

DOI: 10.19527/j.cnki.2096-1642.1049

高压捕获翼双翼构型宽速域气动性能研究

肖尧^{1,2}, 崔凯^{1,2}, 李广利^{1,2}, 田中伟³, 常思源¹

(1. 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; 2. 中国科学院大学工程科学学院, 北京 100049; 3. 中国科学院力学研究所宽域飞行工程科学与应用中心, 北京 100190)

Research on Aerodynamic Performance of High-Pressure Capturing Wing with Bi-Wing Configuration in Wide-Speed Range

XIAO Yao^{1,2}, CUI Kai^{1,2}, LI Guang-li^{1,2}, TIAN Zhong-wei³, CHANG Si-yuan¹

(1. State Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China; 2. School of Engineering Science, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China; 3. Wide Field Flight Engineering Science and Application Center, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

摘要: 宽域高超飞行器气动布局设计已是研究热点之一。高压捕获翼新型气动布局可同时满足高容积率、高升力和高升阻比, 此布局前期研究主要针对高超声速状态。基于该背景, 以宽域高超飞行器为主要目标, 依据高压捕获翼基本设计原理, 发展了一种新型双翼构型。对该构型的宽速域气动特性研究结果表明, 在亚声速条件下添加捕获翼可使飞行器升力系数提高约 16.6%, 在跨声速区域捕获翼可抑制飞行器气动焦点跳变, 飞行器在全速域范围内均为纵向静稳定。

关键词: 高压捕获翼; 宽域飞行器; 双翼构型; 气动特性; 计算流体力学

中图分类号: V221+.3

文献标志码: A

Abstract: The aerodynamic configuration design of wide-range hypersonic vehicle has become one of the research hotspots. The new aerodynamic configuration of high-pressure capturing wing (HCW) can meet the requirements of high volume ratio, high lift and high lift-to-drag ratio at the same time. The preliminary research of this configuration is mainly aimed at the hypersonic state. Based on this background, this paper took the wide-range hypersonic vehicle as the main target and developed a new bi-wing configuration according to the basic design principle of HCW. The research results show that the lift coefficient of the vehicle can be increased by about 16.6% when the capturing wing is added in the subsonic range. Furthermore, the capturing wing can suppress the jump of the aerodynamic focus of the vehicle in the transonic range, and the vehicle is statically stable in the wide-speed range.

Keywords: high-pressure capturing wing; wide-range aircraft; bi-wing configuration; aerodynamic performance; computational fluid dynamics

引言

随着临近空间开发应用的深入以及各类航空航天任务日益频繁, 宽域高超声速飞行器被认为是满足经济、高效空间往返运输需求的理想载体之

一^[1]。具有宽域飞行特性的高超声速飞行器飞行剖面包含地面起飞、快速爬升、定速巡航以及减速降落, 飞行包线涵盖亚、跨、超和高超声速速域, 故其气动布局须兼顾全速域流动特性, 通过合理匹配设计以确保飞行器在飞行包线内均具有良好的

收稿日期: 2023-04-07; 修回日期: 2023-04-20

基金项目: 国家自然科学基金(12002347); 中国科学院基础前沿科学研究计划(ZDBS-LY-JSC005)

第一作者简介: 肖尧(1988-) 男, 博士, 工程师, 主要研究方向为宽域高超飞行器气动布局设计与优化。E-mail: xiaoyao@imech.ac.cn

引用格式: 肖尧, 崔凯, 李广利, 等. 高压捕获翼双翼构型宽速域气动性能研究[J]. 气体物理, 2023, 8(5): 54-60.

Citation: Xiao Y, Cui K, Li G L, et al. Research on aerodynamic performance of high-pressure capturing wing with bi-wing configuration in wide-speed range[J]. Physics of Gases, 2023, 8(5): 54-60.

气动性能^[2],即应同时满足以下主要需求:高超声速巡航的高升阻比、亚声速水平起降的高升力、跨声速气动焦点匹配、宽速域姿态配平匹配等。然而,飞行器在各个速域下的流动特性存在较大差异,将给其综合设计与优化带来困难,因此宽速域气动布局设计是宽速域高超声速飞行器的核心关键技术之一。

目前国内外宽速域高超声速飞行器的气动布局研究主要围绕乘波体^[3]构型开展。国外方面,Lobbia等^[4]以乘波体构型为基础,综合考虑了气动、动力、载荷等因素提出高超声速民用飞机方案。Rodi^[5]提出涡升力乘波体概念,此类乘波体在亚声速飞行时利用前缘涡使上表面形成低压区,从而提高低速升力。欧空局提出的LAPCAT计划,旨在研发出实现洲际飞行的高超声速飞机,其气动布局采用了密切锥乘波体升力面设计以及进气口背置的形式^[6]。洛克希德·马丁公司提出的SR-72高超声速无人侦察飞机^[7]和波音公司的高超声速民用客机方案^[8]均采用了局部乘波+大边条大后掠翼身融合的形式。国内方面,此部分研究主要分为两类,一类为在超声速范围内针对乘波体构型非设计点状态气动性能的研究,主要有多级组合^[9]、拼接组合^[10]、变设计Mach数/激波角^[11]等设计方法研究。另一类为兼顾亚声速与高超声速速域气动性能需求的涡升力乘波体研究,其设计方法可分为3种^[12]:基于吻切理论的定前缘型线法^[13-14],基于激波装配法的波导体法^[15],基于给定激波面的投影法^[16]。上述研究均取得了不同程度的进展,但基本处于概念研究阶段,而且此类飞行器为了保证气动性能,其布局形状通常较为扁平,故其装载量相对较小,容积率仍有待进一步提升。

为了在增加容积率的同时保证飞行器在高超声速条件下的良好气动性能,崔凯等^[17]提出了高压捕获翼新概念气动布局。其主要特点是针对有大容积需求的飞行器,在飞行器上方增加一个升力面,合理利用机体压缩激波后的高压区产生升力,从而提高飞行器升阻比。该新概念布局可有效缓解升阻比与容积率、升力系数之间的矛盾,同时满足高超声速飞行器高升阻比、高容积率和高升力的需求。目前已针对该布局开展了大量研究工作,包括设计原理^[18]、参数化方法及优化^[19-20]、前缘热负荷特性^[21]、构型钝化和支撑机构影响特性等。然而,现有研究大多针对高超声速状态,其他速域

范围的研究尚在起步阶段^[22]。高压捕获翼布局飞行器与现有宽域高超飞行器最显著的区别在于其具有双升力面,由飞行原理可知,双升力面飞行器可获得更大的升力系数,因此高压捕获翼布局飞行器可在水平起降阶段获得更高的升力。此外,高压捕获翼布局的上翼面轴向位置在飞行器后部,当飞行器姿态改变时其升力增量作用点亦在后部区域,即飞行器的气动焦点位置相对靠后,有利于提升飞行器自身的稳定性裕度。综上所述,高压捕获翼布局可作为未来宽域高超飞行器气动设计的一个新方案,须对其宽速域气动性能进行深入研究。

针对上述背景,本文以宽域高超飞行器为主要目标,在符合高压捕获翼基本设计原理的前提下,将飞行器下翼面设计为双后掠翼,同时考虑捕获翼与机体之间的支撑结构、尾部控制舵面、腹鳍等部件,发展一种新型双翼构型。采用数值模拟的手段对该构型在亚、跨、超、高超声速速域下的气动性能进行研究,初步获取高压捕获翼部件在不同速域下对气动性能的影响,所得结论可为后续宽域飞行器设计与优化提供参考。

1 高压捕获翼原理及双翼构型简介

1.1 高压捕获翼基本原理

高压捕获翼在高超声速流动条件下的设计原理如图1所示,图中区域1为自由来流,高速来流经过机体上表面压缩,产生第1道斜激波 S_1 ,在激波 S_1 后压力增加,流动方向与机体上表面平行,之后在捕获翼的压缩作用下形成第2道激波 S_2 ,使压力进一步提升,随来流继续前进,在机体尾部产生膨胀波,经前Mach线(forward Mach line, FML)后压力逐渐减小,然后流向下游,由于捕获翼平行于来流,区域5的压力基本与自由来流压力相等。由上述描述可知,区域3经两次压缩,捕获翼下表面的压力明显高于上表面,因此捕获翼可为飞行器提供较大的升力,当采用薄翼设计时其阻力增加较小,飞行器的升阻比也可获得大幅提升。

1.2 高压捕获翼双翼构型简介

本文基于高压捕获翼设计原理,发展了一种高压捕获翼双翼构型,如图2(a)所示,该构型采用半圆锥面作为机体上压缩面,在机体上方设置高压捕获翼,捕获翼为具有一定厚度的平板,翼前缘型线为二次曲线,翼尖进行钝化处理;捕获翼与机体之间的支撑结构采用单支撑形式,支撑前缘型线为样

条曲线;采用翼身融合的形式设计了下翼面,使整机形成双翼布局,机翼前缘型线采用“S形”双后掠式曲线,翼尖进行钝化处理;在机翼尾部添加控制舵面,在机身腹部增加腹鳍。整机全长 2.84 m,最大翼展 1.92 m,高度 0.87 m(含腹鳍),机体等效压缩角为 16° ,压缩段长度为 1.39 m,捕获翼长度及其位置由文献[19]中的方法确定,捕获翼与机翼的翼尖钝化厚度均为 4 mm,捕获翼装配攻角为 -4° ,将其命名为 HCW。同时为了对比在不同速度域下飞行器添加捕获翼后气动性能的变化,给出不带捕获翼以及支撑结构的参考构型如图 2(b)所示,其设计参数与上述一致,将其命名为 HCW-Ref。

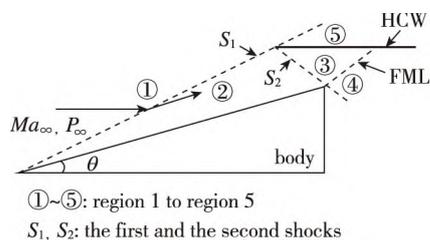


图 1 高压捕获翼设计原理

Fig. 1 Design principle of the high-pressure capturing wing

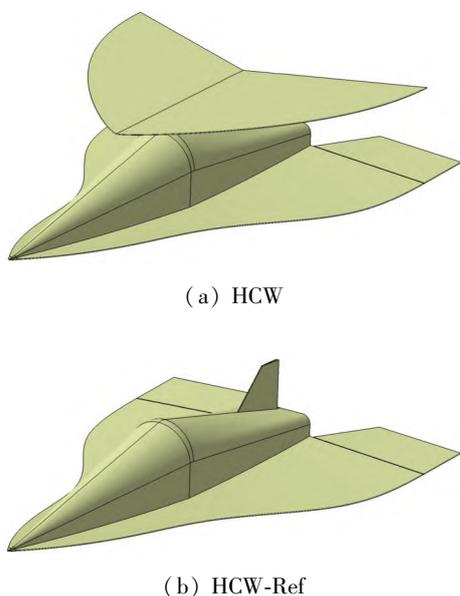


图 2 高压捕获翼双翼构型及参考构型示意图

Fig. 2 Illustration of the bi-wing configuration and the reference configuration of high-pressure capturing wing

2 高压捕获翼双翼构型宽速域气动性能分析

2.1 计算条件及计算工况

本文采用数值模拟对构型气动性能进行分析,选取的计算方法如下:基于可压缩流动 N-S 方程,

数值方法采用 TVD 格式,时间推进选用隐式格式,湍流模型为 2 方程 $k-\varepsilon$ 模型,物面条件为绝热壁。本文选取的数值方法与文献[22]中的一致,其可靠性验证详阅该文献。采用棱柱网格进行计算,网格示意图如图 3 所示,总网格量约为 6×10^6 个,其中壁面法向第 1 层网格厚度为 $l \times 10^{-5}$, l 为整机长度,远场边界为整机长度的 20 倍。

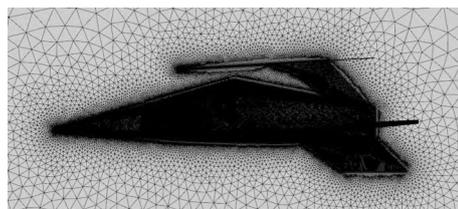


图 3 构型计算网格

Fig. 3 Computational grid of configuration

分别选取亚、跨、超和高超声速域下的典型工况进行分析,计算工况如表 1 所示。

表 1 计算工况

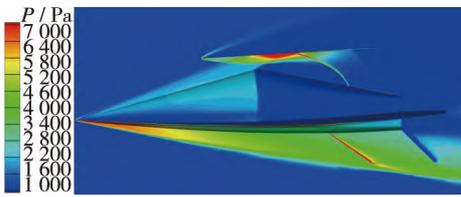
Table 1 Simulation conditions

case	Ma	H/km	$AoA/(\circ)$
1	0.3	0	
2	0.5	2	
3	0.8	3	
4	1.2	4	-5, 0, 5, 10, 15, 20, 25
5	2	8	
6	4	20	
7	6	30	

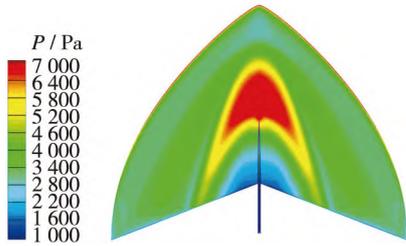
2.2 高压捕获翼设计原理符合性验证

首先给出在高超声速设计点 $Ma=6$ 工况下构型对称面以及高压捕获翼下表面的压力分布云图,如图 4 所示,由对称面压力云图可以看到机体激波作用于捕获翼下表面,其反射激波以及捕获翼前缘激波均掠过机体最高点,从捕获翼下表面压力分布可知高压区被完全利用,满足高压捕获翼基本设计原则。此外,由图 5 中两个构型的升力系数及升阻比曲线可以看到,双翼构型的最大升阻比为 $(L/D)_{\max}=4.31$,参考构型最大升阻比为 $(L/D)_{\max}=3.77$,提高了 14.3%;在最大升阻比工况下双翼构型相比参考构型升力系数提高了 60.7%,符合高压

捕获翼构型气动性能预期。因此, 该双翼构型符合高压捕获翼设计原理。



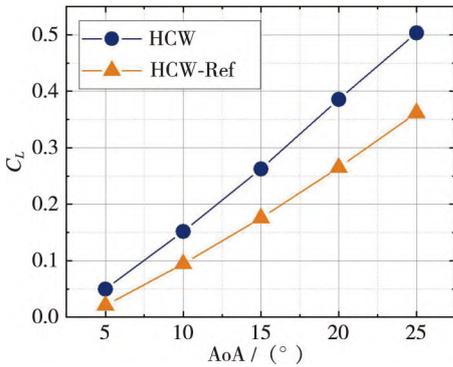
(a) Symmetric plane



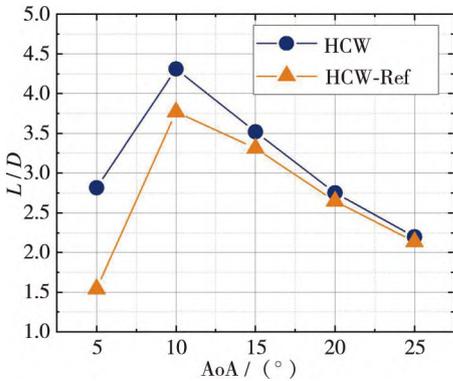
(b) Lower surface of HCW

图 4 $Ma=6$ 工况压力分布云图

Fig. 4 Pressure contours under $Ma=6$ condition



(a) Lift coefficient



(b) Lift-to-drag ratio

图 5 $Ma=6$ 工况气动性能

Fig. 5 Aerodynamic performance under $Ma=6$ condition

2.3 亚声速工况气动特性

亚声速水平起降工况重点关注飞行器升力性能, 给出亚声速工况下两个构型的升力系数对比, 如表 2 所示。由表中可以看到, 在 $Ma=0.3$ 和 0.5 工况下, 由于捕获翼的装配攻角为负, 所以当飞行攻角较小时, 捕获翼对来流的压缩产生于上表面, 故在小攻角状态下双翼构型相比参考构型升力系数有小幅降低, 但在大攻角工况下, 增加捕获翼均可使整机的升力系数有明显提高, 在最大升阻比工况下 ($AoA=10^\circ$) 升力提高约 16.6%, 其中捕获翼部件的升力贡献占比约为整机升力的 26.4%, 为飞行器主要升力来源之一。另外, 给出 $AoA=10^\circ$ 工况下双翼构型的物面压力分布与空间涡量分布, 如图 6 所示, 由图中可以看到下翼面前段的边条翼产生两道边条涡, 逐渐发展并掠过下翼面的上表面, 使得下翼面上表面的压力降低, 增大上下表面的压差从而改善飞行器升力, 而且该边条涡并未直接作用于捕获翼下表面, 即有效避免了双翼之间的流动干扰。与此同时, 由于捕获翼的前缘型线同样采用了后掠的形式, 故捕获翼前缘亦产生一道前缘涡, 该前缘涡同样掠过捕获翼上表面并使其产生低压区, 因此增加捕获翼部件可在亚声速工况下进一步提高整机的升力。

2.4 静稳定性分析

在本文算例中, 飞行器坐标系定义如下: 直角坐标系, X 轴方向为机头指向机尾, Z 轴方向为腹部指向背部。假定以机体全长 55% 处的轴向位置作为整机的质心位置, 构型俯仰力矩随升力系数变化曲线如图 7 所示, 由图中可以看到, 双翼构型与参考构型在各个 Mach 数条件下, 其俯仰力矩系数均随升力系数增大而减小, 根据坐标系定义, C_{my} 为负, 表示产生低头力矩, 即当构型在稳定状态时, 受到攻角增大的扰动, 将产生低头力矩, 使其具有恢复至稳定状态的趋势, 故双翼构型与参考构型在全速域范围内均为纵向静稳定; 同时可以看到, 双翼构型与参考构型的力矩系数曲线在各个 Mach 数下基本相似, 由此可认为增加捕获翼部件可较好地保持原有构型的静稳定特性。此外, 注意到参考构型在亚声速工况下的力矩系数曲线在攻角大于 20° 时出现了上翘的情况, 即出现静不稳定的情况, 结合升力系数来看, 参考构型在 $AoA=25^\circ$ 工况时出现了升力曲线斜率的下降, 即该攻角工况已接近其失速攻角, 然而双翼构型并未出现该现

象,其原因为在大攻角工况下,捕获翼与机体之间的流道存在一定的压缩,可在一定程度上抑制机体上表面后段的流动分离,从而延迟了飞行器失速攻角的出现,因此,添加捕获翼部件可在大攻角工况下改善飞行器的失速特性与俯仰静稳定性。

表 2 亚声速工况升力系数
Table 2 Lift coefficient under subsonic conditions

Ma	configuration	C_L			
		AoA = 5°	AoA = 10°	AoA = 15°	AoA = 20°
0.3	HCW	0.052 6	0.299 8	0.575 8	0.837 2
	HCW-Ref	0.055 8	0.257 2	0.503 5	0.747 0
		-5.8%	16.6%	14.4%	12.1%
0.5	HCW	0.054 5	0.307 38	0.589 82	0.855 32
	HCW-Ref	0.057 14	0.263 82	0.517 16	0.769 18
		-4.6%	16.5%	14.0%	11.2%

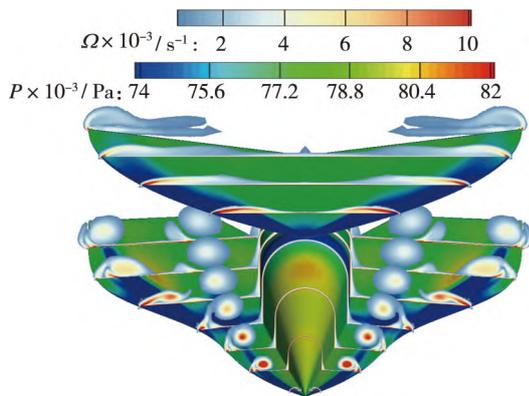
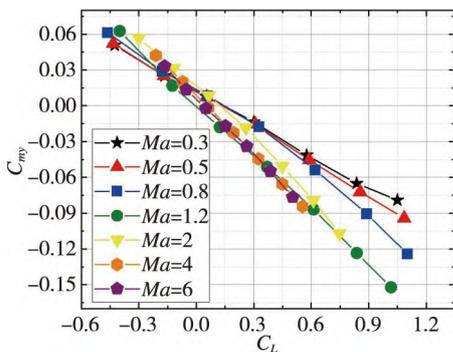
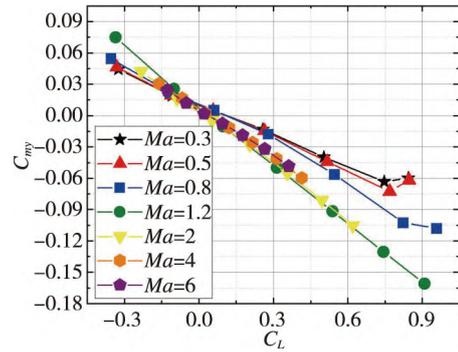


图 6 $Ma=0.5$ 工况压力分布云图及流场涡结构
Fig. 6 Pressure contour and vortex structures under $Ma=0.5$ condition



(a) HCW



(b) HCW-Ref

图 7 俯仰力矩系数-升力系数曲线
Fig. 7 Pitch moment-lift coefficient curves

2.5 气动焦点特性

以机体全长 55% 处作为整机的质心位置,通过俯仰力矩系数曲线求得构型在各个 Mach 数下的气动焦点位置,如图 8 所示。可见参考构型的气动焦点位置随着 Mach 数增加先增加后减小,在跨声速区域将产生较大幅度的跳变,该规律与现有常规布局宽速域飞行器气动规律基本一致;而对于双翼构型,其气动焦点位置随 Mach 数增加单调增加,在跨声速区域无跳变现象发生,并且在超声速工况条件下气动焦点位置变化幅度较小,这将有利于飞行器控制系统的设计。

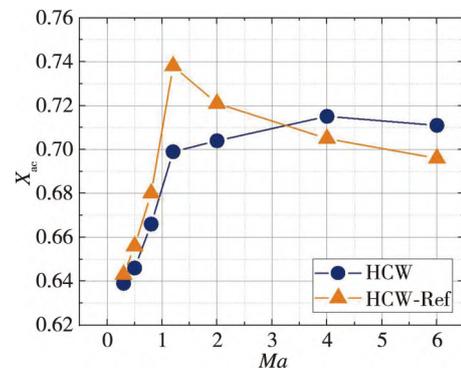
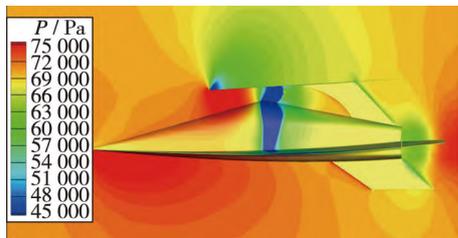


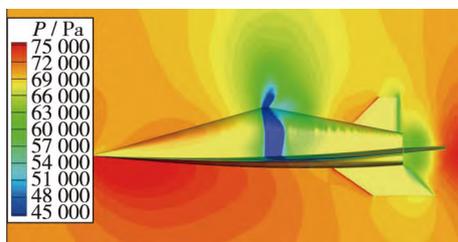
图 8 气动焦点随 Mach 数变化曲线
Fig. 8 Aerodynamic focus with Mach number

由于气动焦点的含义为飞行器随攻角变化时其升力增量的作用点,所以可从压力分布定性判断气动焦点与质心的相对位置。给出构型在 $Ma=0.8$, $AoA=10^\circ$ 工况下的对称面压力分布,如图 9 所示,由双翼构型的压力分布可以看到,其对称面的流场分布与文献[22]中的现象基本一致,捕获翼与机体之间的流道由于压缩效应产生了一段高压区域,该区域即为与参考构型的主要差别,

飞行器随着攻角变化时,该高压区域的压力变化最为剧烈,反映在气动力上则是升力的作用区域;由于该高压区在飞行器质心位置之前,即等效于将气动焦点的位置前移,所以在跨声速工况下,双翼构型相比于参考构型其气动焦点位置更靠前,从而抑制了飞行器在跨声速区域气动焦点跳变的现象。



(a) HCW



(b) HCW-Ref

图9 $Ma=0.8$, $AoA=10^\circ$ 工况对称面压力分布云图
Fig. 9 Pressure contours on the symmetric plane at
 $Ma=0.8$ $AoA=5^\circ$ condition

3 结论与展望

本文基于高压捕获翼基本设计原理,以宽域高超飞行器为主要目标,同时考虑了部分实用化气动部件,发展了一种新型双翼构型。采用数值模拟手段对该构型的宽速域气动特性开展了研究,得到以下基本结论:

1) 新型双翼构型符合高压捕获翼布局基本设计原理,在 $Ma=6$ 工况下最大升阻比为 $(L/D)_{\max} = 4.31$,在最大升阻比工况下增加捕获翼部件可使飞行器升力系数提高 60.7%。

2) 增加捕获翼部件可使飞行器在亚声速条件下的升力系数得到提高,在最大升阻比工况下升力系数提高约 16.6%。

3) 新型双翼构型在宽速域范围内均为纵向静稳定,增加捕获翼部件可基本维持原有构型的静稳定性,且可推迟飞行器失速攻角的出现。

4) 增加捕获翼部件可有效抑制在跨声速区域时飞行器气动焦点跳变的现象,双翼构型气动焦点

随 Mach 数增加单调增加,在超声速范围内气动焦点位置变化幅度较小。

从气动布局设计与优化的角度来看,宽域高超飞行器应在满足各学科约束条件的情况下保持良好的气动性能,本文双翼构型为宽域高超飞行器提供了一个全新的思路以及部分参考数据,然而该构型仅为初步设计,较多约束条件未考虑,如热防护结构设计、配平与操稳特性、承力结构设计等。此外,该构型仍存在较大的气动性能优化空间,如通过调节捕获翼外形参数进一步提高高超声速条件下的升阻比、通过增加捕获翼的截面翼型来进一步增加亚声速条件下的升力、通过调节构型参数来匹配不同速域条件下的配平攻角等。因此,基于本文双翼构型,下一步研究应尽可能地在考虑实际应用约束条件下开展宽速域气动性能综合优化。

参考文献 (References)

- [1] 蔡国飙,徐大军. 高超声速飞行器技术[M]. 北京: 科学出版社, 2012.
Cai G B, Xu D J. Technology of hypersonic vehicle[M]. Beijing: Science Press, 2012(in Chinese).
- [2] 李宪开,王霄,柳军,等. 水平起降高超声速飞机气动布局技术研究[J]. 航空科学技术, 2020, 31(11): 7-13.
Li X K, Wang X, Liu J, et al. Research on the aerodynamic layout design for the horizontal take-off and landing hypersonic aircraft[J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(11): 7-13(in Chinese).
- [3] 黄志澄. 高超声速飞行器空气动力学[M]. 北京: 国防工业出版社, 1995.
- [4] Lobbia M, Suzuki K. Multidisciplinary design optimization of hypersonic transport configurations using waveriders [R]. AIAA 2014-2359, 2014.
- [5] Rodi P E. Geometrical relationships for osculating cones and osculating flowfield waveriders[R]. AIAA 2011-1188, 2011.
- [6] Steelant J, Varvill R, Walton C, et al. Achievements obtained for sustained hypersonic flight within the LAPCAT-II project[R]. AIAA 2015-3677, 2015.
- [7] Lee C. Lockheed Martin unveils SR-72[J]. Jane's Defence Weekly, 2013, 50(46): 6.
- [8] Guy N. Boeing unveils hypersonic 'Son-of-Blackbird' contender [EB/OL]. [2018-01-11]. <http://awin.aviation-week.com/ArticlesStory.aspx?id=6267237e-e466-4c27-be75-cd963a5a6712>.
- [9] Liu Z, Liu J, Ding F, et al. Novel methodology for wide-

- ranged multistage morphing waverider based on conical theory[J]. *Acta Astronautica*, 2017, 140: 362-369.
- [10] Li S B, Huang W, Wang Z G, et al. Design and aerodynamic investigation of a parallel vehicle on a wide-speed range[J]. *Science China-Information Sciences*, 2014, 57(12): 1-10.
- [11] Zhang T T, Wang Z G, Huang W, et al. A design approach of wide-speed-range vehicles based on the cone-derived theory[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2017, 71: 42-51.
- [12] 易怀喜, 王逗, 李珺, 等. 涡升力乘波体发展研究综述[J]. *航空工程进展*, 2021, 12(6): 1-12.
Yi H X, Wang D, Li J, et al. Overview on the development research of vortex lift waverider[J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2021, 12(6): 1-12(in Chinese).
- [13] Wang J F, Liu C Z, Bai P, et al. Design methodology of the waverider with a controllable planar shape[J]. *Acta Astronautica*, 2018, 151: 504-510.
- [14] Liu C Z, Liu R J, Meng X F, et al. Experimental investigation on off-design performances of double-swept waverider[J]. *AIAA Journal*, 2023, 61(4): 1596-1607.
- [15] 陈冰雁, 刘传振, 纪楚群. 基于激波装配法的乘波体设计与分析[J]. *空气动力学学报*, 2017, 35(3): 421-428.
Chen B Y, Liu C Z, Ji C Q. Waverider design and analysis based on shock-fitting method[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2017, 35(3): 421-428(in Chinese).
- [16] 李珺, 易怀喜, 王逗, 等. 基于投影法的双后掠乘波体气动性能[J]. *航空学报*, 2021, 42(12): 124703.
Li J, Yi H X, Wang D, et al. Research on aerodynamic performance of double swept waverider based on projection method[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2021, 42(9): 124703(in Chinese).
- [17] 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[J]. *中国科学: 物理学 力学 天文学*, 2013, 43(5): 652-661.
Cui K, Li G L, Hu S C, et al. Conceptual studies of the high pressure zone capture wing configuration for high speed air vehicles[J]. *Scientia Sinica-Physica, Mechanica & Astronomica*, 2013, 43(5): 652-661(in Chinese).
- [18] Cui K, Li G L, Xiao Y, et al. High-pressure capturing wing configurations[J]. *AIAA Journal*, 2017, 55(6): 1909-1919.
- [19] 李广利, 崔凯, 肖尧, 等. 高压捕获翼位置设计方法研究[J]. *力学学报*, 2016, 48(3): 576-584.
Li G L, Cui K, Xiao Y, et al. The design method research for the position of high pressure capturing wing[J]. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2016, 48(3): 576-584(in Chinese).
- [20] 李广利, 崔凯, 肖尧, 等. 高压捕获翼前缘型线优化和分析[J]. *力学学报*, 2016, 48(4): 877-885.
Li G L, Cui K, Xiao Y, et al. Leading edge optimization and parameter analysis of high pressure capturing wings[J]. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2016, 48(4): 877-885(in Chinese).
- [21] Li G L, Cui K, Xiao Y, et al. Effects of shock impingement on aerothermal and aerodynamic performance for high-pressure capturing wings[R]. *AIAA 2017-2199*, 2017.
- [22] 王浩祥, 李广利, 杨靖, 等. 高压捕获翼构型亚跨超流动特性数值研究[J]. *力学学报*, 2021, 53(11): 3056-3070.
Wang H X, Li G L, Yang J, et al. Numerical study on flow characteristics of high-pressure capturing wing configuration at subsonic, transonic and supersonic regime[J]. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2021, 53(11): 3056-3070(in Chinese).