

# 基于 DATCOM 的串列翼布局飞行器总体特性研究

李大鹏<sup>1</sup>, 左松宸<sup>2</sup>, 顾瑞<sup>3</sup>

- 一汽大众汽车有限公司, 吉林 长春 130011)
- 中国人民解放军军事科学院, 北京 100071)
- 中国人民解放军 94710 部队, 江苏 无锡 214141)

**摘要:** 串列翼飞行器在气动性能上具有其特有的优势, 非常适合轻质飞行器等领域。基于美国气动力工程估算程序 DATCOM (Data Compendium) 对串列翼布局飞行器进行了总体特性研究, 分析了不同速度及迎角下, 其性能变化特点, 同时对部分关键几何参数如机身直径、机翼展长以及安装角进行了参数化研究。结果显示: 在不同迎角及马赫数下, 串列翼布局飞行器气动稳定性均较好, 总体性能无明显波动, 随着飞行速度的增加, 飞行器的稳定性提升; 增加机身直径对升力性能影响不大, 主要导致了阻力系数增加; 若机翼面积不变, 适当缩小前机翼展长有助于提高串列翼飞行器的气动性能; 增加前翼安装角有利于提高升力性能, 增加后翼安装角有利于提高纵向静稳定性。

**关键词:** 串列翼布局; 气动性能; 升力; 阻力; 纵向静稳定性

中图分类号: V19 文献标识码: A

## Research on Overall Characteristics of Tandem Wing Layout Based on DATCOM

LI Dapeng<sup>1</sup>, ZUO Songchen<sup>2</sup>, GU Rui<sup>3</sup>

- FAW-VW Co., Ltd., Changchun 130011, China)
- Academy of Military Sciences, Beijing 100071, China)
- PLA 94710 Unit, Wuxi 214141, China)

**Abstract:** The aircraft with tandem wing layout has its unique advantages in aerodynamic performance, and is very suitable for light weight aircraft and other applications. Based on the American aerodynamic engineering estimation program DATCOM, the overall aerodynamic performance of the tandem wing configuration aircraft was studied. The characteristics of the performance changes at different Mach number and AOA (Angle of Attack) was analyzed, some key geometric parameters, such as fuselage diameter, wing span and installation angle were also studied. Results revealed that at different AOA and Mach number, the aerodynamic stability of the tandem wing configuration was good, and the overall performance had no obvious fluctuation. Increasing the diameter of fuselage had little effect on the lift performance, which mainly lead to the increase of drag coefficient. Increasing the front wing installation angle might improve the lift performance and increasing the rear wing in-

收稿日期: 2022-10-26; 修订日期: 2023-11-09

作者简介: 李大鹏(1981—), 男, 副高级工程师, 硕士

引用格式: 李大鹏, 左松宸, 顾瑞. 基于 DATCOM 的串列翼布局飞行器总体特性研究[J]. 飞机设计, 2024, 44(1): 14-19, 29. LI Dapeng, ZUO Songchen, GU Rui. Research on the Overall Characteristics of Tandem Wing Layout Based on Datcom[J]. Aircraft Design, 2024, 44(1): 14-19, 29.

stallation angle could improve the longitudinal static stability.

**Key words:** tandem wing layout; aerodynamic characteristics; lift; drag; longitudinal static stability

串列翼飞行器由前后2个升力面提供升力,对机翼结构刚度要求低,可有效提高载重比<sup>[1]</sup>,并且研究表明通过合理设计前后翼布局,可以显著降低诱导阻力,因此非常适合无人机及飞行汽车等轻质飞行器<sup>[1-2]</sup>。目前弹簧刀(Switch-blade)、鲨鱼(Shark)、黑翼(Blackwing)、海神、R-90、Eagle ARV、Remez-3、Unite40等飞行器均采用了串列翼布局<sup>[3-4]</sup>。

李广佳等<sup>[2]</sup>研究发现减小水平相对位置将导致前翼的升阻比增大,后翼的升阻比降低。王昀皓等<sup>[5]</sup>研究了紧凑布局的串列翼气动特性,结果进一步证明了串列翼的气动性能优势,升力提高了37.2%,前后翼距离越小,相互间的气动作用越明显。李永泽等<sup>[6]</sup>对串列翼布局前后翼相对位置进行了数值模拟研究,结果表明前后翼的垂直相对距离会对全机升阻比带来显著影响。马朋宝等<sup>[7]</sup>开展了参数化驱动的串列翼无人机气动外形优化设计研究,结果表明正高度差的前后翼布局有更好的升阻特性和稳定性,同时前后翼有正翼差角时气动性能好。此外许保成<sup>[8]</sup>、和法成<sup>[9]</sup>、陶福兴<sup>[10]</sup>、杨磊松<sup>[11]</sup>、蔡宇峰<sup>[12]</sup>、付东金<sup>[13]</sup>等对串列翼的气动性能也开展了细致的研究,总结出了一些规律。马进超<sup>[14]</sup>和 Marcin Figa<sup>[15]</sup>分析了螺旋桨下洗气流对串列翼气动性能的影响。程浩等<sup>[3]</sup>分析了串列翼布局的纵向静稳定性、航向静稳定性以及横滚静稳定性,结果显示前翼在上、后翼在下的布局总体稳定性较好。

综上,针对串列翼布局的气动研究已经开展了很多,总体来看串列翼布局的前后翼之间存在气动力的相互作用。相互间的作用力与前后翼的安装位置密切相关,安装高度差越大、距离越远,前后翼之间的影响越小。前翼高后翼低的布局具有更好的气动性能和稳定性。之前的研究大都是在固定迎角及速度下进行的,对于飞行器在全速域下的总体性能研究,还有所不足。另外,机身及机翼的几何尺寸对串列翼布局的控制力矩的研究也较少。本文基于美国气动力工程估算程序 DATCOM (Data Compendium) 对串列翼飞行器的总体性能进行了分析研究。通过改变飞行速度、迎角,研究气动参数对飞行器升阻性能的影响。

通过改变机身尺寸、翼展长度、前后翼安装角,分析飞行器总体受力情况,比较不同工况下的力矩特性,为串列翼布局飞行器的总体设计提供依据。

## 1 计算方法

DATCOM 程序采用了部件组合法、模块化法<sup>[16-17]</sup>,充分利用了美国几十年的试验数据,具有较强的适应性和较高的精度<sup>[18-19]</sup>。该程序能较好地估计飞行器处于 $60^\circ$ 迎角以下的气动特性,杜永良<sup>[20]</sup>、吴凡<sup>[21]</sup>、张磊<sup>[22]</sup>等均基于 DATCOM 程序开展了飞行器的设计研究。由于 DATCOM 程序不能计算前翼的下洗作用对后翼的影响,因此本文的串列翼飞行器采用前后翼距离较远、前翼高后翼低的布局,使前后翼之间的气动耦合作用较小。在这个构型的基础上,采用 DATCOM 程序在不同气动参数和几何参数下进行计算分析,得到更为通用的串列翼飞行器总体性能。

## 2 分析模型

分析模型采用参数化设计如图1所示。

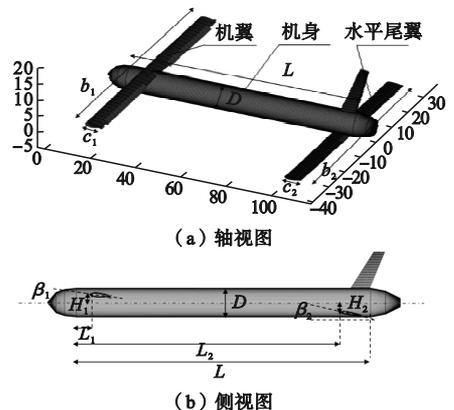


图1 串列翼飞行器分析模型

图中: $L$ 为飞行器机身长度; $D$ 为机身直径; $c_1$ 为前翼弦长; $c_2$ 为后翼弦长; $b_1$ 为前翼展长; $b_2$ 为后翼展长; $\beta_1$ 为前翼安装角; $\beta_2$ 为后翼安装角; $L_1$ 为前翼安装在机身上的水平位置, $H_1$ 为前翼安装在机身上的垂直位置; $L_2$ 为后翼安装在机身上的水平位置, $H_2$ 为后翼安装在机身上的垂直位置。前机翼面积 $a_1$ 即为 $b_1 \times c_1$ ,后机翼面积 $a_2$ 即为

$b_2 \times c_2$ 。前后翼的翼型均采用 4412 翼型,飞机重心位置为机身中点。

在所有计算模型中,飞行器机身长度  $L$  均为 100 cm,  $L_1$ 、 $L_2$  分别为 20 cm 和 100 cm,  $H_1$ 、 $H_2$  分别为 4 cm 和 -4 cm, 并且前后翼的机翼面积均相等为 1 500 cm<sup>2</sup>。计算的来流条件范围为马赫数 0.2~0.6, 飞行器迎角  $\alpha$  范围为  $-8^\circ \sim +30^\circ$ 。其他各计算模型的几何参数如表 1 所示, 其中算例 0 为基准算例, 算例 1 和算例 2 主要研究了机身直径对飞机总体性能的影响, 算例 3 和算例 4 主要研究了前机翼展长对性能的影响, 算例 5 和算例 6 分析了前后翼安装角的影响。

表 1 串列翼飞行器计算模型的几何参数

算例	$D/\text{cm}$	$b_1/\text{cm}$	$b_2/\text{cm}$	$\beta_1/(\text{^\circ})$	$\beta_2/(\text{^\circ})$
0	10	100	100	0	0
1	15	100	100	0	0
2	20	100	100	0	0
3	10	80	100	0	0
4	10	120	100	0	0
5	10	100	100	5	0
6	10	100	100	0	5

### 3 计算结果

#### 3.1 基准模型气动性能分析

图 2 给出了基准模型算例 0 的气动性能。

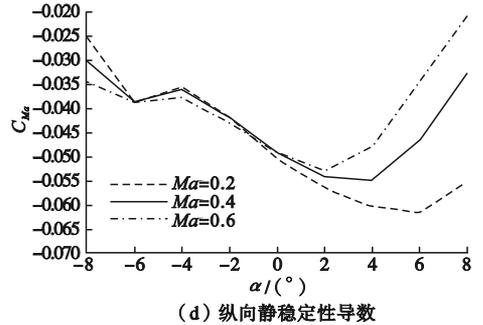
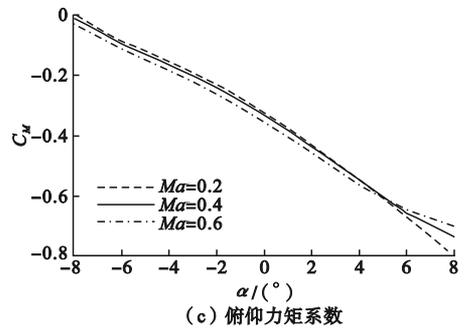
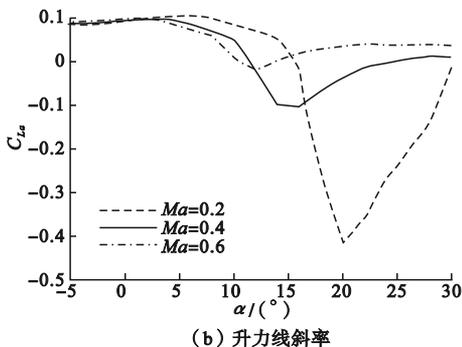
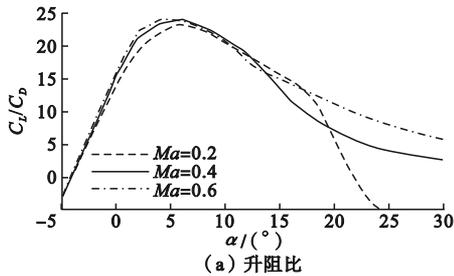


图 2 基准模型气动性能

图中:  $C_L/C_D$  为升阻比;  $C_{L\alpha}$  为升力线斜率;  $C_M$  为俯仰力矩系数;  $C_{M\alpha}$  为纵向静稳定性导数;  $\alpha$  为迎角。

根据图 2 (a) 中的升阻比的计算结果来看, 在不同的飞行速度下, 升阻比的变化规律一致, 先增加后减小, 且均在迎角为  $5^\circ$  左右达到升阻比的最大值。当飞行速度较小时, 飞行器在大迎角下的升阻比下降明显, 随着飞行速度的增加, 大迎角下的升阻性能有较明显的增加。

图 2 (b) 给出了升力线斜率的计算结果, 在迎角小于  $5^\circ$  时, 升力线斜率变化不大, 随着飞行迎角的增加, 升力线斜率逐渐呈现波动, 出现了先减小后增大的变化趋势。随着飞行马赫数的增加, 升力线斜率的变化趋势明显减弱。这说明随着飞行速度的增加, 飞行器的气动稳定性增强, 随着迎角的增加, 升力面上出现的压力波动减弱。

图 2 (c) 和图 2 (d) 给出了不同飞行马赫数下的俯仰力矩系数, 以及纵向静稳定性导数的计算结果。从结果中可以发现, 不同的飞行马赫数下, 在负迎角时, 俯仰力矩系数基本一致, 气动力在飞行器上产生了抬头力矩。在正迎角时, 纵向静稳定性导数开始逐渐增大。其中随着飞行速度的增加, 纵向静稳定性导数的增加提前, 且增长速率也较快。这说明飞行器是纵向静稳定的, 并且随着飞行速度的增加, 纵向静稳定性不断增加。综上, 对于串列翼布局的飞行器气动稳定性较好, 在各迎角及不同飞行马赫数下, 总体性能没有出

现明显的波动,且飞行器速度较快时,飞行器的稳定性进一步提升。在下面几何参数的研究过程中,飞行马赫数选择  $Ma = 0.4$  的工况进行分析。

### 3.2 机身直径的影响

图3给出了机身直径  $D$  对飞机总体性能的影响情况,其中  $C_L$  为升力系数,  $C_D$  为阻力系数。

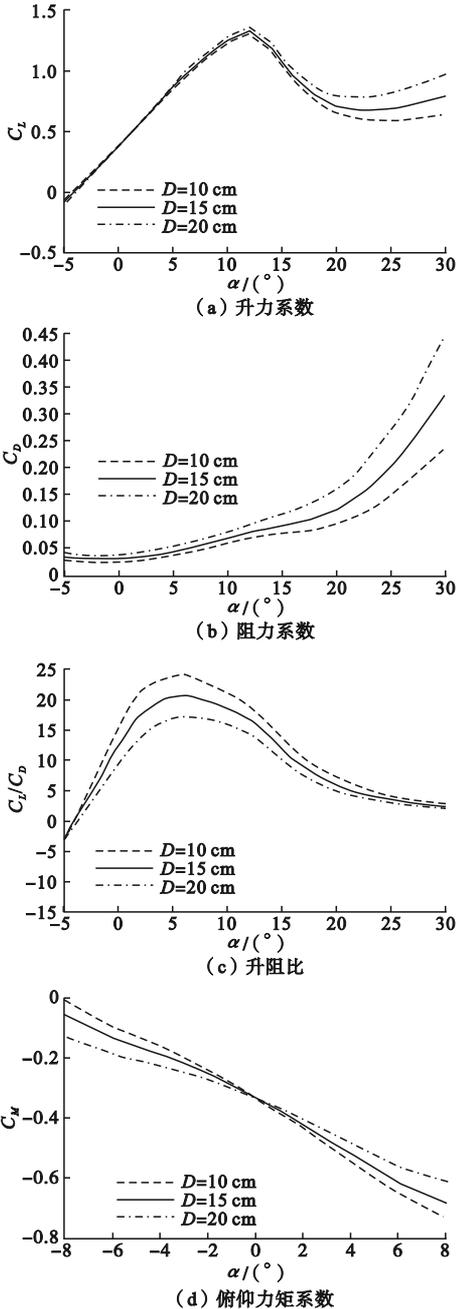


图3 机身直径对飞机总体性能的影响

图3(a)为升力系数的计算结果,从结果中可以发现,在飞行迎角小于  $12^\circ$  时,升力系数几乎没有出现明显的变化,在升力系数达到最大值以后,不同算例间升力系数才出现了较为明显的差异。在较大迎角时机身直径较大时,升力系数较大。这说明增

加机身直径对整体的升力性能是提升的。

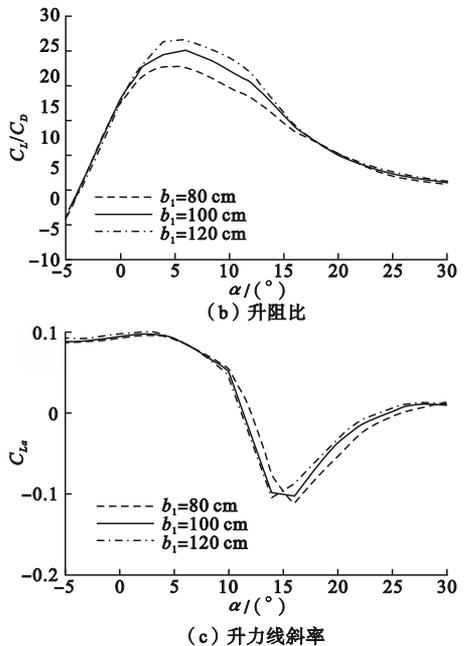
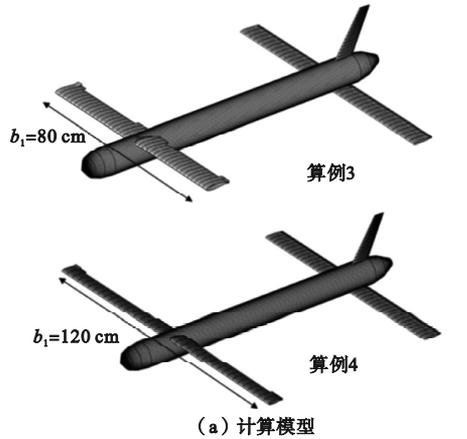
图3(b)给出了阻力系数的计算结果,从结果上看,机身直径越大阻力系数越大,且随着迎角的增加,阻力系数之间的差异迅速增加。

图3(c)给出了升阻比的变化情况,在计算的迎角范围内,随着速度的增加,不同机身直径间升阻比之间的差异先增加后减小,在迎角  $5^\circ$  左右升阻比的差异达到最大值,随后随着迎角的增加,升阻比之间的差异又不断减小。

图3(d)给出了俯仰力矩系数的变化情况,从结果上看,机身直径对俯仰力矩系数的影响不大。综上,增加机身直径对串列翼飞行器的升力系数影响不大,主要影响的是阻力系数。随着飞行速度的增加,提高机身直径阻力系数增加明显。

### 3.3 前机翼展长的影响

图4给出了前机翼展长对飞机总体性能的影响情况。



(c) 升力线斜率

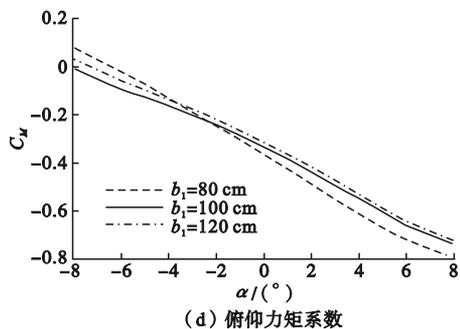


图4 前机翼展长对飞机总体性能的影响

图4(a)为算例3和算例4的计算模型。可以发现,由于不同算例之间机翼面积保持不变,增加前机翼展长,就意味着缩短了前机翼的弦长。算例3从外观上看类似于鸭翼布局。

图4(b)给出了不同算例的升阻比情况,从结果上看,在迎角为 $0 \sim 17^\circ$ 之间时,不同算例之间的升阻比出现了较大差异,并且随着前机翼展长的缩短,升阻比增加,升阻比性能提高。

图4(c)和图4(d)给出了升力线斜率和俯仰力矩系数的计算结果,从结果上看,不同的算例之间的差异较小。因此若机翼面积不变,适当缩小前机翼展长有助于提高串列翼飞行器的气动性能,对总体性能有利。

### 3.4 前后翼安装角的影响

图5给出了前后翼安装角对飞机总体性能的影响情况。

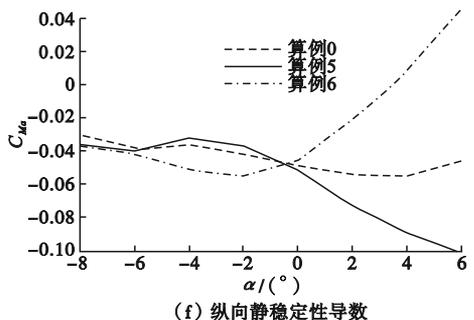
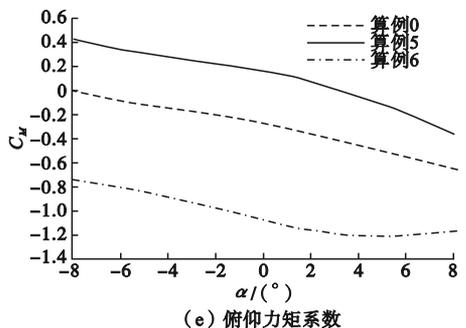
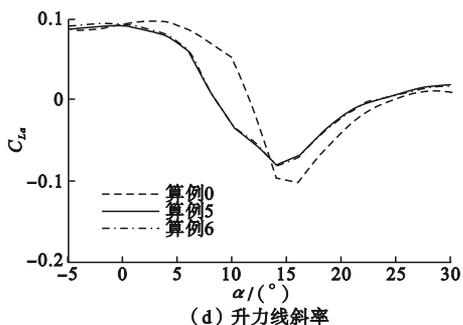
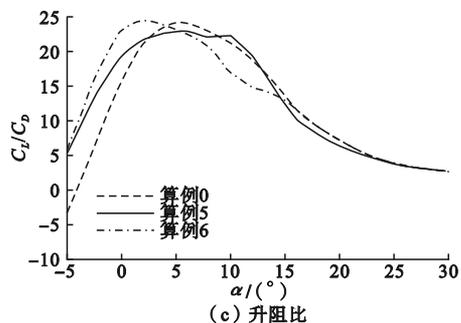
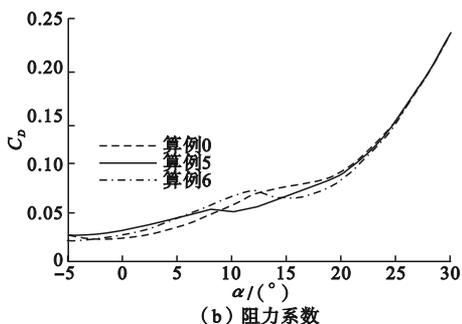
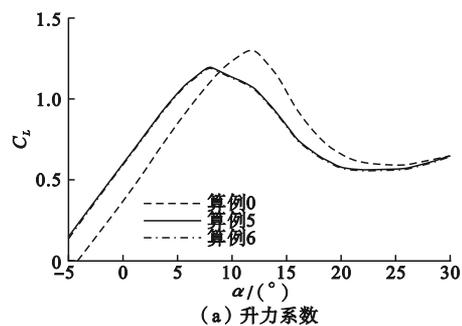


图5 前后翼安装角对飞机总体性能的影响

图5(a)给出了不同算例的升力系数的计算情况。从结果上看,算例5与算例6算例的升力系数情况几乎吻合,这说明若前后翼之间距离较远,相互间气动影响可以忽略,那么整机的升力系数就是各升力体性能的叠加。算例5和算例6的临界迎角较算例0提前了约 $5^\circ$ ,其原因是算例5和算例6中前后翼分别增加了 $5^\circ$ 的安装角。同时由于前后翼存在翼差角,算例5和算例6中升力系数的最大值较算例0有所下降,但是升力系数曲线在最大值附近更加平缓,高升力系数对应的迎角范

围增加。

图5(b)给出了不同算例的阻力系数的计算情况,从结果中可以发现,在迎角为 $7\sim 20^\circ$ 之间各算例的阻力系数存在差异,但总体上差异较小。

图5(c)给出了升阻比的变化趋势,后翼增加安装角后,升阻比最大值增加,且对应的迎角值减小;前翼增加安装角后,升阻比最大值有所降低,但高升阻比对应的迎角范围增大。这说明前翼增加安装角以后,飞行器整体升阻比性能提高。

图5(d)给出了升力线斜率的结果,前后翼增加安装角后,升力线斜率的波动范围降低,这说明增加前后翼安装角可以提高飞行器的气动稳定性,减小飞行器整体升力上的波动。

图5(e)给出了俯仰力矩系数的结果,以算例0为基准,前翼增加安装角后俯仰力矩系数增加,后翼增加安装角后俯仰力矩系数减小。

图5(f)给出了纵向静稳定性导数的计算结果。从结果上看,当迎角大于 $0^\circ$ 时,算例6对应的纵向静稳定性导数快速增加至正值,而算例5的结果与之相反,对应的纵向静稳定性导数快速减小。这说明后翼增加安装角更有利与提高飞行整体的纵向静稳定性,而前翼增加安装角,将会导致飞行器纵向静不稳定。

## 4 结论

本文通过 DATCOM 程序分析方法对串列翼飞行器总体气动特性进行了研究,对升阻特性、力矩特性和稳定性进行了分析。结果表明:

(1) 串列翼布局的飞行器气动稳定性较好,在各迎角及飞行马赫数下,总体气动性能稳定,且随着飞行速度的增加,气动性能和纵向静稳定性进一步提升。

(2) 增加机身直径对串列翼飞行器的升力系数影响不大,主要影响的是阻力系数。随着飞行速度的增加,增加机身直径阻力系数增加明显。因此串列翼气动布局非常适合于低慢轻质的飞行器,例如巡飞弹、飞行汽车等。尤其是飞行汽车技术领域,串列翼气动方案既提高了单位面积载重比,有效降低飞行汽车对升力面结构刚度的要求,同时由于飞行速度不高,增加的机身面积对阻力系数影响较小。

(3) 若保持机翼面积不变,适当缩小串列翼飞行器前机翼展长将有助于提高飞行器整体升阻比性能,同时对俯仰力矩等其他参数不产生较大

影响。

(4) 串列翼飞行器前机翼增加安装角,前后翼之间产生正翼差,可以显著提高飞行器的升阻比性能,拓宽高升阻比情况下对应的飞行迎角范围。串列翼飞行器后机翼增加安装角,前后翼之间产生负翼差,会导致飞行器高升阻的对应的迎角范围减小,飞行器纵向静稳定性提高。

## 参考文献 (References)

- [1] 张琴林. 飞行汽车地面效应空气动力学特性研究[D]. 成都: 西华大学, 2022.
- [2] 李广佳, 李锋, 石文. 串置翼型数值模拟及气动特性分析[J]. 飞机设计, 2006(1): 19-24.
- [3] 程浩, 王华, 王梦龙, 等. 串列翼巡飞器不同气动布局及操纵面布置方案对比[J]. 飞行力学, 2019, 37(1): 28-33.
- [4] IVAN K, DRAGOLJUB T, OLIVERA K. Initial development of tandem wing UAV aerodynamic configuration [J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2023, 95(3): 431-441.
- [5] 王昀皓, 朱文武, 张昕喆, 等. 二维串置翼型气动特性数值分析[J]. 长春工业大学学报, 2021, 42(3): 259-266.
- [6] 李永泽, 孙传杰, 卢永刚. 串列翼布局前后翼相对位置对气动特性影响研究[J]. 飞机设计, 2016, 36(6): 32-36.
- [7] 马朋宝. 参数化驱动的串列翼无人机气动外形优化设计[D]. 北京: 北京理工大学, 2017.
- [8] 许保成, 徐惊雷, 黄帅. 基于柯恩达效应的串列翼飞行器气动性能研究[J]. 飞机设计, 2017, 37(4): 1-6.
- [9] 和法成, 陈方正, 刘军, 等. X形串列翼无人机气动特性研究[J]. 飞机设计, 2022, 42(1): 11-14, 20.
- [10] 陶福兴, 张恒, 李杰. 一种小型单兵巡飞弹的气动外形设计[J]. 弹箭与制导学报, 2015, 35(6): 111-114, 118.
- [11] 杨磊松, 李松超. 一种小型筒射无人机外形设计与气动分析[J]. 兵器装备工程学报, 2018, 39(6): 90-93.
- [12] 蔡宇峰, 王丽丽, 蒋荣, 等. 基于计算流体动力学的串列翼水陆两栖飞机静水面滑行过程[J]. 系统仿真技术, 2018, 14(4): 304-309.
- [13] 付东金, 刘吉顺, 姜鹏瀚, 等. 一种基于串列翼布局无人机的关键参数设计与试飞验证[J]. 科技风, 2018, (14): 12-13.
- [14] 马进超, 张春元, 李翔, 等. 螺旋桨分布对小型串列翼无人机气动特性影响研究[J]. 兵器装备工程学报, 2020, 41(5): 54-59.
- [15] FIGAT M. Aerodynamics analysis of rotor's impact on the aircraft in the tandem wing configuration [J]. Aircraft Engineering & Aerospace Technology, 2020, 92(3): 336-344.
- [16] 张维全. 弹箭空气动力学特性分析与计算[M]. 北京: 国防工业出版社, 1979.
- [17] 纪楚群. 有翼飞行器气动力计算手册[M]. 北京: 国防工业出版社, 1979.