战斗机和地面防空系统难以对其进行有效攻击。因此,这种无人机在快速侦察、打击等军事方面具有应用前景。

高马赫数临近空间飞行器的动力装置通常为

涡轮基组合循环(Turbine Based Combined Cycle, TBCC)发动机或火箭基组合循环(Rocket Based Combined Cycle, RBCC)发动机等^[2]。例如:美国有人侦察机SR-71配备了TBCC发动机^[3];无人侦察机D-21A采用了空中挂载发射自主返回的方式^[4],配备了RBCC发动机。

本文的研究对象是一种高马赫数临近空间无人飞机(High Supersonic Unmanned Aerial Vehicle, HSUAV),其概念方案的动力装置采用TBCC发

* 收稿日期:2016-05-11

基金项目:中央高校基本科研业务费专项资金资助项目(NZ2016101);国防基础科研计划资助项目(A2520110006);江苏高校优势学科建设工程资助项目

作者简介:有连兴(1987—),男,云南楚雄人,博士研究生,E-mail:youlianxing2012@sina.com;

余雄庆(通信作者),男,教授,博士,博士生导师,E-mail:yxq@nuaa.edu.cn

动机,具有自主起飞和着陆能力。气动布局设计是 HSUAV 概念设计的一项重要内容。本文在提出一种初步的气动布局方案基础上,通过对机体前缘的修形设计以及展弦比和上反角对升阻比的影响分析,获得了一种满足 HSUAV 总体要求的气动布局方案。

1 设计要求、流程与设计工具

1.1 总体设计的基本要求

高马赫数临近空间无人机总体设计的基本要求为:①巡航马赫数 3.5,巡航高度 25 000 m;②可自主起飞和着陆;③任务半径为 1500 km;④最大起飞重量 7000 kg,任务载荷 600 kg;⑤推进系统为 TBCC;⑥为了提高其隐身性能,进气道入口和尾喷管出口布置于机身上方,进气道入口应满足巡航状态所需的空气质量流量——17.22 kg/s;⑦巡航升阻比应大于 4.3;⑧机体俯视图的参考面积为 30.0 m²,参考面积为整个俯视图轮廓围成区域的面积。

1.2 设计流程

根据该高马赫数临近空间无人机总体设计的基本要求,制定了气动外形设计流程,如图 1 所示。首先根据总体设计的要求,基于空气动力学的基本原理,从减小巡航飞行阻力和提高巡航升阻比出发,提出几种可能的气动布局方案,通过定性的对比分析,优选出一种初步气动布局方案;然后利用气动设计分析工具,定量分析该方案主要外形参数对气动特性的影响关系;根据分析结果,对初步方案进行修改,并对修改方案进行评估,最终获得一种能满足总体设计要求的最佳气动外形设计方案。

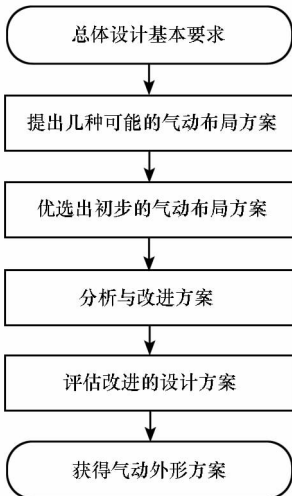


图 1 气动外形设计流程

Fig. 1 Procedure of aerodynamic configuration design

1.3 设计分析工具

为了提高 HSUAV 气动布局设计的效率,开发和应用了气动外形设计和分析的相关工具。该工具包括气动布局参数化几何建模程序、网格自动生成程序、流场求解器、结果分析处理程序。上述程序之间的关系如图 2 所示。

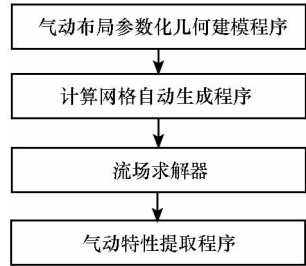


图 2 气动外形分析工具

Fig. 2 Aerodynamic configuration analysis tools

应用参数化几何建模方法和 CATIA 二次开发技术,开发了无人机参数化几何建模程序^[5],可快速生成各种气动布局方案的三维外形。HSUAV 外形的几何参数定义参见图 3 及图 5。图 3 中, L 为机长, b 为展长, b_1 、 b_2 和 b_3 分别为沿着半展长方向的三个占位, C_2 、 C_3 和 C_{tip} 分别为占位 b_1 、 b_2 和 b_3 位置对应的弦长, A_1 和 A_2 为机体前缘后掠角, A_3 和 A_4 为机体后缘前掠角, θ_1 、 θ_2 和 θ_3 为占位 b_1 、 b_2 和 b_3 位置对应机翼的下返角。

三维网格生成使用 Gridgen 软件。应用 Gridgen 脚本文件命令编制了自动化网格生成程序,可根据 HSUAV 的三维外形自动生成计算网格。流场求解器采用 Fluent 软件中 N-S 方程的数值模拟方法。应用 Fluent 脚本文件命令编制了自动调用网格文件以及自动化计算一系列工况的程序。另外,编写了气动特性结果分析处理程序,可将 Fluent 软件计算的结果进行分析处理,获得升阻比、最大升力系数等气动特性。

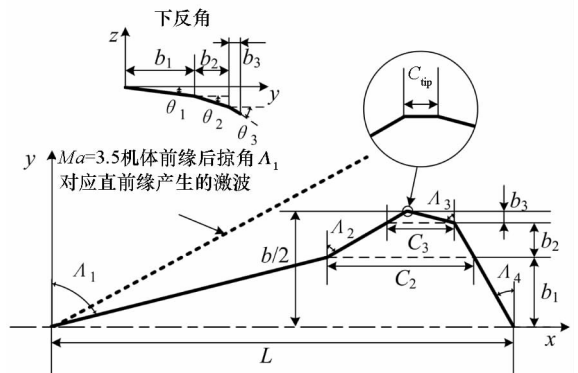


图 3 高马赫数无人机气动构型和外形参数

Fig. 3 HSUAV aerodynamic configuration and dimensions

应用上述设计分析工具,可快速建立无人机气动布局三维外形,生成气动分析所需的计算网格,执行气动计算分析,并从计算结果中提取气动特性,从而提高 HSUAV 气动布局设计的效率。

2 气动布局的初步方案

气动布局初步设计的任务是形成一个满足总体要求的气动布局方案,包括气动的基本构型方案、机翼(或机体)平面形状、翼型、尾翼形状、进气道位置与形状等。

2.1 气动的基本构型方案

HSUAV 的气动基本构型有二个选择:一是常规构型;二是乘波构型。根据文献[6]的理论分析和风洞实验结果,在马赫数 4.0 左右,常规构型飞行器的最大升阻比与乘波构型飞行器接近;而在马赫数 6.0 时,常规构型飞行器的最大升阻明显差于乘波构型飞行器。由于 HSUAV 的巡航马赫数为 3.5,且具有自主起降要求,同时考虑到翼身融合构型也有利于满足隐身特性要求、推进系统布置^[7]和机体内部装载布置,因此 HSUAV 的气动构型采用常规的翼身融合构型(外形如图 4 所示)。

2.2 机体平面形状

机体前缘采用亚声速前缘设计方案,目的是使 HSUAV 在高马赫数巡航时具有前缘吸力^[8],可提高升力和减小阻力,增加升阻比。

根据马赫角公式:

$$\mu = \arcsin\left(\frac{1}{M}\right) \quad (1)$$

在马赫数 $Ma = 3.5$ 时,马赫角 μ 应等于 16.6° 。为了使机体前缘在马赫数 $Ma = 3.5$ 时为亚声速前缘,机体前缘后掠角取 $\Lambda_1 = 74^\circ$,参见图 3。

机体后缘设计为前掠的超声速后缘,这样可以加快气流流过后缘、增加整机的长细比、减小飞行阻力。为保证 HSUAV 的副翼效率,后缘前掠角取 $\Lambda_4 = 20^\circ$ 。

机翼翼稍采用削尖方式(参见图 3),这样可以提高升力线斜率,减小零升阻力,同时削尖形状与机体前缘平行有利于提高隐身性能。

HSUAV 的 3 种平面形状的候选方案分别为:双后掠气动布局(N1)、单后掠气动布局(N2)和准菱形气动布局(N3)。3 种平面形状的主要参数见表 1,表中 S_{ref} 为机翼参考面积,其他符号的含义参见图 3。应用气动布局参数化几何建模程序,生成 3 种气动布局方案的三维外形,如图 4 所示。

表 1 三种平面形状方案的主要外形参数

Tab. 1 Primary parametric values of three aerodynamic configurations

机体形状	双后掠 N1	单后掠 N2	准菱形 N3
$\Lambda_1/(\circ)$	74	74	74
$\Lambda_2/(\circ)$	45		
$\Lambda_3/(\circ)$	74	74	57
$\Lambda_4/(\circ)$	20	20	57
$S_{\text{ref}}/\text{m}^2$	30	30	30
b_1	0.5	0.5	0.5
b_2	0.3	0.3	0.3
b_3	0.2	0.2	0.2
b/m	6.185	4.894	4.874
L/m	10.04	10.997	12.284

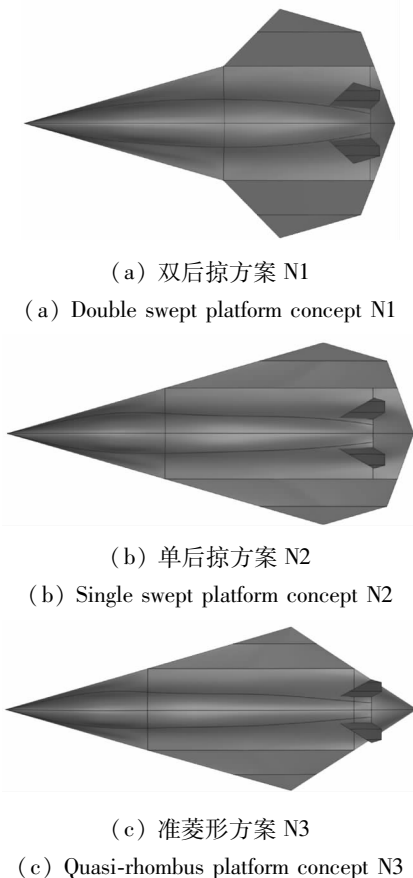


图 4 HSUAV 的三种平面形状的候选方案

Fig. 4 Three optional platform concepts of HSUAV

双后掠气动布局(N1)的机体前缘后掠角 $\Lambda_1 = 74^\circ$ 对应的直前缘在设计点处为亚声速前缘,外段机翼前缘为超声速前缘,机体后缘为超声速后缘。单后掠气动布局(N2)和准菱形气动布局(N3)的整个机体前缘在设计点处均为亚声速前

缘,机体后缘均为超声速后缘。3种方案中,N3方案的长细比最大,N2方案的次之,N1方案的最小。

从表1可知,在同一个参考面积下,N1方案的展长最大、机身长度最小和展弦比最大,N2和N3方案的展长和展弦比相近,N3方案的机长最大,N2方案机身长度介于N1和N3方案之间。

由于要求HSUAV具有自主起降性能,这就需要HSUAV在低速时具有较大的升力线斜率,而升力线斜率主要取决于机翼展弦比和后掠角。对比3种构型方案,N1方案具有较大的展弦比且外段翼后掠角较小,具有较大的升力线斜率。综合考虑巡航升阻比和低速时升力特性,选择N1方案为HSUAV的平面形状。

2.3 翼型

考虑到高马赫数巡航时升阻比最大以及跨声速和超声速飞行时阻力最小的气动设计要求,机翼翼型选相对厚度为0.035的菱形翼型^[9-11]。

2.4 尾翼

考虑无人机高低速飞行时的操稳特性以及隐身要求,采用V型尾翼,外形参数定义如图5所示。尾翼翼型与机翼的翼型一致。

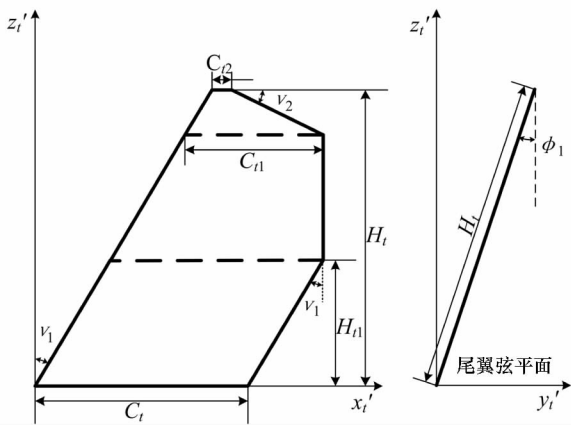


图5 尾翼构型和外形参数

Fig. 5 Tail Configuration and Definitions

图5中, ν_1 和 ν_2 为尾翼后掠角, ϕ_1 为尾翼外倾角, H_t 为尾翼高度, H_{r1} 为靠近根部尾翼高度, C_t 和 C_{r2} 分别为尾翼翼根和翼尖的弦长, C_{r1} 为由后掠角 ν_2 决定的弦长。

2.5 进气道位置与形状

HSUAV的进气道采用定几何混压式轴对称超声速进气道,该进气道分别由圆锥面段、等熵段、类等熵段、喉道段和扩压段组成,如图6所示。根据HSUAV的总体设计要求,进气道布置在前机身上方,具体布置位置(俯视图)如图7所示。

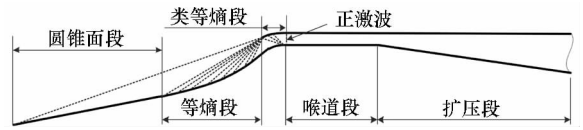


图6 定几何混压式轴对称超声速进气道剖面

Fig. 6 Section of mix-compression axisymmetric supersonic inlet with fixed geometry

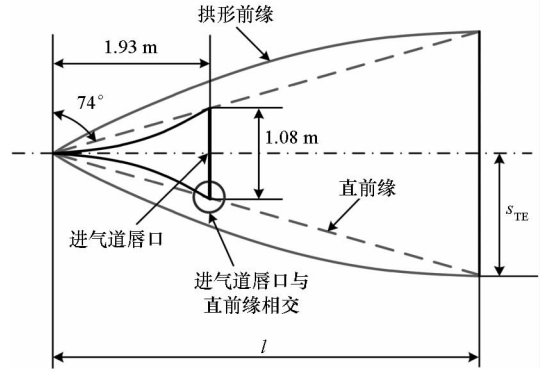


图7 拱形前缘、直前缘平面形状和进气道布置

Fig. 7 Platform shapes of arched and straight leading edge and location of the inlet

3 方案的分析与改进

由于进气道布置在机头上部,因此需要分析图4(a)所示的初步的气动外形方案能否布置进气道。当确定了外形方案以后,考虑到展弦比对气动效率具有重要影响,需通过定量分析来优选展弦比;同时对于马赫数大于3的飞行器,机翼下反角有可能对升阻比有较大影响,也需通过定量分析确定合适的下反角。

3.1 机体前缘修形

根据HSUAV的总体设计要求,取1/3圆锥进气道布置在机体头部上表面,进气道设计点(巡航状态)所需的质量流量为17.22 kg/s。通过对设计点进气道进口气流捕获面积的计算分析可知,唇口的宽度(俯视图)至少要1.08 m,如图7所示。由于机体头部直前缘具有很大后掠角(74°),进气道唇口的宽度(俯视图)1.08 m已经超出唇口位置处机身宽度0.96 m,图4(a)所示的机体头部形状无法满足进气道进口与机体融合设计的要求,为此将图4(a)所示的N1方案的直前缘改为拱形前缘^[12]。将机体前缘修改为拱形前缘后,可以增加机体头部的宽度,在进气道唇口位置处的机身宽度由直前缘情况下的0.96 m增加到1.575 m,增加的进气道唇口位置处机身的宽度不仅使得进气道进口捕获面积可以变得更大(如超声速爬升加速要求所需的进气道进口捕获

面积可能比巡航状态的要大),而且还使得进气道外压缩段与机体更易实现融合设计。拱形前缘的平面形状如图 7 所示,其函数表达式为:

$$\frac{s(x)}{s_{TE}} = \frac{x}{l} \left(2 - \frac{x}{l} \right) \quad (2)$$

式中, l 为拱形前缘的高度, s_{TE} 为拱形前缘的宽度。

将 N1 方案的直前缘修改为拱形前缘后,外形如图 8 所示,方案命名为 N1 - M。将直前缘改进为拱形前缘,除了机体前部上表面进行修形以外,其他的输入参数均保持不变。这一改进带来的额外好处是拱形前缘可以减小 HSUAV 从亚声速到超声速飞行时焦点的移动量^[12],但缺点是增加了机体外露面积,会增加一些零升阻力,不过外露面积只增加了 5.4%,因此零升阻力增量也很小。

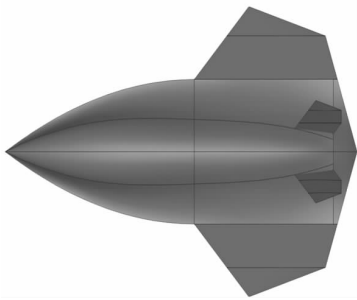


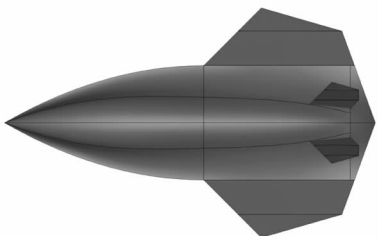
图 8 拱形前缘方案(方案 N1 - M)

Fig. 8 Arched leading edge (Concept N1 - M)

3.2 展弦比的优选

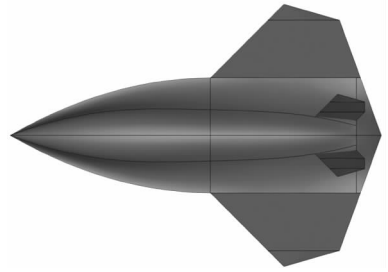
确定出合适的展弦比是气动布局设计的一个重要工作。在满足 HSUAV 的内部空间要求和保证机翼面积的情况下,通过调整机翼展向占位参数 b_1 、 b_2 和 b_3 (参见图 3),可得到不同展弦比下的气动布局构型。图 9 给出了 3 种不同展弦比的方案(N1 - M - A, N1 - M - B 和 N1 - M - C)。三种方案的参考面积均相同,其展弦比分别为 1.167, 1.430, 1.646。

应用 1.3 节所述的设计分析工具,在巡航状态(马赫数 3.5 和高度 25 000 m)分析了 N1 - M - A, N1 - M - B 和 N1 - M - C 三种方案的最大升阻比及其对应的升力系数,分析结果见表 2。



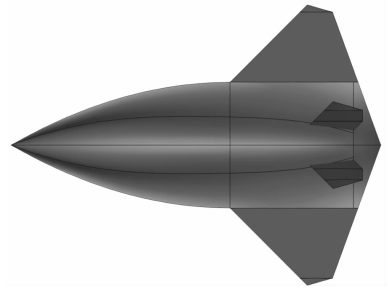
(a) 方案 N1 - M - A

(a) Concept N1 - M - A



(b) 方案 N1 - M - B

(b) Concept N1 - M - B



(c) 方案 N1 - M - C

(c) Concept N1 - M - C

图 9 不同展弦比的拱形前缘气动布局构型

Fig. 9 Arched leading edge concepts with different aspect ratios

表 2 三种方案的气动力特性比较

Tab. 2 Aerodynamic characteristic comparisons of three concepts

参数	N1 - M - A	N1 - M - B	N1 - M - C
展弦比	1.167	1.430	1.646
诱导阻力因子	1.652	1.636	1.607
零升阻力系数	0.008 10	0.007 87	0.008 99
最大升阻比	4.322	4.406	4.160
最大升阻比对应的升力系数	0.070 0	0.069 4	0.074 8
最大升阻比对应的阻力系数	0.016 2	0.015 8	0.018 0
最大升阻比对应的攻角/(°)	5.142	4.929	5.639

根据表 2 中所列计算结果,可优选出最佳的展弦比。优选的准则是:①最大升阻比尽量大;②最大升阻比对应的升力系数尽量大;③展弦比取值应有利于低速起降性能。

从表 2 中数据看出, N1 - M - A 方案的最大升阻比及其对应的升力系数与 N1 - M - B 方案的值比较接近,但 N1 - M - A 展弦比较小,低速时最大升力系数较小,不利于起降。而方案 N1 -

M - C 的最大升阻比小于方案 N1 - M - B 的值。综合来看,N1 - M - B 方案的展弦比最为合适。

3.3 下反角的优选

HSUAV 的下反角 θ_2 和 θ_3 的定义参见图 3。一般而言,下反角主要影响飞行器的横向(滚转)稳定性。但对于高马赫数飞行器来说,采用下反角有利于实现飞行器机体下表面对气流进行压缩,从而以增加巡航升阻比^[13-14],因此有必要对下反角进行优选。

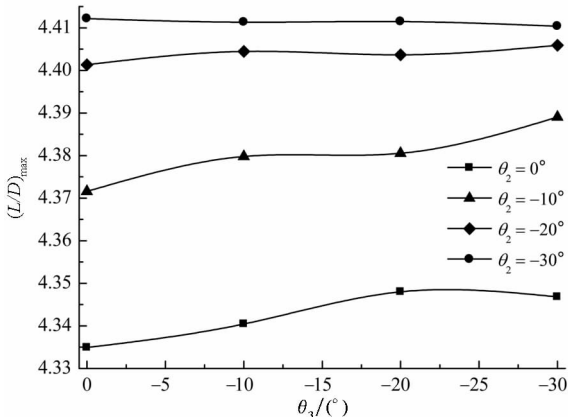
假设下反角 θ_2 和 θ_3 的变化范围均为 $[-30^\circ, 0^\circ]$ 。采用正交试验设计方法来优选下反角, θ_2 和 θ_3 组合的样本方案共 16 种,见表 3。

表 3 下反角 θ_2 和 θ_3 组合的试验设计方案

Tab.3 Experiment design points of dihedrals θ_2 and θ_3 ($^\circ$)

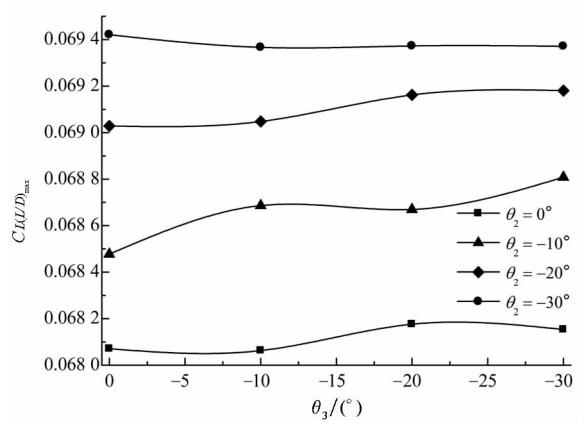
试验设计样本 $[\theta_2, \theta_3]$			
[0, 0]	[-10, 0]	[-20, 0]	[-30, 0]
[0, -10]	[-10, -10]	[-20, -10]	[-30, -10]
[0, -20]	[-10, -20]	[-20, -20]	[-30, -20]
[0, -30]	[-10, -30]	[-20, -30]	[-30, -30]

应用 1.3 节中所述的设计和分析工具,对表 3 中 16 种方案在巡航状态 ($Ma = 3.5$ 和高度 25 000 m) 进行数值模拟计算,从计算结果中提取最大升阻比 $(L/D)_{max}$ 及其对应的升力系数 $C_{L(L/D)_{max}}$,如图 10 所示。从图 10 可以看出下反角 θ_2 对气动布局最大升阻比和升力系数的影响比较大,下反角 θ_3 对最大升阻比和升力系数有一定的影响。这是由于外段机翼沿着展向占位(图 3 中 b_3) 比较小,且机翼的翼尖又被斜切,该部分面积比较小,因此对升力的贡献相对较小。



(a) 下反角对最大升阻比影响

(a) Dihedral effects on maximum lift-drag ratios



(b) 下反角对升力系数的影响

(b) Dihedral effects on lift coefficients

图 10 下反角对最大升阻比及其升力系数的影响

Fig. 10 Dihedral effects on maximum lift-drag ratios and their lift coefficients

根据图 10 中的巡航状态最大升阻比及其对应的升力系数的值,同时考虑到 HSUAV 的下反角 θ_2 过大会增加起落架的长度,HSUAV 机翼下反角最终确定为 $\theta_2 = -10^\circ$ 和 $\theta_3 = -30^\circ$ 。

3.4 气动布局方案的流场分析

通过上述对 HSUAV 气动布局方案 N1 的修改(即 N1 - M 方案)以及对展弦比和下反角的优选,最终形成了 HSUAV 气动布局方案,其展弦比为 1.43,下反角为 $\theta_2 = -10^\circ$ 和 $\theta_3 = -30^\circ$ 。最终确定的 HSUAV 气动布局的外形如图 11 所示。该气动布局方案的巡航升阻比可达到 4.39,对应的升力系数达到 0.068 8,起飞状态的升力系数为 0.37。

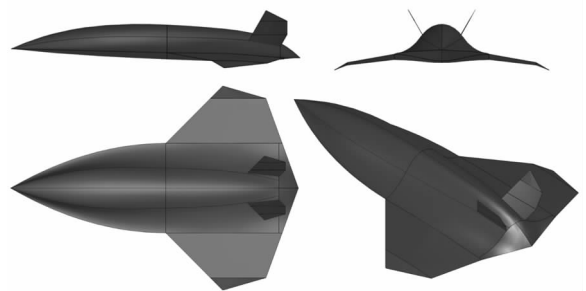


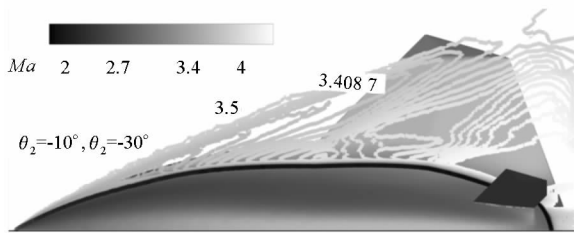
图 11 HSUAV 的最终气动布局方案

Fig. 11 Final aerodynamic configuration of HSUAV

以下通过该 HSUAV 气动布局方案的流场特点分析,进一步明确该方案的合理性。

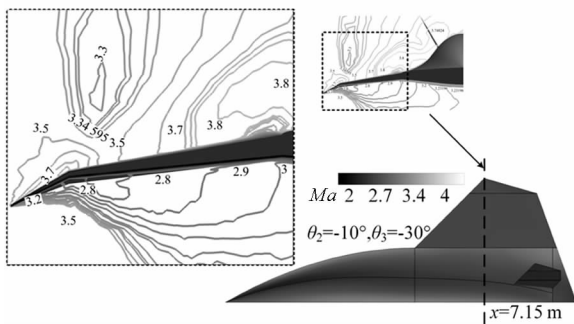
图 12 为飞行马赫数 3.5、高度 25 000 m 和攻角 4° 时的 HSUAV 马赫数云图。根据图 12(a) 中的马赫数云图的俯视图,拱形前缘产生的激波看上去似乎与外段机翼的翼尖部分相交。激波与翼尖部分相交将会增加飞行阻力、降低巡航升阻比。

但实际上,由于 HSUAV 有较大的下反角,拱形前缘产生的激波不会与机翼的翼尖相交,从图 12(b)中可清晰观察到这一现象,图 12(b)为取机体坐标系中 $x=7.15\text{ m}$ 处 YZ 平面的马赫数云图。从图 12(b)中还可以看出,拱形前缘产生的激波不仅没有与外段机翼的翼尖相交,而且在翼尖上表面还形成了一个比来流马赫数更高的流动区域。按照等熵流动理论^[15]可知,翼尖部分上表面的静压将会变低,从而机翼的升力也将变得更大。因此,从拱形前缘产生的激波与外段机翼相互关系来看,HSUAV 气动布局是合理的。



(a) XY 平面的马赫数云图

(a) Mach number contours of XY plane



(b) $x=7.15\text{ m}$ 处 YZ 平面的马赫数云图

(b) Mach number contours at $x=7.15\text{ m}$ of YZ plane

图 12 巡航状态马赫数云图

Fig. 12 Mach number contours at cruise condition

4 结论

1) 采用常规的翼身融合气动布局方案易于推进系统布置和机体内部装载布置,通过优选常规的翼身融合气动布局的展弦比和下反角,可使该高马赫数无人机的巡航升阻比达到 4.39,能满足巡航升阻比大于 4.3 的要求。

2) 将直前缘设计为拱形前缘,可增加前机身的宽度,既能满足进气道入口对捕获质量流量裕度的需求,又能为进气道/气动布局外形的一体化融合设计提供更大的设计灵活性。

3) 本文设计的翼身融合气动布局方案为该高马赫数临近空间无人机概念方案的论证提供了

重要的支撑。

参考文献 (References)

- [1] Curran E T, Murthy S N B. Scramjet propulsion [M]. Virginia, US: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2000: 49.
- [2] Heiser W H, Pratt D T. Hypersonic airbreathing propulsion [M]. Washington D. C., US: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 1994: 429–478.
- [3] Rich B R. F-12 series aircraft aerodynamic and thermodynamic design in retrospect [J]. Journal of Aircraft, 1974, 11(7): 401–406.
- [4] Marshall Space Flight Center. Study on the modifications required to re-engine the lockheed D-21: NASA 1999-0110312 [R]. NASA Technical Reports Server, 1999.
- [5] 有连兴, 余雄庆, 欧阳星. 高马赫数无人机概念设计的外形参数化建模 [J]. 南京航空航天大学学报, 2014, 46(3): 425–432.
YOU Lianxing, YU Xiongqing, OUYANG Xing. Parametric geometry modeling for conceptual design of high supersonic unmanned aerial vehicles [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2014, 46(3): 425–432. (in Chinese)
- [6] Bowcutt K G, Anderson J D, Capriotti D. Viscous optimized hypersonic waveriders [C] // Proceedings of 25th Aerospace Sciences Meeting, AIAA-87-0272, 1987.
- [7] Murthy S N B, Curran E T. Developments in high-speed-vehicle propulsion systems [M]. Virginia, US: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 1996: 188–197.
- [8] Kuethe A M, Chow C Y. Foundations of aerodynamics bases of aerodynamic design [M]. 5th ed. US: John Wiley & Sons, Inc., 1998: 498–501.
- [9] 曹长强, 蔡晋生, 段焰辉. 超声速翼型气动优化设计 [J]. 航空学报, 2015, 36(12): 3774–3784.
CAO Changqiang, CAI Jinsheng, DUAN Yanhui. Aerodynamic design optimization of supersonic airfoils [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(12): 3774–3784. (in Chinese)
- [10] Laurence K L, Jr. The evolution of modern aircraft: NASA SP-468 [R]. NASA History Office, 1985.
- [11] Ana F T, Domenic J M, Cornelius D, et al. Equivalent longitudinal area distributions of the b-58 and xb-70-1 airplanes for use in wave drag and sonic boom calculations: NASA/CR-2011-217078 [R]. NASA Technical Reports Server, 2011.
- [12] Kuchemann D. The aerodynamic design of aircraft [M]. Virginia, US: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2012: 251–374.
- [13] Sadraey M H. Aircraft design: a systems engineering approach [M]. US: John Wiley & Sons, Inc., 2013: 227–230.
- [14] Taube L J. B-70 aircraft study final report volume II: NASA-CR-115703 [R]. NASA Technical Reports Server, 1972.
- [15] Ferri A. Elements of aerodynamics of supersonic flow [M]. New York, US: The Macmillan Company, 2005: 179–195.