

高机动变体飞机总体参数设计



王玉浩,胡婕,张健

航空工业沈阳飞机设计研究所, 沈阳 110035

摘 要:变体飞机作为一种新概念飞行器,涉及气动、结构、材料、控制等多学科,是先进飞行器重要发展方向,其开创性地应用各种新型变形技术,实现飞机构型与飞行环境、飞行状态、作战任务相匹配,最大限度发挥构型优势,具备传统飞机无法实现或者无法以同等性能实现的能力。变体飞机在拓展作战飞机能力边界的同时也提升了设计难度,尤其是针对高机动作战类变体飞机的总体参数设计。从变体飞机的性能优势与技术推动两个方面阐述变体飞机发展的必然趋势;从战技指标高、性能约束耦合复杂及初始数据要求繁多且精确三个角度分析了变体飞机总体参数设计阶段面临的问题及难点;梳理了变体飞机总体参数设计流程、初始参数选择方法、空战类飞机常用性能约束条件及设计点选择分析方法,之后通过尾翼变体飞机总体参数设计实例,验证总体参数设计流程,选取总体参数组合满足总体指标要求;最后给出变体飞机总体参数设计后续工作与思考。

关键词:变体飞机;高机动飞机;总体参数;推重比;翼载荷

中图分类号:V224

文献标识码:A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2022.12.004

变体飞机是指能够在飞行过程中改变气动外形,如机翼面积、展弦比或后掠角等,使在不同飞行状态下性能保持最佳的飞行器^[1-2]。本文研究对象为较大尺寸变形飞机平台总体参数设计流程,实现单一平台融合不同布局优势,获得速度、机动、生存力等平衡发展,以具备传统飞机无法实现或者无法同等性能实现的能力。

对于一个完整作战任务,不同任务阶段对作战飞机的飞行、机性及隐身性能等提出不同能力需求。如巡航阶段,追求高隐身能力,降低被发现概率,高巡航效率,提高航程航时;突防阶段,追求高隐身能力与飞行速度,以快速抵近接敌,先敌发现与攻击,提升作战能力;空战阶段,兼顾隐身能力、追求大过载、加减速、快速转弯等机动能力。飞机布局形式是影响飞行、机动、隐身性能的主要因素。大展弦比在亚声速最大升阻比较大,小展弦比在超声速最大升阻比较大;简洁气动布局(如类无尾布局)隐身性能好,但往往机动能力受限。变体飞机面向任务需求,采用构型变化化解隐身与气动矛盾,使得期望隐身、飞行、机动能力在单一平台分时实现。

飞机出现并高速发展的一个多世纪以来,变体技术也在飞机上不断涌现,襟翼、副翼、变后掠、可收放起落架、可调进气道、偏转喷管都可以看作变体的初期阶段,并在不同

程度上改善了飞机的气动特性和飞行性能。随着材料技术、驱动技术的发展及新型变体方式的提出,变体飞机结构与重量方面的代价逐渐消弱,变体优势逐渐凸显。以美国为首的世界军事强国都在加大部署变体飞机研究,并开展演示验证。

需求牵引与技术推动双轮驱动之下,变体飞机向着非定常气动力、时变结构动力学、气动伺服弹性力学、智能材料与结构力学、智能感知与控制科学等多学科深度融合发展,其代表了航空技术进入一个全新阶段,越来越受到设计人员的青睐。

1 变体飞机总体参数设计面临的问题

变体飞机面向需求设计,拓展总体设计空间,在赢得任务优势的同时,也显著提升了设计难度。在总体设计上的思想和方法与常规飞机有所不同,变体飞机的总体设计必须考虑多学科交叉综合。通过总体与气动协调优化设计以保证不同飞行条件下具有较高的气动、机动、隐身性能。

目前,变体飞机总体设计面临的难题主要有:一是总体参数设计过程假设参数较少,分析采用经验数据、经验公式,往往无法充分表征变化带来的气动收益^[3-4];二是空战

收稿日期: 2022-10-18; 退修日期: 2022-11-05; 录用日期: 2022-11-15

引用格式: Wang Yuhao, Hu Jie, Zhang Jian. Primary parameter design of high maneuverable morphing aircraft[J]. Aeronautical Science & Technology, 2022, 33(12): 41-46. 王玉浩, 胡婕, 张健. 高机动变体飞机总体参数设计[J]. 航空科学技术, 2022, 33(12): 41-46.

类飞机总体参数设计阶段战技指标约束严苛,甚至内在相互矛盾,要统筹考虑加速性、爬升、非正常盘旋等非显性机动性能约束,各指标耦合更为复杂^[5-6];三是除变体飞行满足以上约束外,构型设计初,亟须厘清构型关联关系,合理分配性能约束簇,进一步增加总体设计工作的复杂程度。

因而面向变体飞机总体设计,基于气动仿真、动力、重量估算数据,综合分析各类战技指标及敏感性,权衡翼载荷与推重比,精确选择“最佳”设计点的难题亟待解决^[7]。

2 变体飞机总体参数设计流程

2.1 流程描述

变体飞机总体参数设计流程关注构型间关联参数及多变量耦合特点,从任务剖面分析、指标构型解耦出发,设计突出不同任务特征的变体飞机构型;根据构型特点、初步仿真或者经验数据,获得气动、动力、重量(质量)数据,以分解指标为约束,开展约束分析;综合多个构型约束开展界限

图、地毯图分析,选择鲁棒设计点并开展总体参数摄动分析;收敛总体参数,获得翼载荷、推重比,最终确定多构型初始布局,气动、重量、动力等专业指标约束^[8]。整个设计流程如图1所示。

2.2 构型设计

由于战技指标较高,单一构型难以全面实现,采用变体思想分时解耦指标矛盾,根据任务特点及战技指标要求,开展草图设计及变体形式确认。根据变体飞机多种构型间关联关系及各自的气动特征,分解战技指标要求。构型与战技指标、任务需求匹配后,完成各构型约束分配,初步固化构型草图和基本气动参数。

2.3 初始数据确定

初始数据确定阶段主要功能是确定重量、动力、气动数据。

(1) 重量数据

无人机起飞重量分解为空机重量、燃油重量和有效载

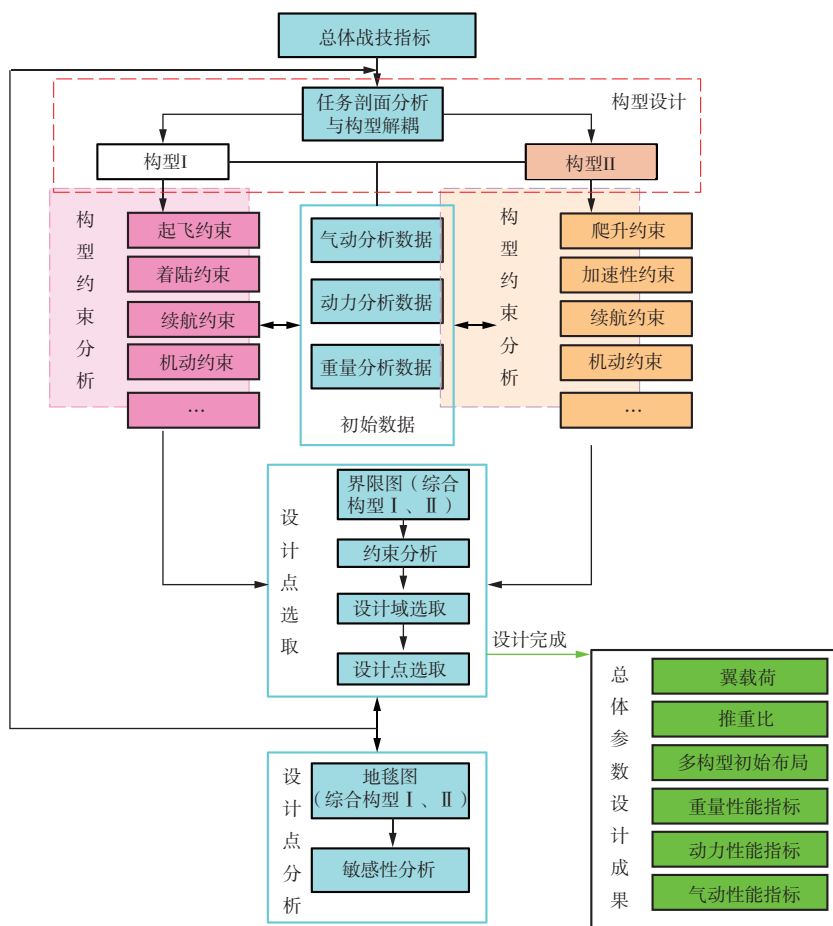


图1 变体飞机总体参数设计流程

Fig.1 Primary parameter design of morphing aircraft

荷,并可以表示为重量系数形式。空机重量系数估算以重量估算统计公式为工具,以同用途现有空战类飞机为样本,综合考虑有无差别,兼顾未来技术发展,添加合理的修正因子进行估算。燃油重量系数估算取决于飞行任务、气动特性以及发动机耗油率,目前燃油重量系数面向典型任务,兼顾变体后布局气动特征,选有基于现有发动机优化后耗油率,并考虑设计所需着陆余油和死油(一般取其系数为6%)。有效载荷在设计指标中已经给定,按照重量占比计算起飞总重^[9]。

(2) 动力数据

采用目前货架发动机数据,重点关注耗油率和推力特性,并在优化修正后用于总体参数权衡。

(3) 气动数据

结合变体飞机各构型方案草图,构建变体飞机外形,采用仿真计算,获得各构型气动特性,并加以现有型号经验修正。性能约束分析所需气动特性包括变体飞机各构型零升阻力系数(C_{D0})、升致阻力因子(K_1)及随马赫数变化情况,升力系数(C_L)随迎角变化情况特征参数^[10],或者直接求取两种构型升阻特性,借助插值方法用于总体参数设计。

2.4 构型约束分析

根据构型设计阶段约束分配和确定的初始参数,面向各构型开展约束分析,构建各构型间关联参数,实现构型间并行联动分析,并对各构型约束进行分级处理,如对于高机动变体飞机,重点关注机动性能等强约束,最后考虑起降等弱约束。目前高机动变体飞机性能约束主要包括起降约束、爬升约束、高度—速度范围、续航约束、机动约束、下滑约束等。

2.5 设计点选取

由于变体飞机构型之间的耦合关系与界限图需要一定程度的关联,界限图分析变得相对复杂,同时总体参数推重比(T/W)与翼载荷(W/S)的选择结果,需要满足变体飞机多种构型的性能约束。考虑多种构型飞行约束间关联,将各自构型的界限图进行合并,绘制到同一张界限图上,这样形成的可行域内 T/W 与 W/S 的各种组合,都可以同时满足两种构型的飞行约束,最后在该设计域内选择合适设计点。

2.6 设计点权衡分析

常规飞机总体参数的权衡分析可选择起飞重量、 T/W 与 W/S 这三个参数形成地毯图,也可选其他性能、 T/W 与 W/S 形成地毯图。高机动变体飞机摄动分析过程需考虑气动性能、推力特性摄动后性能约束满足情况。

3 变体飞机总体参数设计实例

设计一款高机动、高隐身、超声速作战飞机,具体指标见表1。

表1 指标构型分解

Table 1 Index decomposition

科目	总体指标	无尾布局	有尾布局
稳定盘旋/g	7	7	6
瞬时盘旋/g	12	8	12
加减速性能/s	亚声速 ≤ 24	24	24
	超声速 ≤ 60	60	65
单位剩余功率/(m/s)	≤ 210	210	180
载荷能力/kg	800	800	800

基于任务剖面与给定总体战术技术指标,识别超声速、高机动、高隐身的矛盾,通过变体技术将无尾构型与有尾构型融合设计于单一平台,构型与任务使用相匹配,发挥构型优势。基于任务的构型分解如图2所示。

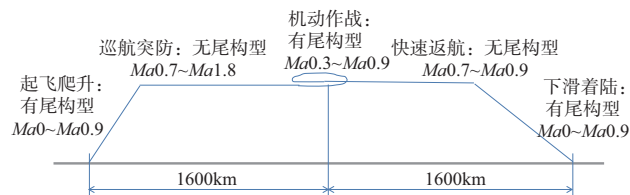


图2 典型任务剖面

Fig.2 Typical mission profile

变体飞机选用两侧进气、变尾翼气动布局。(1)巡航状态:采用无尾构型,可折叠全动垂尾放平,构成无尾翼构型,隐身性能、升阻特性优异,同时减弱机动需求,创新航向操纵面,飞机满足基本亚、跨、超声速平飞和基本机动能力。(2)机动状态:采用有尾构型,可折叠全动垂尾竖起,构成V尾构型,机动与操纵特性良好。方案草图如图3所示。其中,机翼参考面积、翼展、前缘后掠角参数为调整变量,机身参数保持不变。

研究发现,可折叠全动垂尾位于机翼主升力面之后,其

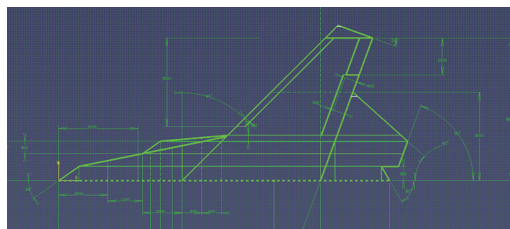


图3 变体布局草图设计

Fig.3 Morphing aircraft layout sketch design

折叠位置变化对全机焦点影响小,两种构型在相同工况下纵向稳定度变化可接受,这也是该种形式有/无尾构型切换可行的重要原因。根据初步草图设计,基于现有经验,开展指标与性能约束分配见表1。

根据初步草图设计,估算变体有尾、无尾两种构型气动特性,并结合相似布局经验修正,获得布局气动特性如图4~图6所示。以航程需求为约束,结合气动特性与剖面构型分配,计算燃油系数为32%。基于指标要求,结合经验空机重量系数,求取起飞重量为15000kg,机动重量约为12500kg。

基于货架发动机推力水平,考虑提升潜力加以修正。选择稳定盘旋过载,瞬时盘旋过载能力,亚、跨声速加速能力,单位剩余功率等约束,开展机动点约束分析。为简化分析过程,两种构型选择相同参考机翼面积,两构型总体参数

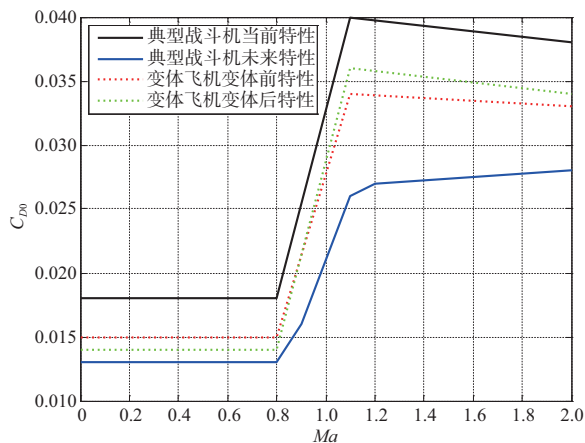


图4 变体飞机 C_{D0} - Ma 特性

Fig.4 Morphing aircraft characteristics C_{D0} - Ma

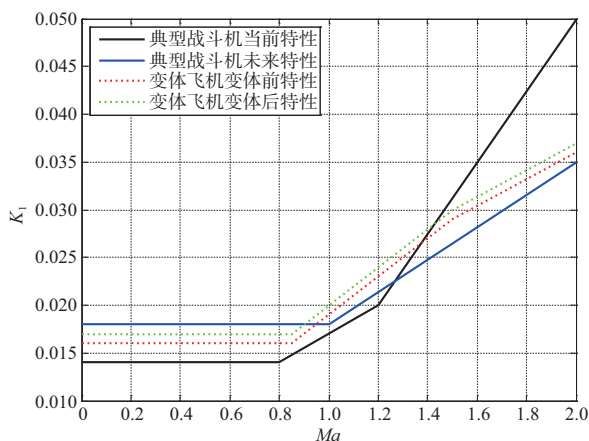


图5 变体飞机 K_I - Ma 特性

Fig.5 Morphing aircraft characteristics K_I - Ma

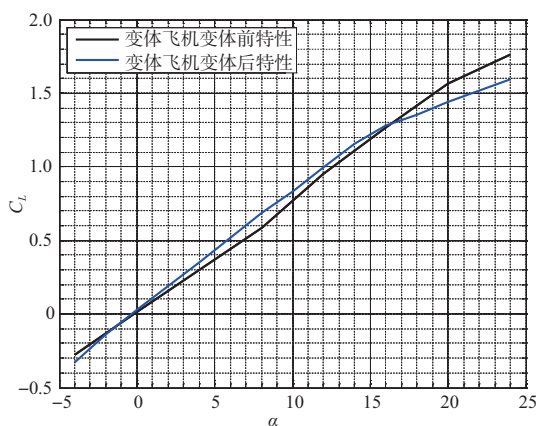


图6 变体飞机 C_L - α 特性

Fig.6 Morphing aircraft characteristics C_L - α

设计过程出现在气动特性方面非线性耦合,只需在两张界限图中选择分别满足各自性能约束的翼载荷与推重比,取两构型可行域的交集即可满足总体战技指标约束。

在第一轮初始参数估计下,确定无尾、有尾两种构型的总体参数可行域如图7、图8所示(图中约束线说明:深蓝色为稳定盘旋过载,黑色为亚声速加速性能,红色为超声速加速性能,绿色为瞬时盘旋过载性能,浅蓝色为单位剩余功率),满足全体战技指标约束的飞机总体参数如图9所示,推重比被限制在1.04~1.05,翼载荷被限制在360~385kg/m²。由此可以看出,设计域狭窄,摄动能力差,不利于后期设计。

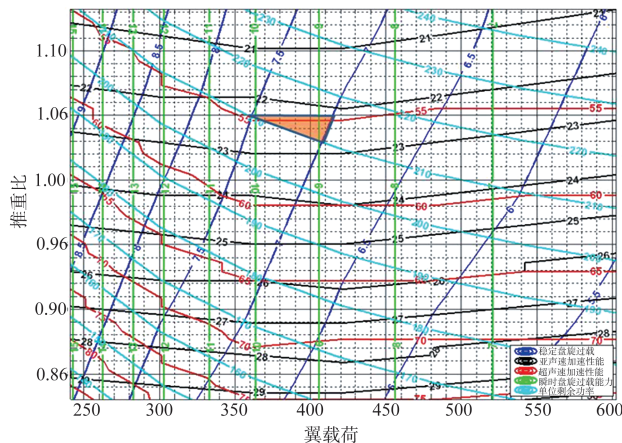


图7 无尾构型总体参数设计图

Fig.7 Parameter design figure of tailless configuration

优化气动布局,变体布局阻力优化约8%后,获得参数设计域如图10所示,推重比选取1.01~1.05,翼载荷选取330~385kg/m²。为保证所选总体参数的鲁棒性,选择设计

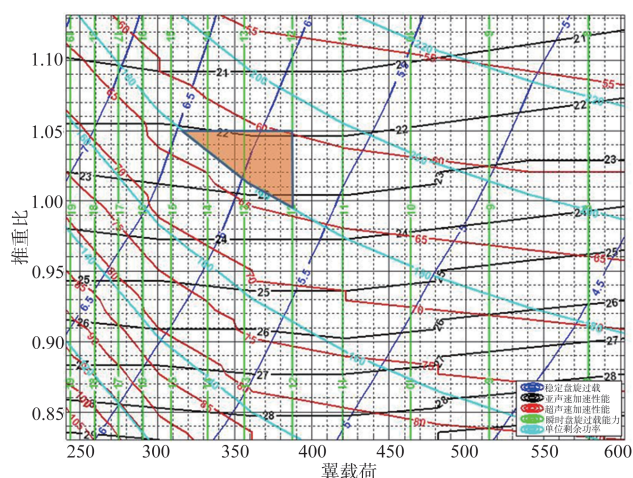


图8 有尾构型总体参数设计图

Fig.8 Parameter design figure of tail configuration

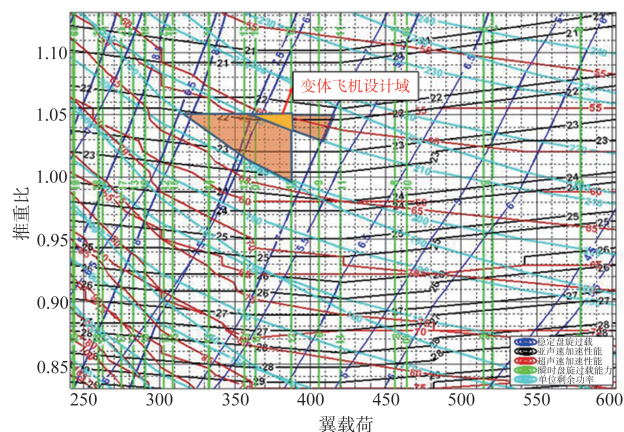


图9 变体飞机总体参数设计

Fig. 9 Parameter design figure of morphing aircraft

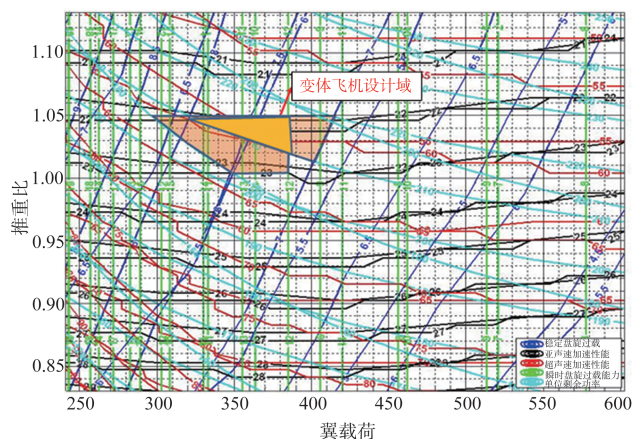


图10 变体飞机优化后总体参数设计

Fig.10 Optimized parameter design figure of morphing aircraft

域中间点,即推重比为 1.03,翼载荷为 360kg/m^2 ,细化后总体参数见表2。

表2 总体参数列表

Table 2 Master parameter list

科目	总体指标	无尾构型	有尾构型
总体参数	起飞重量/kg	15000	15000
	空机重量/kg	9400	9400
	燃油重量/kg	4800	4800
	载荷能力/kg	800	800
	翼载荷/(kg/m^2)	360	360
	推重比	1.02	1.02
气动参数	机翼参考面积/ m^2	41.667	41.667
	翼展/m	12	12
	前缘后掠角/($^\circ$)	42	42
	C_{D0} (亚/超声速)	0.015/0.034	0.018/0.036
	K_1 (亚/超声速)	0.012/0.030	0.014/0.033
动力参数	$C_{L\max}$	0.8 (迎角限制)	1.4
	推力/kgf	≤ 15500	≤ 15500
	耗油率/ $\text{kg}/(\text{kgf}\cdot\text{h})$	≥ 0.85	≥ 0.85

4 结束语

本文分析了变体飞机的发展趋势以及变体飞机总体参数设计面临的问题,梳理了变体飞机总体参数设计流程和总体参数设计约束,以尾翼变体飞机总体参数设计为实例,优选了满足设计指标设计点。

变体飞机各构型设计域交集常常出现为空集或狭小,需要不断优化布局,调整参数,多轮迭代才能找到稳健设计点,并针对选定总体参数开展参数摄动分析,厘清各参数之间相关性,伴随设计细化不断修正设计点,保证全设计流程总体参数的稳定。

AST

参考文献

- [1] 乐挺,王立新,艾俊强. 变体飞机设计的主要关键技术[J]. 飞行力学,2009,27(5):5.
Yue Ting, Wang Lixin, Ai Junqiang. Key technologies in morphing aircraft design[J]. Flight Dynamics, 2009, 27(5):5. (in Chinese)
- [2] 桑为民,陈年旭. 变体飞机的研究进展及其关键技术[J]. 飞行力学,2009,27(6):5.
Sang Weimin, Chen Nianxu. Development and key technologies of the morphing aircraft [J]. Flight Dynamics, 2009, 27(6):5. (in Chinese)
- [3] 李军府,艾俊强,董海峰. 飞机变形技术发展探究[J]. 航空科学技术,2009(2):3-5.

- Li Junfu, Ai Junqiang, Dong Haifeng. Research on the development of aircraft morphing technologies[J] *Aeronautical Science & Technology*, 2009(2):3-5.(in Chinese)
- [4] 段辰龙, 巩子元, 李岩. 高性能缩比无人机关键总体参数分析及优化[J] *航空科学技术*, 2022(4):2.
Duan Chenlong, Gong Ziyuan, Li Yan. Analysis and optimization of key population parameters of high-performance scaled UAV[J]. *Aeronautical Science & Technology*, 2022(4):2.(in Chinese)
- [5] Jha A K, Kudva J N. Morphing aircraft concepts, classifications, and challenges [J]. *Proceedings of SPIE-The International Society for Optical Engineering*, 2004, 5388:213-224.
- [6] 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)
- [7] 王和平. 歼击机总体参数的多目标优化设计方法[J]. *西北工业大学学报*, 1998, 16(1):5.
Wang Heping. Multiobjective optimization method for fighter configuration parameter design[J]. *Journal of the Northwestern Polytechnical University*, 1998, 16(1):5.(in Chinese)
- [8] 胡添元, 余雄庆. 多学科设计优化在非规范布局飞机总体设计中的应用[J]. *航空学报*, 2011, 32(1):11.
Hu Tianyuan, Yu Xiongqing. Preliminary design of unconventional configuration aircraft using multidisciplinary design optimization[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2011, 32(1):11.(in Chinese)
- [9] 顾诵芬, 解思适. 飞机总体设计[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2001.
Gu Songfen, Xie Sishi. *Aircraft overall design*[M]. Beijing: Beijing University Press, 2001.(in Chinese)
- [10] 方宝瑞. 飞机气动布局设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 1997.
Fang Baorui. *Aircraft aerodynamic design*[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1997.(in Chinese)

Primary Parameter Design of High Maneuverable Morphing Aircraft

Wang Yuhao, Hu Jie, Zhang Jian

AVIC Shenyang Aircraft Design and Research Institute, Shenyang 110035, China

Abstract: As an important direction of advanced aircraft, morphing aircraft involves many disciplines such as aerodynamics, structure, materials and control. It creatively applies various new technologies to realize the matching of aircraft configuration with flight environment, flight status and combat tasks. Different from traditional aircraft, morphing aircraft maximizes configuration advantages. Morphing aircraft not only expands the capability boundary of combat, but also improves the design difficulty, especially the primary parameter design of highly maneuverable combat morphing aircraft. This paper expounds the inevitable trend of variant aircraft development from two aspects: performance advantages and technical promotion. Firstly, the problems and difficulties in the overall parameter design stage of variant aircraft are analyzed from three aspects: High technical performance, complex performance constraint coupling and various accurate initial data requirements. Secondly, primary parameter design process, initial parameter selection method, common performance constraints and design point selection analysis method of morphing aircraft are combed. Then, the primary parameter design process is verified by the example of tail morphing aircraft, and the primary parameters meet the overall performance requirements. Finally, the follow-up work and thinking on the overall parameter design of variant aircraft are given.

Key Words: morphing aircraft; high maneuverable aircraft; primary parameters; thrust weight ratio; wing load