宽速域无尾布局气动焦点变化规律 研究



戴旭平*,王霄,卢恩巍,张璇,王泽字 航空工业沈阳飞机设计研究所,辽宁 沈阳 110035

摘 要:水平起降、宽速域飞行的高超声速飞机是航空技术的一个重要发展方向。这类飞机常采用无尾布局形式,该布局全 速域气动焦点移动范围大,且舵面配平能力有限,纵向稳定性设计是一项关键技术。本文针对典型的宽速域无尾布局概念 方案,通过数值仿真方法,研究了不同前体截面形状、边条平面形状和前机身长度的宽速域气动焦点变化规律,并重点关注 了高超声速相对低速的焦点前移问题。研究结果表明,前机身长度对高超声速相对低速焦点前移的影响最明显;前机身越 长,高超声速相比低速焦点前移趋势越明显。亚、跨和低超声速范围,尖侧缘脊型和下表面平面的半圆形前机身截面相比椭 圆截面使焦点小幅前移;高超声速范围前机身截面形状对焦点影响较小。边条平面形状对高超声速相比低速气动焦点前移 量影响较小。本文的研究结果可为此类宽速域无尾布局设计提供参考。

关键词:气动焦点; 宽速域; 高超声速; 前机身; 边条

中图分类号:V221.3 文献标识码:A

水平起降高超声速飞机具有使用灵活、生存力强的优势,近年来成为国外航空航天领域研究重点之一。在此背景下,波音公司和洛克希德-马丁公司分别发布了 Manta^[1]和 SR-72 飞机^[2],该类飞机采用并联涡轮基组合循环(TBCC)动力,巡航速度为马赫数6~7,主要用于高超声速 情报、监视和侦察(ISR)与打击。这两型飞机采用大后掠小展弦比菱形薄机翼、无尾、机体推进高度一体化的气动布局形式。

该类布局俯仰力矩设计具有如下特点:首先,从亚声 速、超声速到高超声速,升力产生机制逐渐由翼面环量升力 过渡到全机迎风面压缩/背风面膨胀升力,因此机身尤其是 高度一体化的宽扁前体对高超声速范围内气动焦点的影响 尤其显著,导致宽速域焦点变化范围大;其次,高超声速机 体/推进一体化技术是制约总体性能提升的关键技术^[3-4],而 高度一体化的上下非对称推进系统不同工况对零升俯仰力 矩影响量大;最后,无尾布局由于俯仰操纵面力臂较短,高 超声速翼面/舵面升力线斜率小,俯仰操纵能力较低。因此 气动焦点、重心位置、零升俯仰力矩和俯仰操纵能力的匹配

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2020.11.012

设计,是机体推进高度一体化的高超声速无尾气动布局设 计的重点之一。

高超声速相对低速气动焦点过于靠后,可能导致高超 巡航点纵向静稳定度过大,配平损失过大;高超声速相对低 速气动焦点过于靠前,可能存在高超巡航点纵向静不稳定 度过大的问题,导致配平损失过大,且难以满足操稳特性要 求。因此,气动焦点变化规律对于无尾布局高超声速飞机 气动布局设计至关重要。本文重点研究无尾布局宽速域气 动焦点变化规律,并分析其主要影响因素。

1 背景方案

无尾气动布局相比正常式气动布局,具有跨超声速阻力低的优势^[5],因此国外多型宽速域飞机采用无尾布局,如 "幻影"2000、"黑雨燕"、SR-71和XB-70等。

通过文献测绘三面图^[6],并构建初步三维数模,采用数 值仿真方法(详情见本文第2节)获得了上述4型飞机 Ma0.3~4.0范围小迎角气动焦点,如图1所示。从亚声速 到跨声速,上述几型飞机气动焦点随马赫数增加迅速后移,

收稿日期: 2020-06-11; 退修日期: 2020-07-19; 录用日期: 2020-10-20 *通信作者:Tel.:18640065010 E-mail:t18640065010@qq,com

引用格式: Dai Xuping, Wang Xiao, Lu Enwei, et al. Investigation on aerodynamic center of tailless configuration under the wide Mach number Range[J].Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(11):97-103. 戴旭平, 王霄, 卢恩巍, 等. 宽速域无尾布局气动焦点变化规律 研究[J]. 航空科学技术, 2020, 31(11):97-103.

变化规律基本一致;但进入超声速以后,不同布局气动焦点 随马赫数增加的变化规律存在显著差异;不同布局高马赫 数相比低速气动焦点前移或后移量明显不同。



本文研究对象为大后掠菱形机翼无尾翼身组合体(见 图2)。研究前体截面形状、前体长度和边条对气动焦点的 影响。



Fig.2 The blended wing-body researched in this paper

气动焦点的定义是:迎角增加时全机升力增量作用 点^[7]。纵向静稳定度、相对重心和气动焦点三者关系如下:

$$\overline{x}_f = \overline{x}_{cg} - C_{mC_f} \tag{1}$$

将飞机沿机头至机尾方向分割成n段, C_{Lai} 为第i段部 件升力线斜率, \bar{x}_i 为第i段面心至重心x方向距离与平均气 动弦长比值,定义见式(2)。根据式(3)和式(4)可推导出式 (5)和式(6):

$$\bar{x}_i = \frac{x_i}{c_A} \tag{2}$$

$$C_{L\alpha} = \sum_{i=1}^{n} C_{L\alpha i} \tag{3}$$

$$C_m = \sum_{i=1}^n C_{mi} = \sum_{i=1}^n C_{L\alpha i} \cdot \Delta \alpha \cdot (\overline{x}_i - \overline{x}_{cg})$$
(4)

$$\frac{\partial C_m}{\partial \alpha} = \sum_{i=1}^n C_{L\alpha i} \cdot (\bar{x}_i - \bar{x}_{cg})$$
(5)

$$C_{mC_{L}} = \frac{\partial C_{m}}{\partial C_{L}} = \frac{\partial C_{m}}{\partial \alpha}$$
(6)

将式(5)和式(6)代入式(1),可推导出式(7):

$$\bar{x}_{f} = \sum_{i=1}^{n} \frac{C_{L\alpha i}}{C_{L\alpha}} \cdot \bar{x}_{i}$$
⁽⁷⁾

从式(7)可知,各部件对全机气动焦点的贡献取决于该 部件在全机升力线斜率占比($\frac{C_{Lai}}{C}$)和部件位置参数(\bar{x}_i)。

2 计算方法及验证

本文采用*k-*ε湍流模型的雷诺平均N-S方程求解湍流 平均流场,即把流场变量分解为平均量和脉动量两部分,代 入全N-S方程并取平均,在Morkovin假设下得到关于平均 量的方程。空间离散格式采用AUSM格式,采用绝热和无 滑移边界条件。

计算采用四面体非结构网格。为模拟边界层内流动,物面采用棱柱层网格,壁面y⁺值在1.0附近。

为验证数值仿真方法的可靠性,对 AGARD-B 标模^[8] (见图 3)开展典型马赫数小迎角数值仿真。



Fig.3 AGARD-B model

表1对比给出了*Ma*=0.7、2.0和4.0小迎角范围升力线 斜率和气动焦点的数值仿真和风洞试验结果^[9-10]。仿真和 试验结果差别不大;两者升力线斜率最大偏差0.0011,焦点 位置最大偏差1.1%*c*_A,表明计算方法合理可靠。

3 前体及边条对气动焦点影响研究

3.1 前体截面形状

以翼身组合体非通气模型为对象,研究了5种前体截 面形状,分别定义为A、B、C、D和E。前机身截面宽度相 同,高度和截面形状不同,详情见图4和表2。

通过数值仿真,获得了不同前体截面形状翼身组合体

Table T	or b and a			
项目	Ма	CFD	试验	试验-CFD
	0.7	0.04695	0.04794	0.00099
升力线斜率	2.0	0.03864	0.03760	-0.00104
	4.0	0.02163	0.02183	0.00020
	0.7	6.5%	7.3%	0.80%
气动焦点	2.0	10.9%	9.9%	-1.00%
	4.0	-9.3%	-10.4%	-1.10%

表1 AGARD-B数值仿真与风洞试验数据对比





Fig.4 Wing-body with different forehead sections

表2 前体截面宽高比 Table 2 Width-height ratio of forehead sections

截面编号	前体宽高比	备注
А	1.00	圆截面
В	1.30	椭圆截面
С	1.86	椭圆截面
D	1.30	尖侧缘脊型
Е	1.30	半圆形

Ma=0.3~6.0范围气动焦点,如图5所示。A、B和C对比可 以看出,前体宽度相同情况下,椭圆形截面宽高比对翼身组 合体气动焦点影响不大。宽度和宽高比相同情况下,亚、跨 和低超声速,尖侧缘脊型D和下表面平面的半圆形截面E 相比椭圆截面B焦点前移1.0%~2.0% *c*_A左右;高超声速不 同截面焦点差别不大。

为分析翼身组合体升力分布和焦点变化规律,选取典型截面B和E,将翼身组合体沿机头至机尾方向等距分割成40段。图6和图7分别给出了*Ma*0.3和*Ma*6.0部件升力线斜率随x_i分布曲线。*Ma*0.3时,截面E比B在前体x_i=-1.4~ -0.8范围升力线斜率贡献略高,根据式(7)可知将导致截面E比B低速焦点小幅前移。*Ma*6.0时,两者前体贡献的升力线斜率差别不大,因此气动焦点基本一致。



图5 不同截面前机头翼身组合体气动焦点

Fig.5 Aerodynamic center of wing-body with different forehead sections



图6 典型截面翼身组合体等分段部件升力线斜率(Ma=0.3)

Fig.6 Lift curve slope distribution of parts with different forehead sections(*Ma*=0.3)



图7 典型截面翼身组合体部件升力线斜率(Ma=6.0)

Fig.7 Lift curve slope distribution of parts with different forehead sections(*Ma*=6.0)

3.2 边条平面形状

本文研究背景方案为吸气式飞行器,为便于进气道宽

速域调节,选择前体截面E开展进一步研究。在前体截面E 基础上,以翼身组合体通气模型为对象,开展边条平面形状 对焦点影响研究。本文研究了4种边条,分别定义为S0、 S1、S2和S3,如图8所示。表3给出不同边条相对面积(*s*_{straw} 为边条面积与机翼面积比值)、边条相对臂长(*d*_{straw}为边条面 心至参考重心距离与平均气动弦长比值)及边条相对面积 矩(*d*_{straw}×*s*_{straw})。



Fig.8 Wing-body with different straws

表3 边条参数 Table 3 Parameters of straws

778° 🗖	相对面积	相对臂长	边条相对面积矩
坝日	$\overline{d}_{ m straw}$	- s _{straw}	$\overline{d}_{\rm straw} \times \overline{s}_{\rm straw}$
S0	0.0000	0.0000	0.0000
S1	0.4515	0.0407	0.0184
S2	0.4938	0.0573	0.0283
\$3	0.5361	0.0865	0.0464

通过数值仿真,获得不同边条翼身组合体宽速域气动 焦点。结果表明:相同马赫数,从S0加长到S3,随着边条相 对面积矩增加,焦点前移量基本成线性增加,如图9和图10 所示。不同边条方案高超声速相比低速焦点前移量基本一 致,在4.0% *c*₄左右。

图11和图12给出了迎角4°,不同边条翼身组合体典型 展向截面压力系数分布曲线。Ma0.3时,边条S0截面升力 主要来自翼型上表面前段的吸力;边条加长至S3,上表面 前段吸力位置前移,从而导致升力增量前移,焦点随之前 移,如图11所示。Ma6.0时,边条S0截面升力主要来自翼 型下表面前段的激波压缩升力;边条S0加长至S3,下表面 前段压缩升力随之前移,从而导致升力增量前移,焦点随之







前移,如图12所示。

3.3 前机身长度

边条加长能有效减小翼根相对厚度,降低跨超声速阻力,因此选择边条S3开展下一步研究工作。在前体截面E和边条S3基础上,以翼身组合体通气模型为对象,开展机



头长度对气动焦点的影响研究。本文对比了4个机头方 案,分别定义为H0~H3。不同机头方案的主要差异是长度 不同,在H0基础上通过加长机头,形成了H1、H2和H3三个 机头方案,图13给出了示意图。表4给出了相对H0前机 头,各前机头加长方案俯视投影面积增量与机翼面积比值 $(\Delta \bar{s}_{n})$ 、机头增加俯视面积面心至参考重心距离与平均气动 弦长比值 $(\bar{x}_{\rm H})$ 和两者乘积 $(\Delta \bar{s}_{\rm H} \times \bar{x}_{\rm H})$ 。



图 13 不同前机头长度的翼身组合体 Fig.13 Wing-body with foreheads of different length

通过数值仿真,获得了H0~H3翼身组合体气动焦点。 结果表明:马赫数相同时,随着机头加长, $\Delta s_{\rm m} \times x_{\rm m}$ 增大,气 动焦点基本成线性前移,如图14和图15所示。另一方面, 随前体长度增加,高超声速相比低速焦点前移量逐渐增加; H0、H1、H2和H3高超声速相对低速焦点前移量分别为 4.2%c_A、5.2%c_A、6.0%c_A和6.8%c_A,如图14所示。

为分析机头加长对升力分布和焦点变化规律,选取H0 和H3,将翼身组合体通气模型沿机头至机尾方向等距分割 成42段。图16和图17分别给出了Ma0.3和Ma6.0各段部



件升力线性斜率随xi变化曲线。

根据经典空气动力学理论,随迎角增加,在低速范围, 前机身产生环量升力;在超声速范围,前机身下表面压缩而 上表面膨胀产生升力。机头从H0加长至H3,加长部分(\bar{x})= -1.75~-1.4范围)在整个马赫数范围贡献一定量值的升力 线斜率,如图16和图17所示,从而导致全速域范围焦点前 移。但机头不同马赫数升力机制的变化,使机头加长部分 在不同马赫数贡献升力线斜率存在差异;对 Ma0.3 和 Ma6.0.H3相比H0机头加长部分贡献全机升力线斜率0.6%

表4 前机身主要参数 Table 4 Main parameters of foreheads

项目	机头俯视投影面 积增加比例	相对H0,增加面积面 心与重心相对距离	相对H0,增加的相 对俯视面积矩
	$\Delta \bar{s}_{\rm Hi}$	$\overline{x}_{\mathrm{Hi}}$	$\Delta \overline{s}_{\rm Hi} \times \overline{x}_{\rm Hi}$
H1	1.95%	1.5372	0.0300
H2	3.24%	1.5922	0.0516
Н3	4.97%	1.6358	0.0814



和2.7%,见表5,这是机头加长 Ma6.0比 Ma0.3 焦点前移量 大的主要原因。相比前机身截面和边条,前机身长度对高 超声速相对低速焦点前移的影响最明显。



图16 不同机头长度翼身组合体部件升力线斜率(Ma=0.3)







图 17 不同机头长度翼身组合体部件升力线 斜率分布(Ma=6.0)

- Fig.17 Part lift curve slope distribution of foreheads for *Ma*=6.0
- 表 5 机头部件升力线斜率(Ma=0.3和 Ma=6.0)



边条 - 编号	<i>Ma</i> =0.3		<i>Ma</i> =6.0	
	机头部件升力	机头升力线	机头部件升力	机头升力线
	线斜率	斜率占比/%	线斜率	斜率占比/%
H0	0.00116	3.40	0.00086	6.17
H1	0.00129	3.77	0.00107	7.59
H2	0.00131	3.83	0.00115	8.18
H3	0.00138	4.03	0.00126	8.86

4 风洞试验

为满足宽速域操稳需求,减小高超声速相比低速焦点的

前移量,同时兼顾超声速阻力和进气道调节便利性,方案选取 前机头H0、边条S3和前机身半圆形截面。采用上述构型的翼 身组合体通气模型,在中国航天空气动力技术研究院的FD06 和FD07分别开展了优选布局Ma0.4~4.0和Ma5.0~6.0全机 测力风洞试验。试验结果表明,数值仿真和风洞试验气动焦 点随马赫数变化规律一致,量值相差不大(见图18);Ma6.0相 对Ma0.4焦点前移量为3.2% c₄,满足宽速域操稳特性需求。



5 结论

本文针对某高超声速大后掠菱形机翼无尾布局通气模型,开展了前体截面形状、边条平面形状和前体机身长度对 气动焦点影响的研究,主要结论如下:

(1)亚、跨和低超声速范围,尖侧缘脊型和下表面平面的半圆形前机身截面相比椭圆形截面使焦点小幅前移;高超声速范围前机身截面形状对焦点影响较小。

(2)相同马赫数,焦点前移量与边条相对面积矩基本 成正比;不同边条高超声速相比低速焦点前移量差别不大。

(3)增加前体长度,各马赫数焦点前移量与俯视增加面积的相对面积矩基本成正比。相比前机身截面和边条,前机身长度对高超声速相对低速焦点前移的影响最明显;前机身越长,高超声速相比低速焦点前移趋势越明显。

参考文献

- [1] Brian Z. Air vehicle integration and technology research (AVIATR) delivery order 0023: predictive capability for hypersonic structural response and life prediction: phase II detailed design of hypersonic cruise vehicle hot-structure[R]. AFRL-RQ-WP-TR-2012-0280, 2012.
- [2] McClinton C R, Hunt J L, Ricketts R H. Airbreathing

hypersonic technology vision vehicles and development dreams [R]. AIAA 1999-4978, 1999.

- [3] 向先宏,钱战森.高超声速飞行器机体/推进气动布局一体化 设计技术研究现状[J].航空科学技术,2015,26(10):44-52.
 Xiang Xianhong, Qian Zhansen. An overview and development analysis of hypersonic airframe/propulsion integrative design technology[J]. Aeronautical Science & Technology, 2015,26 (10):44-52.(in Chinese)
- [4] 田宏亮.临近空间高超声速武器发展趋势[J].航空科学技术,2018,29(6): 1-6.

Tian Hongliang. Development trends of near space hypersonic weapon[J]. Aeronautical Science & Technology, 2018,29(6): 1-6. (in Chinese)

- [5] 方宝瑞.飞机气动布局设计[M].北京:航空工业出版社,1997.
 Fang Baorui. Aerodynamics configuration design of aeroplane
 [M].Beijing: Aviation Industry Press,1997.(in Chinese)
- [6] Steve P. Lockheed SR-71 Blackbird[M].Great Britain: Crowood Press, 2009.
- [7] 方振平,陈万春,张曙光. 航空飞行器飞行力学[M].北京:北 京航空航天大学出版社,2005.

Fang Zhengping, Chen Wanchun, Zhang Shuguang. Flight Mechanics of avation aircraft[M]. Beijing: Beihang University Press, 2005.(in Chinese)

- [8] Damljanovic D, Vitic A, Vukovic D. Testing of AGARD-B calibration model in the T-38 transonic wind tunnel[J]. Scientific Technical Review, 2006(2):52-62.
- [9] Hartzuiker J P. A Review of measurements on AGARD calibration model B in the Mach number range from 1.4 to 8 [R]. NLR Report MP.200, 1958.
- [10] Coats Jack D. Force tests of on AGARD calibration model B at Ma=2.5 to 6.0[R]. AEDC-TN-60-182, 1956. (责任编辑 王昕)

作者简介

戴旭平(1980-)男,硕士,高级工程师。主要研究方向:飞 机气动布局设计。 Tel: 18640065010 E-mail: t18640065010@qq.com 王霄(1981-)男,博士研究生,研究员。主要研究方向:飞 机气动布局及进排气设计。 Tel: 024-26784102 E-mail: alenwx@126.com

Investigation on Aerodynamic Center of Tailless Configuration Under the Wide Mach Number Range

Dai Xuping*, Wang Xiao, Lu Enwei, Zhang Xuan, Wang Zeyu AVIC Shenyang Aircraft Design and Research Institute, Shenyang 110035, China

Abstract: Hypersonic aircraft which could take off and land horizontally and fly at wide-range Mach number is a key development direction in the aviation technology field. Tailless configuration is used for this kind of airplane. This tailless configuration is featured with the wide range movement of aerodynamic center and limitation of pitch balance ability, so the design of longitudinal stability is a critical technology for the aircraft. In this paper, numerical simulation is employed to research the aerodynamic center with different forehead section shapes, forehead length and straws for a tailless configuration of wide-range mach number. The result indicates that the forehead length is crucial for the aerodynamic center moves forward from low speed to hypersonic. The longer the forehead is, the further the aerodynamic center forward movement from low speed to hypersonic. The shape of straw has less impact on the aerodynamic center forward movement from low speed to hypersonic. The study results provide reference for the tailless configuration under wide-range Mach number.

Key Words: aerodynamic center; wide-range mach number; hypersonic; forehead; straw

 Received:
 2020-06-11;
 Revised:
 2020-07-19;
 Accepted:
 2020-10-20

 *Corresponding author.Tel.:
 18640065010
 E-mail:
 t18640065010@qq.com