

文章编号: 1674-8190(2022)02-009-09

# 飞翼布局飞行器可伸缩腹部襟翼气动分析

陈宪, 陈诚, 黄江涛, 钟世东, 何成军

(中国空气动力研究与发展中心 空天技术研究所, 绵阳 621000)

**摘要:** 研究可伸缩腹部襟翼对飞翼布局飞行器的增升作用, 可以分析其对飞行器气动力的影响规律。以某飞翼布局飞行器为初始外形, 利用数值模拟方法针对可伸缩腹部襟翼伸展时的缝隙分布进行选型; 在此基础上, 分析腹部襟翼不同收起状态的全机气动力特性。结果表明: 可伸缩腹部襟翼完全伸展时, 山字形舵片之间的缝隙能够有效减轻其后方的气流分离, 增强增升效果, 并且当缝隙宽度和山字形舵片宽度一致时, 增升效果最好; 在可伸缩腹部襟翼收起过程中, 俯仰力矩系数随腹部襟翼高度改变呈准线性变化趋势, 并且可伸缩腹部襟翼的增升效果优于相同高度的无缝隙腹部襟翼。

**关键词:** 飞翼布局; 腹部襟翼; 可伸缩性; 气动特性; 起降阶段

**中图分类号:** V211.41

**DOI:** 10.16615/j.cnki.1674-8190.2022.02.02

文献标识码: A

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



## Aerodynamic Analysis of Retractable Belly Flap for a Flying Wing Aircraft

CHEN Xian, CHEN Cheng, HUANG Jiangtao, ZHONG Shidong, HE Chengjun

(Aerospace Technology Institute, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

**Abstract:** The study on the lift enhancement effect of the retractable belly flap on the flying wing configuration can conclude the effect rules on aircraft aerodynamic force. A flying wing configuration model is taken as the initial shape of flying wing configuration aircraft, the numerical simulation distribution method is used to select the types of crevices distribution on the retractable belly flap. And on this basis, the characteristic of aircraft aerodynamic forces under different retracted states of the belly flap is analyzed. The results show that the retractable belly flap, when it is fully extended, can effectively lighten the air separation behind it and enhance the lift. When the crevice width is the same as the width of the hill shaped rudder, the effect of lift enhancement is the best. The pitching moment shows a quasi-linear growth with the decrease of the height of the retractable belly flap during the belly flap retraction process. Moreover, the lift enhancement effect of the retractable belly flap is better than that of the seamless belly flap at the same height.

**Key words:** flying wing configuration; belly flap; retractable performance; aerodynamic characteristics; take-off and landing process

收稿日期: 2021-07-04; 修回日期: 2021-09-16

通信作者: 黄江涛, hjtcyf@163.com

引用格式: 陈宪, 陈诚, 黄江涛, 等. 飞翼布局飞行器可伸缩腹部襟翼气动分析[J]. 航空工程进展, 2022, 13(2): 9-17.

CHEN Xian, CHEN Cheng, HUANG Jiangtao, et al. Aerodynamic analysis of retractable belly flap for a flying wing aircraft[J].

Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2022, 13(2): 9-17. (in Chinese)

## 0 引言

在飞行器的降落过程中,若进场速度过高,容易导致安全事故,会对飞行器结构造成破坏<sup>[1-2]</sup>。为了降低飞行器着陆过程中的进场速度,增加安全性,通常需要在飞行器上安装增升装置<sup>[3-4]</sup>。D. S. Yann 等<sup>[5]</sup>、陈曦<sup>[6]</sup>、张同鑫等<sup>[7]</sup>分别研究了安装腹部襟翼后飞行器气动特性的变化,结果表明,腹部襟翼能够在飞行器起降过程中有效增加飞行器升力。当腹部襟翼打开时,其前方气流速度减小,压力升高,从而提高了飞行器整体升力系数,因此能够在飞行器降落阶段有效降低进场速度。然而,上述研究在有关腹部襟翼的数值模拟或者风洞试验中,仅将腹部襟翼简化为飞行器下表面的一块平板,这与工程实际还有比较大的差距。之后,陈宪等<sup>[8]</sup>根据工程应用实际,将腹部襟翼设计为一种可绕转轴偏转的舵面。然而,这种腹部襟翼收起时,飞行器下表面仍然存在较大缝隙,并且铰链等装置会导致机体下表面存在不光滑凸起,从而破坏飞行器的隐身性能<sup>[9]</sup>。隐身性能是飞行器的重要指标,甚至直接关系到飞行器在战场的生存能力<sup>[10-11]</sup>。

综上所述,当腹部襟翼打开时,其后方区域气流将出现严重的分离现象,一方面将在一定程度上减弱增升效果,另一方面也将导致俯仰力矩随着腹部襟翼偏转出现非线性变化,从而为配平带来更大压力<sup>[8,12-13]</sup>。此外,相对于常规布局,飞翼布局飞行器操纵面主要分布于机翼后缘,力臂较短,因此配平附加力矩需要付出更大的升力损失。若腹部襟翼能够提供线性变化的力矩增量,则能够改善纵向操纵性能。

本文以某飞翼布局飞行器为初始外形,对可伸缩腹部襟翼进行初步设计,分析可伸缩腹部襟翼对飞行器气动力的影响规律,以期为工程实用化提供参考。

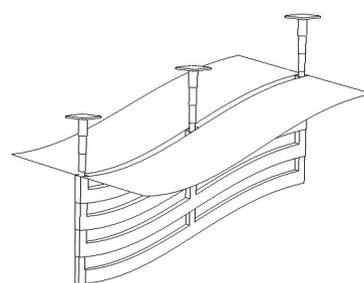
## 1 可伸缩腹部襟翼初步设计

根据项目组前期的研究结果<sup>[8]</sup>,腹部襟翼的弦向安装位置对于腹部襟翼的增升效果具有重要影响,并且当腹部襟翼位于重心后 40% 平均气动弦长( $C_A$ )时,在大迎角状态下仍具有良好的增升效果。因此,本文将腹部襟翼安装在重心后 40%  $C_A$

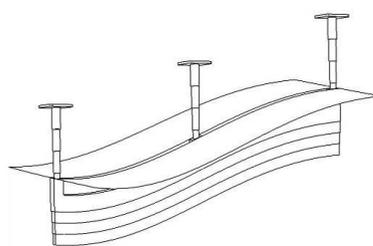
位置上。

腹部襟翼的高度和宽度对其增升效果也有一定影响,腹部襟翼高度越高,宽度越宽,其增升效果越好<sup>[7-8]</sup>。然而,当腹部襟翼宽度大于中央体时,飞翼布局飞行器后缘的升降舵将处于分离气流中,从而舵效受到较大影响<sup>[8]</sup>,因此,本文腹部襟翼的宽度与飞翼布局飞行器中央体一致。同时,为了保证降落安全,腹部襟翼高度主要受到起落架高度以及擦地角的限制,即当飞行器起落架主轮着地时,腹部襟翼在完全伸展状态下不能擦地。

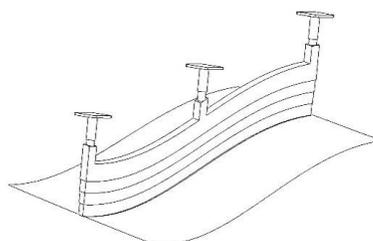
可伸缩腹部襟翼的示意图如图 1 所示,可以看出:可伸缩腹部襟翼由若干片山字形舵片组成,山字形舵片之间由三个垂直向下多段伸缩杆共同连接,且上一个山字形舵片可以完全插入下一个山字形舵片。



(a) 腹部襟翼伸展状态



(b) 腹部襟翼完全收起状态



(c) 腹部襟翼缩入机身

图 1 可伸缩腹部襟翼示意图

Fig. 1 Diagrams of the retractable belly flap

多段伸缩杆底部装有作动器,可驱动多段伸缩杆的伸展和缩收。腹部襟翼伸展状态如图 1(a)

所示,此时山字形舵片相互分开,舵片之间出现缝隙。若伸缩杆收缩,山字形舵片之间的缝隙宽度将不断减小,直至完全消失,此时腹部襟翼完全收起,高度变为完全伸展状态的一半(如图1(b)所示)。完全收起状态的腹部襟翼可通过伸缩杆收缩进一步缩入飞行器腹部内部(如图1(c)所示)。若将山字形舵片顶部设计为完全与飞行器下表面重合,则当腹部襟翼缩入机身时,飞行器腹部几乎无缝隙,从而保证了飞行器整体的隐身性能不被破坏。

由于可伸缩腹部襟翼山字形舵片分布方式直接影响了其板面缝隙大小,并且在腹部襟翼伸展或收起过程中,舵片间缝隙宽度和腹部襟翼高度都在不断变小,这些过程都将导致气动力的变化。与可伸缩腹部襟翼相关的气动力变化规律对设计具有重要的指导作用,因而需要进一步研究。

## 2 计算状态与模型

本文数值模拟采用基于有限体积法的三维非结构求解器PMB3D<sup>[14-15]</sup>,该求解器由中国空气动力研究与发展中心开发,控制方程为非定常可压缩RANS(Reynolds-Averaged Navier-Stokes)方程,湍流模型选择的是SA模型。

非定常可压缩RANS方程的守恒积分形式<sup>[7]</sup>如式(1)所示。

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V \mathbf{Q} dV + \iint_S \mathbf{f} \cdot \mathbf{n} dS = 0 \quad (1)$$

式中: $t$ 为时间量; $V$ 为控制体体积; $S$ 为控制体表面积; $\mathbf{Q}$ 为守恒变量; $\mathbf{f}$ 为无黏通量和黏性通量之和; $\mathbf{n}$ 为控制体表面 $S$ 的外法向单位矢量。

所用的飞翼布局飞行器模型几何参数如表1所示。数值模拟采用由pointwise软件生成的非结构网格,半模模型的网格划分如图2所示。网格总量约为2000万网格单元,网格第一层距离为 $1 \times 10^{-5}$  m,计算迎角为 $-4^\circ \sim 18^\circ$ , $Ma$ 为0.2,高度取海平面高度。

表1 模型几何参数  
Table 1 Geometry parameters of the model

参数	数值
平均气动弦长/m	0.94
参考面积/m <sup>2</sup>	1.82
力矩参考点坐标/m	(0.89, 0, 0)
翼展/m	2.88
腹部襟翼宽度/m	0.216
腹部襟翼展开后的高度/m	0.086

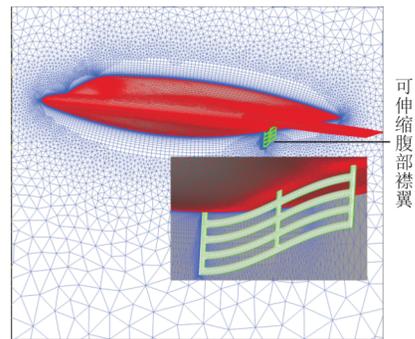
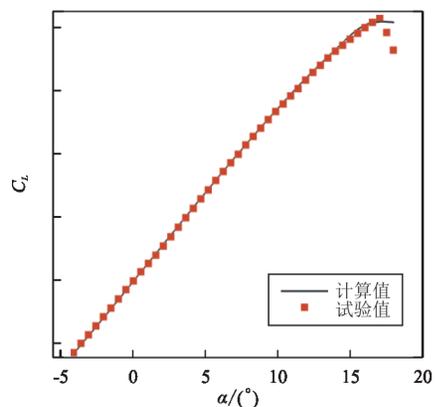


图2 半模模型的网格划分  
Fig. 2 Grid of the half model

为了验证模型的可靠性,对飞翼布局腹部襟翼完全缩入机身的状态(即干净构型状态)进行计算,并将计算结果与FL-17风洞测力试验所得气动力系数<sup>[8]</sup>进行对比,结果如图3所示,可以看出:数值计算所得的升力系数、阻力系数以及俯仰力矩系数与风洞测力试验结果吻合良好,表明所采用的数值计算方法可靠。因此,本文采用数值方法研究可伸缩腹部襟翼对飞翼布局飞行器气动特性的影响。



(a) 升力系数

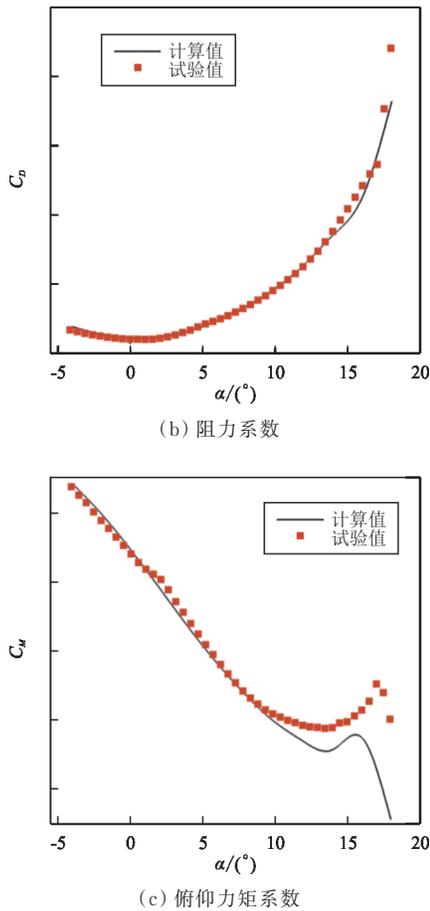


图3 数值计算结果与风洞测力试验结果的对比  
Fig. 3 Comparison between simulation and experimental data

### 3 结果与分析

#### 3.1 缝隙分布方式选型

可伸缩腹部襟翼山字形舵片与缝隙的两种分布方式如图4(a)和图4(b)所示。图4(a)有四片舵片,当腹部襟翼完全伸展时,板面上出现四个缝隙,缝隙和舵片的宽度都为0.010 75 m;图4(b)有三片舵片,当腹部襟翼完全伸展时,板面上出现三个缝隙,缝隙宽度为0.014 33 m,舵片宽度为0.010 75 m。此外,为进行对比,设计无缝隙的腹部襟翼,高度和宽度与可伸缩腹部襟翼完全伸展时一致,如图4(c)所示。

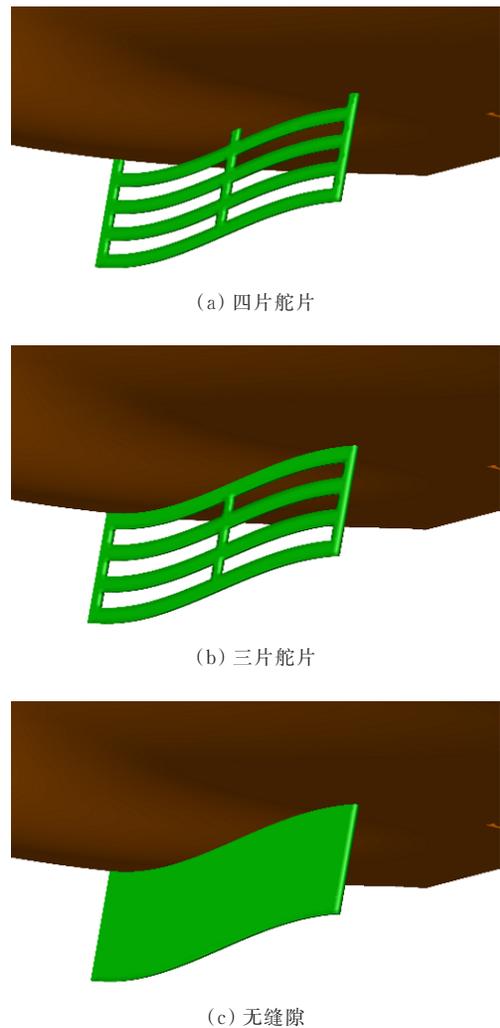


图4 三种腹部襟翼示意图  
Fig. 4 Three kinds of belly flaps

对这三种构型的气动力进行数值计算,并将所得结果分别与干净构型气动力作差,所得的气动力系数增量随迎角的变化如图5所示,可以看出:两种有舵片构型的升力系数增量均大于无缝隙构型;相对于三片舵片构型,四片舵片构型的升力系数增量较大,并且阻力系数增量也较大;有舵片构型造成的附加俯仰力矩系数相近,并且都小于无缝隙构型;当迎角达到 $15^\circ$ 时,升力系数增量开始突然减小,并且在 $16^\circ$ 之后又有增加趋势,阻力系数增量以及俯仰力矩系数增量也在 $15^\circ$ 附近发生了突变。

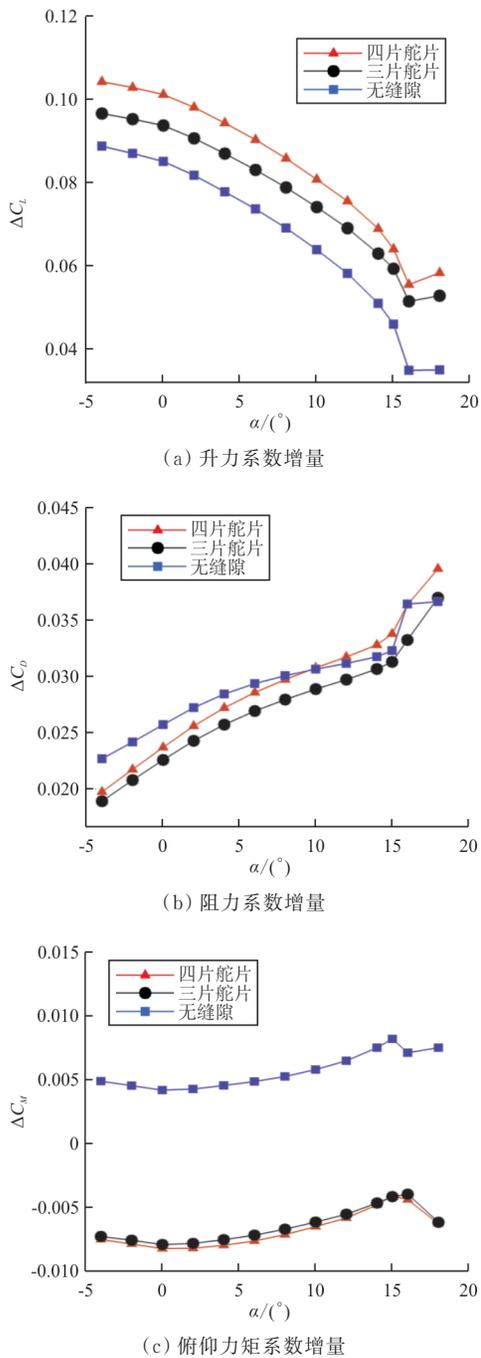


图 5 三种构型所对应气动力增量随迎角的变化  
Fig. 5 Variations of aerodynamic force increments with angle of attack for three models

干净构型全机升力系数在 16°附近开始出现非线性变化,而当迎角小于 16°时,升力系数随迎角基本呈线性变化趋势。气动力增量在 15°左右发生突变的原因可能是由于装有腹部襟翼构型相比于干净构型在更小的迎角下发生了失速,这与文献 [12]的结果相似。但对于本文所设计的腹部襟

翼,加装腹部襟翼构型与干净构型的失速迎角相差较小。

迎角为 4°时,  $y=0.05\text{ m}$  剖面的压力系数云图和流线分布如图 6 所示,其中“•”表示重心所在位置,可以看出:当飞行器下方腹部襟翼伸展时,其前方区域气流被阻挡,从而压力上升,使得飞翼布局飞行器升力增加;与此同时,在腹部襟翼后方,气流发生分离,气压下降。若是腹部襟翼板面上存在缝隙,分离现象有所减轻,压力下降现象相对于腹部襟翼板面上无缝隙的构型有所缓解。

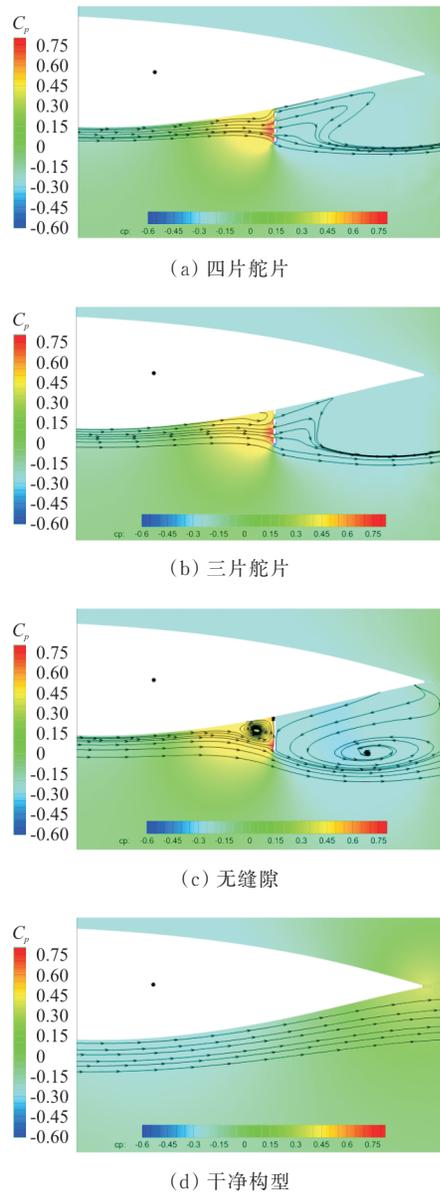


图 6 迎角为 4°时,  $y=0.05\text{ m}$  剖面压力系数云图和流线  
Fig. 6 Pressure coefficient contours and streamlines on the profile of  $y=0.05\text{ m}$ ,  $\alpha=4^\circ$

为更进一步研究不同类型腹部襟翼对飞行器下表面压力分布的影响,分别选取了 $y=-0.05\text{ m}$ 以及 $y=-0.15\text{ m}$ 两个站位剖面,表面压力分布如图7所示,其中“•”为重心所在位置。

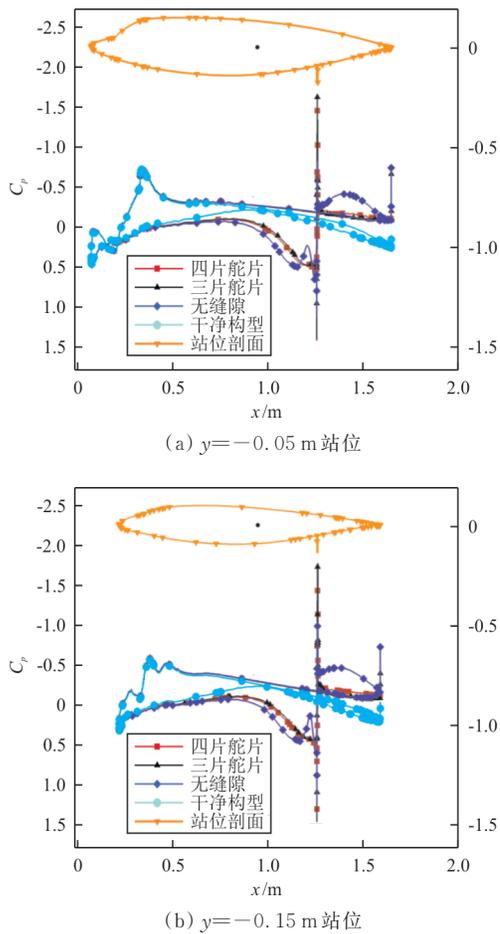


图7 迎角为 $4^\circ$ 时,不同构型站位剖面压力系数分布  
Fig. 7 Pressure coefficient distributions of station profiles for different models,  $\alpha=4^\circ$

从图7可以看出:当腹部襟翼伸展时,机身上下表面压力差增大,提升了飞行器升力。若腹部襟翼板面上无缝隙,其后方压力减小,出现负升力,从而减弱了增升效果;而若腹部襟翼上有缝隙,其后方上下表面压力相差较小,增升效果几乎没有损失。对比三片舵片和四片舵片两种构型,尽管缝隙总面积相同,但四片舵片构型腹部襟翼前压力更高。当腹部襟翼板面上舵片与缝隙均匀分布时,增压效果更好,从而可以获得更好的增升效果。因此,本文选取增升效果更好的四片舵片构型作为研究对象。若腹部襟翼上无缝隙,俯仰力矩主要由腹部襟翼前方重心前、重心后以及腹

部襟翼后三处升力决定;而若腹部襟翼上存在缝隙,腹部襟翼后方的升力增量几乎不起作用。

### 3.2 腹部襟翼不同收起状态气动特性分析

为研究可伸缩腹部襟翼收起过程中,不同收起状态对全机气动特性的影响,构造四种收起状态,分别为腹部襟翼收起1/4、2/4、3/4以及完全收起,如图8所示。

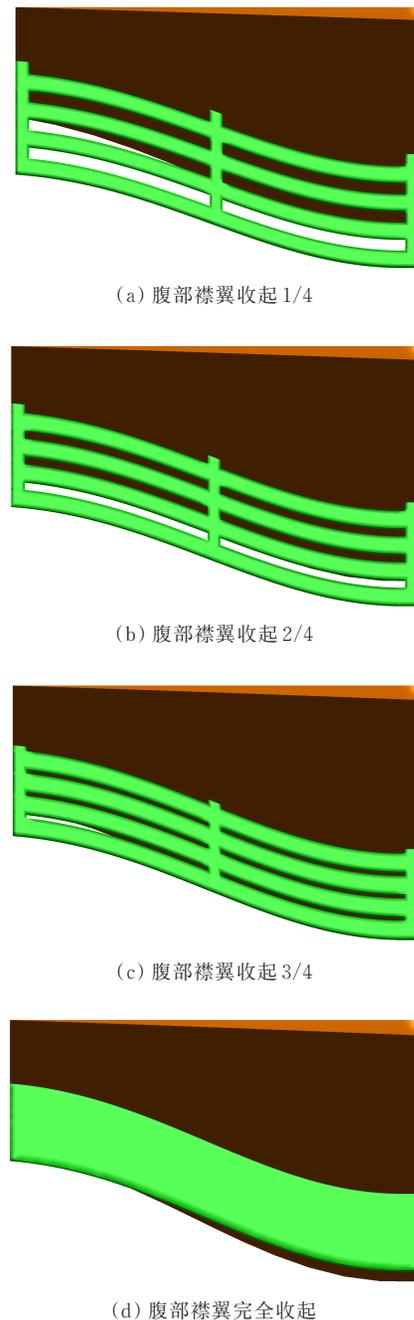


图8 腹部襟翼四种构型示意图  
Fig. 8 Four configurations of belly flap

四种状态下,腹部襟翼高度以及舵片之间的缝隙宽度如表 2 所示。

表 2 四种构型的几何参数

Table 2 Geometry parameters of four configurations

构型	腹部襟翼高度/m	舵片之间缝隙宽度/m
腹部襟翼收起 1/4	0.075 25	0.008 062 5
腹部襟翼收起 2/4	0.064 50	0.005 375 0
腹部襟翼收起 3/4	0.053 75	0.002 687 5
完全收起	0.043 00	0

为了进一步研究不同收起状态下舵片之间的缝隙对全机气动特性的影响,构造与每种收缩状态高度相等的无缝隙腹部襟翼。利用数值方法计算这些构型的气动力,结果如图 9 所示。

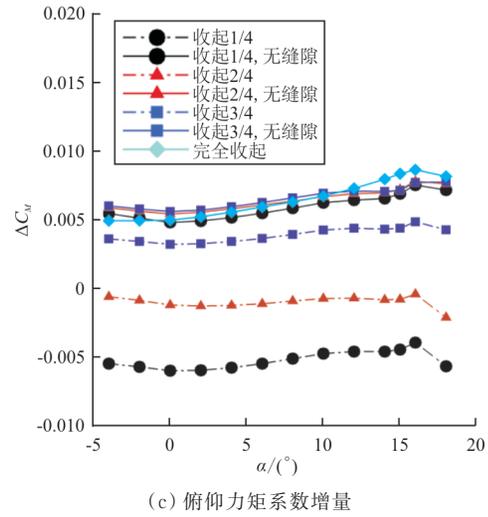
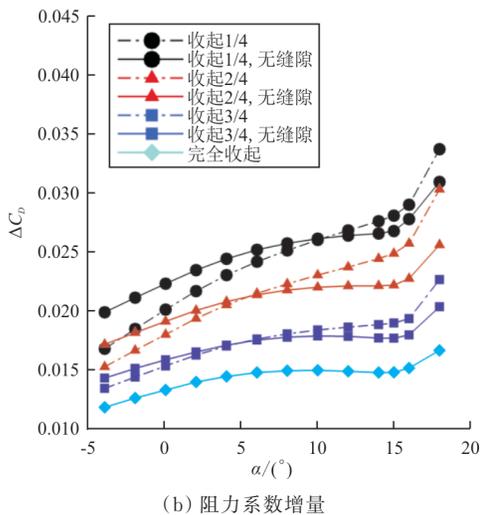
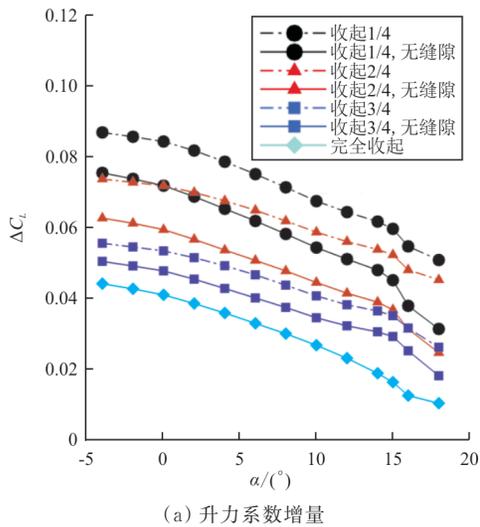
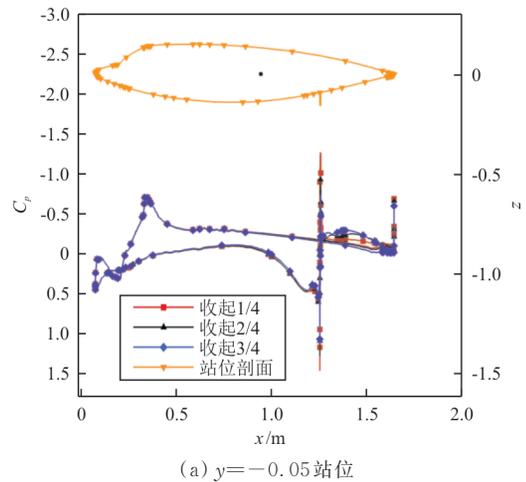


图 9 腹部襟翼不同收起状态对应气动力增量随迎角变化

Fig. 9 Variations of aerodynamic force increments with angle of attack for different belly flap states

从图 9 可以看出:对于每一种收起状态,可伸缩腹部襟翼所带来的升力系数增量都比相对应的无缝隙腹部襟翼大,而阻力系数增量较小。通过对比腹部襟翼的不同收起状态,随着腹部襟翼高度的改变,装有可伸缩腹部襟翼构型的俯仰力矩系数增量基本呈准线性变化趋势,而装有无缝隙腹部襟翼构型的俯仰力矩系数增量改变较小,并且呈非线性变化趋势。

可伸缩腹部襟翼不同站位剖面压力系数分布如图 10 所示,其中“•”为重心所在位置。



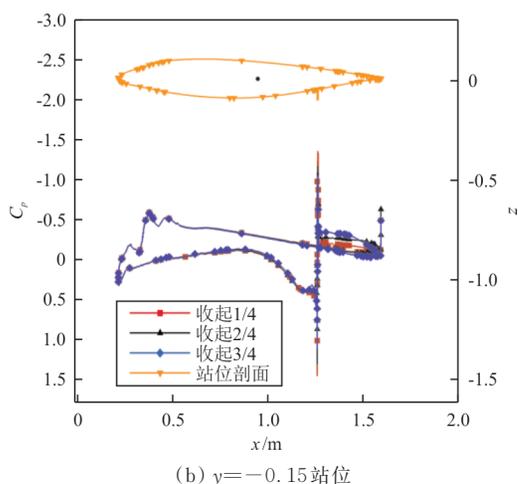


图 10 迎角为  $4^\circ$  时,不同收起状态的站位剖面压力系数分布

Fig. 10 Pressure coefficient distributions of station profiles for different states,  $\alpha = 4^\circ$

从图 10 可以看出:随着可伸缩腹部襟翼逐渐收起,腹部襟翼后方飞行器腹部表面压力逐渐减小,形成了负升力;而腹部襟翼前方压力几乎无变化,因此俯仰力矩系数逐渐增大。由此可见,可伸缩腹部襟翼不仅可以用于增升,还有用于调整俯仰力矩的可能性。

## 4 结 论

(1) 飞翼布局飞行器可伸缩腹部襟翼能够有效降低腹部襟翼后方的气流分离,增加了飞行器下表面的压力,比等高宽宽的无缝隙腹部襟翼具有更好的增升效果。

(2) 可伸缩腹部襟翼增升效果与缝隙的分布有关,在腹部襟翼完全伸展状态下,缝隙与山字形舵片宽度相同时,增升效果最好。

(3) 通过对比可伸缩腹部襟翼的不同收起状态,随着腹部襟翼高度减小,俯仰力矩呈现出准线性变化趋势。因此,可伸缩腹部襟翼具有用于改善全机的俯仰力矩特性的可能性。

### 参 考 文 献

- [1] 霍志勤, 罗帆. 近十年中国民航事故及事故征候的统计分析[J]. 中国安全科学学报, 2006, 16(12): 65-71.  
HUO Zhiqin, LUO Fan. Statistic analysis on accidents and incidents in the last decade in China civil aviation[J]. China Safety Science Journal, 2006, 16(12): 65-71. (in Chinese)
- [2] 聂磊. 民用飞机重着陆智能诊断技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010: 13-14.  
NIE Lei. Research on intelligent diagnosis of civil aircraft hard landing[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010: 13-14. (in Chinese)
- [3] 张斌, 詹浩, 朱军. 飞机增升装置的数值模拟研究[J]. 航空工程进展, 2011, 2(1): 61-65.  
ZHANG Bin, ZHAN Hao, ZHU Jun. Numerical simulation of airplane high lift device[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2011, 2(1): 61-65. (in Chinese)
- [4] 王钊, 何红妮. 舰载飞机总体设计关键约束分析[J]. 航空工程进展, 2016, 7(1): 1-6.  
WANG Zhao, HE Hongni. Analysis of constraints in conceptual design of carrier-based aircraft [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2016, 7(1): 1-6. (in Chinese)
- [5] YANN D S, RON F B. Study of belly-flaps to enhance lift and pitching moment coefficient of a BWB-airplane: AIAA-2007-4176[R]. Reston, VA: AIAA, 2007.
- [6] 陈曦. 高超声速飞机水平起飞腹部襟翼增升方案研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2017: 33-41.  
CHEN Xi. Research of the belly flap lift-enhancement scheme of the hypersonic aircraft horizontal take-off[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2017: 33-41. (in Chinese)
- [7] 张同鑫, 赵轲, 李权. 飞翼布局无人机腹部襟翼气动设计研究[J]. 空气动力学学报, 2019, 37(1): 75-82.  
ZHANG Tongxin, ZHAO Ke, LI Quan. Aerodynamic design of belly-flap for fly wing unmanned aircraft[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2019, 37(1): 75-82. (in Chinese)
- [8] 陈宪, 陈诚, 黄江涛, 等. 腹部襟翼对飞翼布局飞行器起降气动特性影响的数值研究[J]. 航空学报, 2021, 42(11): 125028.  
CHEN Xian, CHEN Cheng, HUANG Jiangtao, et al. Numerical study of the effects of the belly flap on the take-off and landing characteristics of a flying-wing vehicle[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(11): 125028. (in Chinese)
- [9] YANN D S, RON F B. Novel pitch control effectors for a blended wing body airplane in takeoff and landing configuration: AIAA-2007-68[R]. Reston, VA: AIAA, 2007.
- [10] 徐顶国, 艾俊强, 雷武涛, 等. 未来新一代轰炸机隐身特性需求分析[J]. 航空工程进展, 2018, 9(4): 452-457.  
XU Dingguo, AI Junqiang, LEI Wutao, et al. Analysis on stealth requirement of next-generation bomber in the future [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering,

- 2018, 9(4): 452-457. (in Chinese)
- [11] 樊华羽, 詹浩, 程诗信, 等. 高效粒子群算法研究及飞翼无人机气动隐身优化设计[J]. 航空工程进展, 2019, 10(6): 735-743.  
FAN Huayu, ZHAN Hao, CHENG Shixin, et al. Research on efficient particle swarm optimization and aerodynamic stealth integrated design of fly-wing UAV [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2019, 10(6): 735-743. (in Chinese)
- [12] 石钧之, 王永恩, 张沛良, 等. 二维翼型下表面增升辅助装置仿真及设计[J]. 飞机设计, 2019, 39(6): 76-80.  
SHI Junzhi, WANG Yongen, ZHANG Peiliang, et al. Simulation and design of belly auxiliary device of lift-enhancement on the bottom of two-dimensional airfoil [J]. Aircraft Design, 2019, 39(6): 76-80. (in Chinese)
- [13] 米百刚, 詹浩, 朱军. 二维干净构型、增升构型地面效应的数值模拟研究[J]. 应用力学学报, 2013, 30(6): 822-827.  
MI Baigang, ZHAN Hao, ZHU Jun. Numerical simulation on aerodynamic characteristic of clean and multi-element airfoils in ground effect [J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2013, 30(6): 822-827. (in Chinese)
- [14] 周铸, 黄江涛, 黄勇, 等. CFD技术在航空工程领域的应用、挑战与发展[J]. 航空学报, 2017, 38(3): 1-25.  
ZHOU Zhu, HUANG Jiangtao, HUANG Yong, et al. CFD technology in aeronautic engineering field: applications, challenges and development [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(3): 1-25. (in Chinese)
- [15] 黄江涛, 张绎典, 高正红, 等. 基于流场/声爆耦合伴随方程的超声速公务机声爆优化[J]. 航空学报, 2019, 40(5): 46-56.  
HUANG Jiangtao, ZHANG Yidian, GAO Zhenghong, et al. Sonic boom optimization of supersonic jet based on flow/sonic boom coupled adjoint equations [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(5): 46-56. (in Chinese)

#### 作者简介:

**陈 宪** (1989—), 男, 博士, 助理研究员。主要研究方向: 飞行器气动设计。

**陈 诚** (1984—), 男, 博士, 助理研究员。主要研究方向: 飞行器气动设计。

**黄江涛** (1982—), 男, 博士, 研究员。主要研究方向: 飞行器总体设计与气动优化、智能飞行等。

**钟世东** (1983—), 男, 硕士, 高级工程师。主要研究方向: 飞行器总体设计。

**何成军** (1989—), 男, 博士, 助理研究员。主要研究方向: 飞行器气动设计。

(编辑: 丛艳娟)