

高超声速飞机总体气动布局设计特点分析



陈召斌¹, 廖孟豪², 李飞¹, 曹伟¹

1. 航空工业沈阳飞机设计研究所 扬州协同创新研究院有限公司, 江苏 扬州 225000

2. 中国航空研究院, 北京 100029

摘要: 本文梳理了高超声速飞机总体气动布局的设计因素变化情况, 完成了对某高超声速飞机概念方案和美国洛克希德·马丁(简称洛马)公司提出的SR-72高超声速飞机方案的分析, 总结出高超声速飞机总体气动布局设计的多个矛盾点, 以现有方案数据为基础, 创新性地提出了综合考虑升力机制、焦点变化、动力形式变化、内部容积等因素的高超声速飞机总体气动布局的综合设计思路, 提出了高超声速飞机设计的重点关注领域和关键问题, 为我国高超声速飞机的研究工作提供了参考和发展建议。

关键词: 高超声速; 总体气动布局; 设计矛盾; 难点分析

中图分类号: V221

文献标识码: A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2022.02.002

高超声速飞机巡航速度超过马赫数 Ma 5.0, 可以在 1h 之内到达 5000km 以外的战场, 生存力高, 灵活性强, 可在敌强威胁条件下遂行战场即时侦察、关键节点打击等作战任务, 在未来战场上具有颠覆性作用。美国、欧洲等国家 20 世纪就开始了进行相关技术研究, 陆续提出多种气动布局技术验证机和装备概念方案^[1-2]。美国洛马和波音公司也先后公布了其各自高超声速飞机总体概念方案^[3-4]。

相较于传统飞机, 高超声速飞机飞行高度跨度大, 速域范围宽, 动力形式新颖, 需要进行多学科综合优化设计^[5]。综合设计中涉及的学科对方案的成功具有重大影响。国外已将多学科优化设计方法应用于高超声速验证机设计当中^[6-7], 但对于水平起降高超声速飞机, 其所需综合的学科尚需要进一步研究, 国内目前仍缺少对于该问题的详细论述。本文以现有高超声速飞机方案为基础, 梳理出高超声速总体气动布局设计在升力、焦点、动力等方面需要关注的主要矛盾, 以此分析高超声速飞机综合设计需要涵盖的学科, 据此分析 SR-72 方案的设计特点, 提出此类飞机总体布局设计的综合设计思路。

1 设计因素变化及其主要原因

1.1 升力机制变化

飞机的升力依靠其上下表面的压力差产生, 在高低速

飞行时的升力组成情况明显不同, 图 1 给出了某型高超声速飞机概念方案在不同马赫数下的部件升力对比。

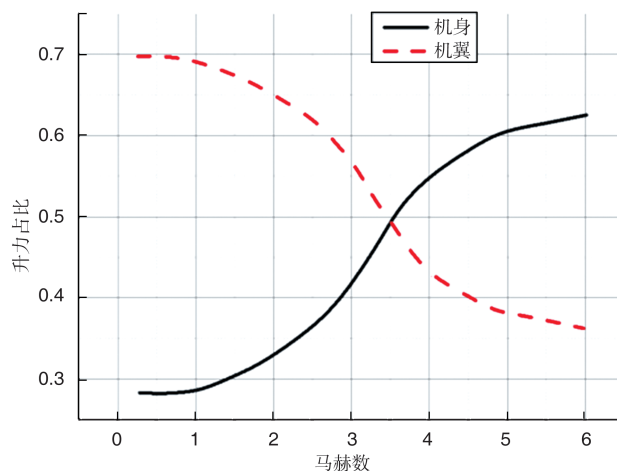


图 1 飞机升力组成随飞行马赫数的变化情况

Fig.1 Variation of aircraft lift composition with the flight Mach number

在低速飞行时, 飞机升力主要由环量升力理论来确定, 根据库塔-茹科夫斯基升力环量定律, 对于理想流体下任意物体的绕流, 只要存在速度环量, 就会产生升力。而从升阻比的角度考虑, 翼型形状的升阻比较高, 因此低速

收稿日期: 2021-10-25; 退修日期: 2021-11-18; 录用日期: 2021-12-16

引用格式: Chen Zhaobin, Liao Menghao, Li Fei, et al. Analysis of design characteristics of overall aerodynamic layout of hypersonic aircraft [J]. Aeronautical Science & Technology, 2022, 33(02): 6-11. 陈召斌, 廖孟豪, 李飞, 等. 高超声速飞机总体气动布局设计特点分析 [J]. 航空科学技术, 2022, 33(02): 6-11.

飞机主要依靠机翼来提供升力,机身则主要用来提供足够的容积。后续发展的飞翼布局和翼身融合布局也是在满足飞机容积的情况下,尽可能利用翼型形状来提高整机的升阻比。低速飞机的机翼升力约占全部升力的70%,飞机升力特性主要靠调整机翼设计参数来满足,不同学科间的耦合较小。而在高超声速巡航飞行时,主要依靠全机迎面压缩/背风面膨胀来提供升力,传统布局则不足以提供足够的升阻比,因此高超声速飞机的气动布局主要以乘波体为主,如美国的X-43、X-51等验证机。乘波体构型在高超声速飞行时产生的弓形激波可以很好地附着在前缘上,使得激波后的高压区域局限在下表面,从而产生比常规构型高得多的升阻比。乘波体的形成主要以机身为主,机身的升力占全机升力的65%左右,因此高超声速飞机的升力主要由机身提供。同时,机身的设计又与进排气系统相互耦合,使得飞机在不同姿态下的升力变化更为复杂。升力机制的变化使高超声速飞机气动布局设计难以兼顾高低速飞行的性能要求。

1.2 焦点机制变化

在较宽的速域内,飞机飞行时的气动焦点变化范围大。传统飞机从亚声速过渡到超声速时,由于激波的产生,全机气动焦点会后移20%左右,而在高超声速飞行时此现象更为明显。高超声速飞行时,飞机前机身下表面压缩上表面膨胀产生了相当可观的升力,贡献了一定量值的升力线斜率,从而导致全机的焦点变化。但是由于乘波体设计,使得前机身在不同马赫数下提供的升力存在明显差异,因而全机的气动焦点在全速域范围内变化较为明显^[8]。以某型高超声速飞机概念方案为例(见图2),其在超过 $Ma\ 3$ 之后焦点会出现逐渐前移的现象。这一新的特性会显著影响飞机在飞行过程总的纵向稳定度,操稳特性难以保证,还会带来额外的配平阻力,降低整机升阻比。

1.3 动力形式变化

为满足大空域宽速域飞行包线要求,需要采用组合动力方案。传统飞机飞行高度一般在0~20km,最大速度 $Ma\ 2.5$ 左右,单一涡轮动力即可满足要求。高超声速飞机空域扩展至约30km,最大速度超过 $Ma\ 5$,而涡轮动力受涡轮前温度限制,在现有成熟预冷技术下最多仅能够使用到 $Ma\ 3$,飞行速度再提高的话只能使用冲压发动机,在飞行马赫数大于3时,其进气道的冲压增压已能够代替涡轮发动机压气机的增压作用,同时可以避免相关的涡轮发动机部件被高温热流破坏。现有宽速域高超声速飞机普遍采用涡轮+冲压等组合动力方案,额外增加的动力系统不仅带来了

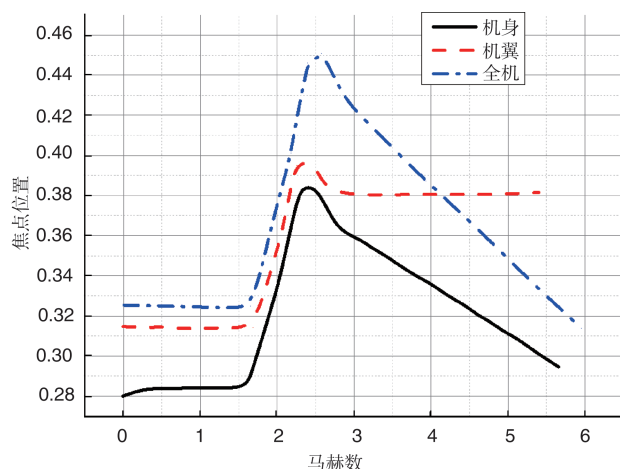


图2 高超声速飞机焦点随马赫数变化情况

Fig.2 Variation of aerodynamic focus of hypersonic aircraft with Mach number

质量代价,一般还会带来更大的横截面积并挤占内部装载空间,使飞机难以兼顾动力和低阻力大容积率的设计要求。高超声速飞机动力选择如图3所示。

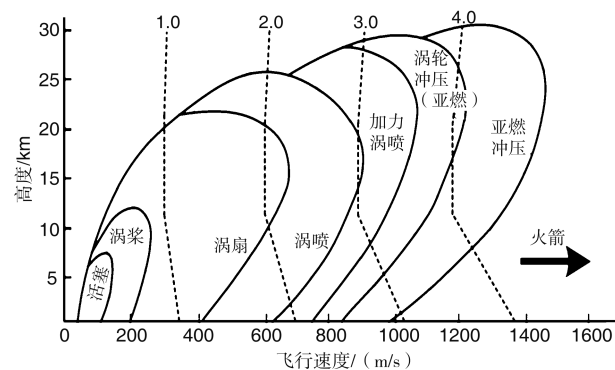


图3 高超声速飞机动力选择^[9]

Fig.3 Hypersonic aircraft power selection^[9]

2 气动布局设计主要矛盾

2.1 低速水平起降与高速巡航矛盾

为满足高超声速飞机在常规机场水平起降的设计要求,需要飞机在低速时拥有较好的升力特性,考虑到低速时的升力机制,主要通过调整机翼参数来满足设计要求。一般需要采用大展弦比机翼,较小的机翼后掠角和起飞翼载。为减少气流分离,翼型相对厚度一般也较大。同时,还需要足够的垂尾面积,以保证飞机离地抬头时的横航向稳定性。

而在高速巡航时,飞机升力主要来自机身,机翼设计要求较低的气动阻力来满足航程要求。而大展弦比机翼会导致激波打到翼面造成额外的激波阻力,同时为保证亚声速

前缘,机翼后掠角也普遍大于 70° ,机翼面积进一步减小,翼型相对厚度和垂尾面积也需要降低。这些气动布局设计的矛盾点制约了飞机外形参数的选择,使飞机的高低速性能无法同时达到最优^[10],表1给出了不同类型飞机的机翼参数对比。

表1 各类飞机机翼展弦比及后掠角的对比

Table 1 Comparison between various aircraft wing aspect ratios and sweep angles

飞机类型	机翼展弦比	机翼后掠角/ $^\circ$
涡桨支线客机	11.0 ~ 12.8	0 ~ 25
喷气运输机	7.0 ~ 9.5	25 ~ 37
公务机	5.0 ~ 8.8	0 ~ 25
超声速战斗机	2.5 ~ 5.0	40 ~ 60
高超声速飞机	<1.5	>70

2.2 低阻力外形与大容积需求矛盾

高超声速飞机在高速飞行时的升阻比对其航程至关重要,同时受限于目前动力系统的技术水平,巡航时的推阻平衡也是设计难点之一。因此,在进行气动布局设计时,要求飞机在高速下具有较高的升阻比和较低的气动阻力,机身设计趋于扁平化,尽量减少飞机的横截面积,机翼厚度也相对较小^[11]。

随着飞行速度的增加,飞机的升阻比上限逐渐降低,如传统飞机 Ma 0.8巡航,升阻比一般在10左右;SR-71的巡航速度提高到 Ma 3.2,其巡航升阻比为6.5左右;而 Ma 5巡航的高超声速飞机,其巡航升阻比只能达到4.5~5.0。同时,高速飞行时使用的冲压发动机比冲也仅有900~1000m/s,明显低于传统涡轮动力3600m/s的水平。

为满足航程要求,高超声速飞机的机内载油系数较高,如波音公司提出的Manta高超声速飞机方案^[12-14],如图4~图6所示。其机内载油系数高达0.53,远高于常规超声速飞机的25%~35%,因此需要飞机拥有较大的内部容积。而高速飞行带来的气动热问题,又会使结构进一步挤占机内空间,机翼也因厚度、隔热等原因无法装载燃油,各方面因素的综合作用导致机内装载空间严重不足。高超声速飞机的气动布局设计难以兼顾低阻力的外形和大容积需求的矛盾。

2.3 飞机与发动机一体化设计矛盾

高超声速飞机一般采用冲压发动机作为高速飞行时的动力形式,为满足推阻平衡、提高整机升阻比、降低结构质量,发动机的进排气设计与机身设计高度一体化,SR-72的并联组合动力系统示意图如图7所示。

机身前体作为进气道的预压缩面对来流进行减速增压,

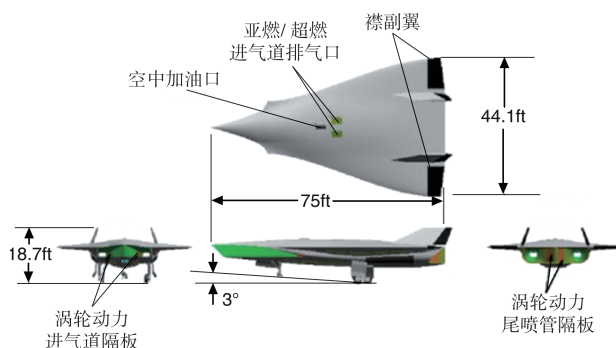


图4 Manta飞机三视图^[12](1ft=304.8mm)

Fig.4 Three views of Manta^[12]

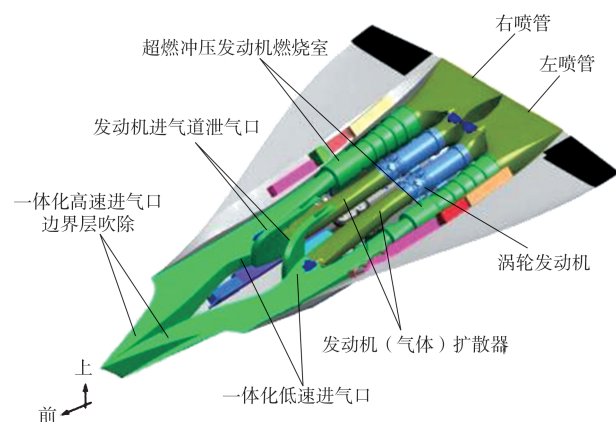


图5 Manta飞机动力系统布置情况^[12]

Fig.5 Power system layout of Manta^[12]

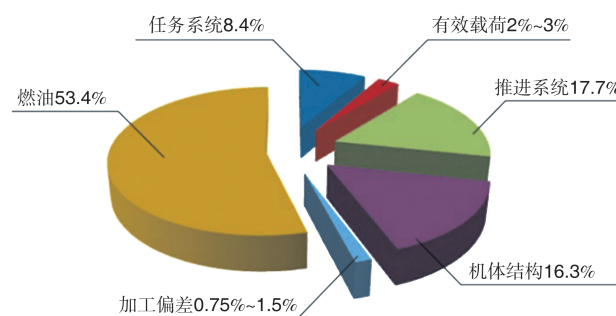


图6 Manta飞机质量组成^[12]

Fig.6 Weight composition of Manta^[12]

同时会产生压缩升力和抬头力矩;机身后体作为尾喷管的膨胀面对尾喷流进行加速降压,同时会产生压缩升力和低头力矩。并且在高速飞行时,推进系统约70%的推力是由进气道和尾喷管产生,机身外形的设计与进排气系统紧密耦合,其设计结果对飞机的升阻力、操稳特性、动力特性等方面影响较大,一体化设计难度高^[15],图8给出了某型高超声速飞机概念方案的动力系统在不同马赫数下各部件的推力占比。

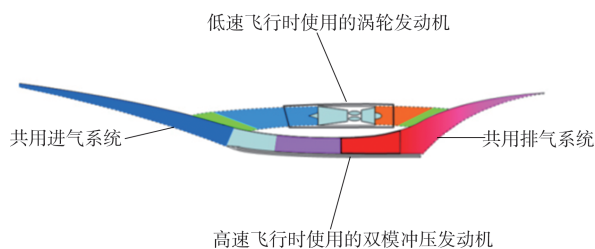


图7 SR-72飞机涡轮基组合循环动力系统

Fig.7 TBCC power system of SR-72

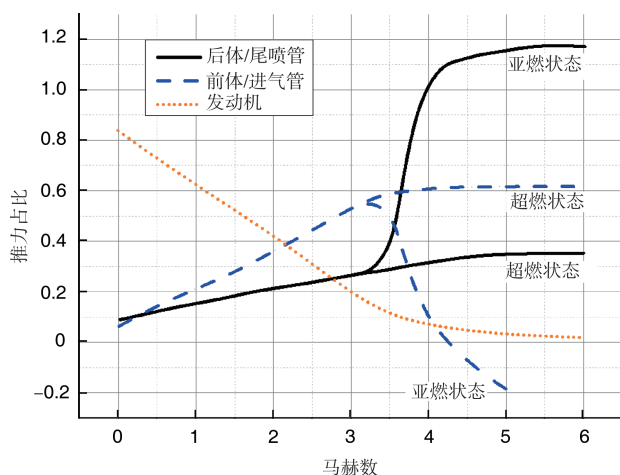


图8 冲压发动机推力组成

Fig.8 Thrust composition of Ramjet

3 SR-72高超声速飞机气动布局分析

2013年,美国洛马公司公布了SR-72高超声速飞机概念方案^[3],如图9所示。其最大飞行速度达到 Ma 6,巡航速度 Ma 5.2,可执行情报/监视/侦察与打击任务,航程超过5000km。

SR-72飞机采用大长细比机身、无平尾单垂尾的翼身



图9 SR-72飞机概念图

Fig.9 SR-72 concept

融合体气动布局,机翼为大后掠双三角翼设计,内段翼后掠角超过 75° ,外段翼后掠角约 55° ,配套两套上下并联的TBCC发动机布置在机身下方,全机长度超过30m,起飞总质量约70~80t。

3.1 推进系统

SR-72采用并联式涡轮基组合循环(turbine based combined cycle, TBCC)发动机,低速段采用涡轮动力实现水平起降,高速段采用冲压动力实现巡航飞行,其中涡轮发动机的最大工作速度将超过 Ma 3,冲压发动机工作范围为 Ma 3~ Ma 6,动力难度相对较小。

动力系统采取上下并联的形式且在机身腹部留出一定空间,猜测应是为满足武器装载需求做出的妥协。但同时也带来了飞机横截面积增大和机身腹部流场复杂等问题,飞发一体化难度也将增加。图10给出了2018年波音公布的概念方案,其选择在机身腹部整体布置左右并联TBCC发动机,在技术方面更加具有可行性^[4]。

图10 波音公布的高超声速概念方案^[4]Fig.10 Hypersonic aircraft concept of Boeing^[4]

3.2 总体气动布局

SR-72的机身不再采用扁平化的设计,凸起的脊背为机内留出了足够的装载空间。机翼采用大后掠双三角翼,并形成类似前缘锯齿的形状,能够在低速大迎角时提供较好的气动特性。

总的来看,SR-72的气动布局向低速性能做出了一定程度的妥协,损失了一定的高速性能。这既是高超声速飞机发展的必然结果,也说明在目前技术条件下无法同时兼顾较好的高低速性能。

3.3 全机总体布置及安定性设计

SR-72采用的非扁平机身提供了充足的机内装载空间,机头可在满足热防护的条件下布置大口径雷达和更大尺寸的机载电子设备,凸出的脊背可用于布置更大的油箱,

以满足航程要求。

SR-72采用单垂尾设计且垂尾面积相对较小,低速及大迎角时存在机身遮挡问题,航向稳定性较难保证。

由于采用无平尾设计,飞机纵向操纵仅依靠机翼后缘的襟副翼,操纵效率较低且配平时会导致升力损失。考虑到宽速域飞行时焦点变化范围较大,为保证高速飞行时飞机拥有足够的操纵能力,低速阶段纵向静稳定度必然过大,飞机未必能够满足起降过程中的操纵要求。

3.4 重心焦点匹配

从洛马公司公布的SR-72概念图来看,机身脊背的凸起位置相较于机翼比较靠前,可认为是为了满足跨声速面积率分布,降低跨声速阻力。但是考虑到油箱主要布置在脊背内,飞行过程中随着燃油的消耗,整机重心变化范围较大。同时,随着速度增加,全机焦点位置变化也较大,飞机的操稳特性难以保证,全速域重心焦点匹配困难。

4 结束语

本文梳理了高超声速飞机总体气动布局设计因素的变化情况,以及存在的设计矛盾点,包括升力机制的变化、焦点机制的变化、动力形式的变化,以及由此带来的低速起降与高速巡航的矛盾、低阻力与大容积的矛盾、飞发一体化矛盾。分析表明,高超声速飞机在总体气动布局设计方面需要综合考虑宽速域条件下所带来的复杂升力机制、复杂焦点变化、复杂动力系统难题,面临着巨大的设计挑战,需要在以下几个方面进行深入研究:

(1)全面开展多学科优化设计。高超声速飞机需要兼顾低速性能、高速性能、内部容积、推进系统、热防护等多个方面,涉及学科多,学科间耦合性强,需要进行综合的优化设计。

(2)飞发一体化综合设计。高超声速飞机在内外流、结构、性能、能源等方面与发动机高度融合,需要主机单位与动力单位协同开展研究,进行综合设计。

(3)加强技术验证机飞行试验。目前,对高超声速技术已有较大的突破,在气动力/气动热、热结构等方面已开展了大量的试验及试飞结果,后续要进一步加强单项技术、集成技术及技术验证机的飞行验证,全面突破高超声速飞机的各项技术,支撑高超声速飞机的研制工作。

AST

参考文献

[1] 党爱国,郭彦朋,王坤.国外高超声速武器发展综述[J].飞航导弹,2013(2):12-19.

Dang Aiguo, Guo Yanpeng, Wang Kun. Review of hypersonic weapon development abroad[J]. Winged Missiles Journal, 2013(2):12-19.(in Chinese)

[2] 韩洪涛,王璐,郑义.2019年国外高超声速技术发展回顾[J].飞航导弹,2020(5):14-18,25.

Han Hongtao, Wang Lu, Deng Yi. Review of hypersonic technology development abroad in 2019[J]. Winged Missiles Journal, 2020(5):14-18, 25.(in Chinese)

[3] 姚源,陈萱.美国发布SR-72高超声速飞机概念[J].中国航天,2013(12):39-41.

Yao Yuan, Chen Xuan. U.S. releases SR-72 hypersonic aircraft concept[J]. Aerospace China, 2013(12):39-41.(in Chinese)

[4] 苏霓.波音高超声速民机与军机概念方案的对比[J].国际航空,2018(8):29-31.

Su Ni. Comparison of Boeing hypersonic civil aircraft and military aircraft conceptual schemes[J]. International Aviation, 2018(8):29-31.(in Chinese)

[5] 廖孟豪,李宪开,窦相民.美国高超声速作战飞机气动布局演化分析[J].航空科学技术,2020,31(11):3-6.

Liao Menghao, Li Xiankai, Dou Xiangmin. Evolution analysis of aerodynamic configuration of hypersonic military aircraft in USA[J]. Aeronautical Science & Technology, 2020,31(11):3-6.(in Chinese)

[6] Gong C, Chen B, Gu L. Design and optimization of RBCC powered suborbital reusable launch vehicle[C]//AIAA International Space Planes & Hypersonic Systems & Technologies Conference, 2013.

[7] Hamm D, Best D. Hypersonic design[C]//4th International Aerospace Planes Conference, 1992.

[8] 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.

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.(in Chinese)

[9] 有连兴.临近空间高马赫数无人机概念设计方法研究[D].南京:南京航空航天大学,2017.

You Lianxing. Conceptual design methodology for near space high supersonic unmanned aerial vehicle[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017. (in Chinese)

- [10] 罗金玲, 徐敏, 刘杰. 一体化外形的高超声速飞机升阻特性研究[J]. 宇航学报, 2007, 28(6): 1478-1481.
Luo Jinling, Xu Min, Liu Jie. Research on lift-drag characteristics of hypersonic aircraft with integrated shape[J]. Journal of Astronautics, 2007, 28(6): 1478-1481. (in Chinese)
- [11] Orton G F, Scuderi L F. A hypersonic cruiser concept for the 21st century[C]// AIAA and SAE, 1998 World Aviation Conference, 1998.
- [12] 林鹏, 左林玄, 王霄, 等. 未来作战飞机飞发一体化技术的思考[J]. 航空动力, 2018(2): 52-57.
Lin Peng, Zuo Linxuan, Wang Xiao, et al. Thoughts on the integration technology of combat aircraft in the future[J]. Aerospace Power, 2018(2): 52-57. (in Chinese)
- [13] Orton G F. Air-breathing hypersonics research at Boeing phantom works[C]// AIAA/AAAF International Space Planes & Hypersonic Systems & Technologies Conference, 2002.
- [14] 王在铎, 王惠, 丁楠, 等. 高超声速飞行器技术研究进展[J]. 科技导报, 2021, 39(11): 59-67.
Wang Zaiduo, Wang Hui, Ding Nan, et al. Research on the development of hypersonic vehicle technology[J]. Science & Technology Review, 2021, 39(11): 59-67. (in Chinese)
- [15] 罗世彬. 高超声速飞机机体/发动机一体化及总体多学科设计优化方法研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2004.
Luo Shibin. Research on airframe/engine integration issues and multidisciplinary design optimization methods for airbreathing hypersonic vehicle[D]. Changsha: Defense Science University, 2004. (in Chinese)

Analysis of Design Characteristics of Overall Aerodynamic Layout of Hypersonic Aircraft

Chen Zhaobin¹, Liao Menghao², Li Fei¹, Cao Wei¹

1. Yangzhou CIRI, AVIC Shenyang Aircraft Design & Research Institute, Yangzhou 225000, China

2. Chinese Aeronautical Establishment, Beijing 100029, China

Abstract: This paper sorts out the changes in the design factors of the overall aerodynamic layout of hypersonic aircraft, completes the analysis of the conceptual scheme of a hypersonic aircraft and the SR-72 hypersonic aircraft scheme proposed by Lockheed Martin in the United States, and summarizes the overall hypersonic aircraft multiple contradictions in the aerodynamic layout design. Based on the existing program data, it also innovatively proposes a comprehensive design idea for the overall aerodynamic layout of the hypersonic aircraft that comprehensively considers factors such as lift mechanism, focus changes, dynamic form changes, and internal volume. The key areas and key issues of hypersonic aircraft design are put forward, which provides reference and development suggestions for the research work of hypersonic aircraft in China.

Key Words: hypersonic; overall aerodynamic layout; design contraction; difficulties analysis