



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 112407237 A

(43) 申请公布日 2021.02.26

(21) 申请号 202011060969.X

(22) 申请日 2020.09.30

(71) 申请人 北京北航天宇长鹰无人机科技有限公司

地址 100083 北京市海淀区知春路7号致真大厦C座8层

(72) 发明人 王靖欢 王晨先 梁阳 任勇勇

(74) 专利代理机构 北京高文律师事务所 11359  
代理人 王冬 韩威威

(51) Int. Cl.

B64C 3/36 (2006.01)

B64C 5/00 (2006.01)

B64C 1/00 (2006.01)

权利要求书1页 说明书5页 附图5页

(54) 发明名称

一种高升阻比中型无人机

(57) 摘要

本发明涉及一种高升阻比中型无人机,该无人机包括机身,所述机身的两侧分别安装有固定的机翼,尾部安装有V形尾翼;其中,所述机翼的展弦比为17~19。本发明提供的无人机采用高性能翼型,设计特定的机翼和尾翼,经过翼身组合体选定、翼身结合处的整流优化,达到了良好的升阻特性;从而使无人机在低速飞行时仍具有较高的升力,保持较长的续航时间。



1. 一种高升阻比中型无人机,包括机身,其特征在于,所述机身的两侧分别安装有固定的机翼,尾部安装有V形尾翼;  
其中,所述机翼的展弦比为17~19。
2. 根据权利要求1所述的高升阻比中型无人机,其特征在于,所述展弦比为18;  
优选的,所述机身构型为低RCS机身构型。
3. 根据权利要求1或2所述的高升阻比中型无人机,其特征在于,所述机翼的面积为参考面积为9~11m<sup>2</sup>;机翼的参考长度为0.75~0.8m。
4. 根据权利要求1~3任一项所述的高升阻比中型无人机,其特征在于,梢根比为0.4~0.5,优选为0.5。
5. 根据权利要求1~4任一项所述的高升阻比中型无人机,其特征在于,无人机的机重为500kg~1000kg;优选为650~750kg。
6. 根据权利要求1~5任一项所述的高升阻比中型无人机,其特征在于,所述机翼的安装角度为2°~3°,优选为2°。
7. 根据权利要求1~6任一项所述的高升阻比中型无人机,其特征在于,所述机身构型为细长机身;  
优选的,所述机身的长度为5~6.2m;宽度为0.7~8m;所述机身的外形为光滑流线型;  
更优选的,所述机身的机头形状为钝形。
8. 根据权利要求1~7任一项所述的高升阻比中型无人机,其特征在于,所述V形尾翼安装采用上反角为40°的V型尾翼;  
优选的,所述V形尾翼的夹角为95~105度,每个尾翼的参考面积为1.5~1.8m<sup>2</sup>,尾翼的安装角度为-2.4°~-2.6°。
9. 根据权利要求1~8任一项所述的高升阻比中型无人机,其特征在于,所述发动机为ROTAX914F发动机。
10. 根据权利要求1~9任一项所述的高升阻比中型无人机在海侦查、陆地侦查中的应用。

## 一种高升阻比中型无人机

### 技术领域

[0001] 本发明属于无人机技术领域,具体涉及一种高升阻比中型无人机。

### 背景技术

[0002] 无人机是利用无线电遥控设备和自备的程序控制装置操纵的不载人飞机,或者由车载计算机完全地或间歇地自主地操作。与有人驾驶飞机相比,无人机往往更适合那些太“愚钝,肮脏或危险”的任务。无人机按应用领域,可分为军用与民用。军用方面,无人机分为侦察机和靶机。民用方面,无人机+行业应用,是无人机真正的刚需;目前在航拍、农业、植保、微型自拍、快递运输、灾难救援、观察野生动物、监控传染病、测绘、新闻报道、电力巡检、救灾、影视拍摄、制造浪漫等等领域的应用,大大的拓展了无人机本身的用途。

### 发明内容

[0003] 本发明的目的在于提供一种高升阻比中型无人机,该无人机采用高性能翼型,设计特定的机翼和尾翼,经过翼身组合体选定、翼身结合处的整流优化,达到了良好的升阻特性;从而使无人机在低速飞行时仍具有较高的升力,保持较长的续航时间。

[0004] 所述高升阻比中型无人机包括机身,所述机身的两侧分别安装有固定的机翼,尾部安装有V形尾翼;

[0005] 其中,所述机翼的展弦比为17~19。

[0006] 本发明选定的布局形式为大展弦比机翼、V形尾翼的正常式布局;本发明采用大展弦比飞机可以有效降低亚音速飞机的诱导阻力,增加机翼的升力线斜率,能提高巡航升阻比。但是展弦比增大,带来的一个突出问题是机翼重量随之增大。对于一个给定参考面积,展弦比增大会使展长按平方根增长,气动载荷也会增大,对翼根的弯矩也会增大。另一方面,展弦比增大会使翼根弦长减小,翼根绝对厚度减小,这样为使得机翼有足够的抗弯能力,必然会导致机翼重量增加。

[0007] 综合而言,本发明进一步优选所述展弦比为18。

[0008] 优选的,所述机翼的参考面积为9~11m<sup>2</sup>;机翼的参考长度为0.75~0.8m;最优选为机翼的参考面积为10m<sup>2</sup>;机翼的参考长度为0.778m。

[0009] 其中,所述机身为低RCS机身构型;本发明采用低的RCS机身可以大幅减少雷达的探测距离,具有良好的隐身性能,发挥无人机在执行侦察巡逻打击等任务时的优势。

[0010] 本发明进一步提出的,所述高升阻比中型无人机的梢根比为0.4-0.5;即,所述梢根比是梯形翼的参数之一;所采用的机翼为梯形翼。

[0011] 其中,梢根比的突出作用是影响机翼的展向升力分布,升力沿展向为椭圆分布时诱导阻力最小,但是过小的梢根比对防止翼尖失速不利;发明人研究发现,综合上述机身、机型、机翼的特性,选择适应的梢根比可进一步保障其无人机的性能。本发明进一步优选所述梢根比为0.5。

[0012] 本发明进一步提出的,所提供的无人机为中型机,该无人机的机重为500kg~

1000kg;进一步优选为650~750kg。

[0013] 本发明针对上述重量级的中型机,通过选择特定的机身、机翼,优化全机升阻比,使其无人机能保证不低于20h的长航。

[0014] 本发明进一步提出的,为了最大程度的提高翼身组合体升阻比,所述机翼的安装角度为 $2^{\circ}$ ~ $3^{\circ}$ ;尤其是当所述机翼的安装角度为 $2^{\circ}$ 时,本发明所提供的无人机的最大升阻比更优异。

[0015] 本发明进一步提出的,所述机身为细长机身;

[0016] 优选的,所述机身的长度为5~6.2m;宽度为0.7~8m。最优选的,所述机身的长度为5.75m,宽度为0.76m。

[0017] 本发明进一步提出的,所述机身的机头形状为钝形;该形状的机头配伍适宜的机翼和尾翼,可进一步提高无人机的升阻比。

[0018] 优选的,所述机身的外形为光滑流线型;采用光滑控制线(滑流线型)可实现了纵向机身外形,具有较小的浸湿面积。最小化阻力,同时保证内部装载空间足够。

[0019] 本发明进一步提出的,所述V形尾翼采用上反角为 $40^{\circ}$ 的V型尾翼;

[0020] 更优选的,所述V形尾翼的夹角为 $95^{\circ}$ ~ $105^{\circ}$ ,每个尾翼的参考面积为 $1.5\sim 1.8\text{m}^2$ ,尾翼的安装角度为 $-2.4^{\circ}$ ~ $-2.6^{\circ}$ ;该尾翼参数的选择保证了全机的基本升阻特性、横纵向稳定性以及巡航自然配平能力。尤其是,V型尾翼之间的夹角为 $100^{\circ}$ ,每个尾翼的参考面积为 $1.6\text{m}^2$ ,尾翼安装角为 $-2.5^{\circ}$ 时。

[0021] 本发明进一步提出的,所述V型尾翼遮挡发动机尾喷口、发动机包含在机身内;遮挡尾喷口的左右就是隐藏发动机,减小发动机的散热面积以躲避雷达散射,降低RCS值,使无人机具有更好的隐身性能。

[0022] 本发明进一步提出的,所述高升阻比中型无人机选用的发动机类型为ROTAX914F发动机;为保证该发动机具有足够的安装空间,机身的外形设计需要考虑发动机的体积大小与装卸方式,并对外形进行优化处理,尽可能保持机身外形细长呈流线型以降低全机飞行中的阻力。

[0023] 本发明提供一种优选方案,所述高升阻比中型无人机,

[0024] 包括机身,所述机身的两侧分别安装有固定的机翼,尾部安装有V形尾翼;梢根比为0.5;所述机翼的展弦比为18。

[0025] 其中,所述机身为低RCS机身构型,细长机身,机头形状为钝形;所述机身的外形为光滑流线型;机身的重量为650~750kg;所述机身的长度为5~6.2m;宽度为0.7~8m;

[0026] 其中,机翼的参考面积 $9\sim 11\text{m}^2$ ,参考长度为0.75~0.8m;机翼的安装角度为 $2^{\circ}$

[0027] 其中,V形尾翼安装采用上反角为 $40^{\circ}$ 的V型尾翼;V型尾翼之间的夹角为 $95^{\circ}$ ~ $105^{\circ}$ ,每个尾翼的参考面积为 $1.5\sim 1.8\text{m}^2$ ,尾翼安装角为 $-2.5^{\circ}$ 。

[0028] 由于本发明提供的升阻比中型无人机具有良好的升阻特性和隐形能力,且续航能力强;可广泛应用于民用、军用领域,尤其是海侦查和陆地侦查。

[0029] 本发明所提供的高升阻比中型无人机至少具有以下有益效果:

[0030] 1、本发明提供的无人机的全机升阻比达到24,具有20小时的续航时间,升限达到7500m,能够在各种复杂地形、气候条件下完成高空长航时的使命任务;

[0031] 2、该中型无人机系统兼具对海侦察、对陆地侦察打击的能力,具可在战场执行以

下任务:可以装备多种传感器,通过目标搜索识别、目标跟踪、激光指示目标等手段,持续不断地实施对地监控,实时获取战场的视觉信息、红外信息,分析战场人员部署、作战单元分布、火力情况以及地形地貌等重要情报,具备较强的战场感知能力;

[0032] 3、所提供过的无人机具备对地打击能力,可以携带2枚50千克级弹药,通过侦察照射设备执行攻击任务。

### 附图说明

- [0033] 图1为实施例1提供的中型无人机的示意图;
- [0034] 图2为实施例2提供的中型无人机的示意图;
- [0035] 图3为实施例1和实施例2所提供的中型无人机的升力特性对比图;
- [0036] 图4为实施例1和实施例2所提供的中型无人机的阻力特性对比图;
- [0037] 图5为实施例1和实施例2所提供的中型无人机的极曲线对比图;
- [0038] 图6为实施例1和实施例2所提供的中型无人机的升阻比对比图;
- [0039] 图7为实施例1和实施例2所提供的中型无人机的俯仰力矩曲线对比图;
- [0040] 图8为实施例1和实施例3所提供的中型无人机的K- $\alpha$ 曲线对比图;
- [0041] 图9为实施例1所提供的中型无人机的风洞试验照片;
- [0042] 图10为实施例1所提供的中型无人机的风洞试验基本状态的升力特性曲线图;
- [0043] 图11为实施例1所提供的中型无人机的风洞试验基本状态的阻力特性曲线图。

### 具体实施方式

[0044] 以下实施例用于说明本发明,但不用来限制本发明的范围。

[0045] 如下是实施例中,选用的发动机类型为ROTAX914F发动机;V型尾翼遮挡发动机尾喷口、发动机包含在机身内。

[0046] 实施例1

[0047] 本实施例提供一种升阻比中型无人机,如图1所示(机型B):

[0048] 机身为低RCS机身构型,细长机身,机身的重量为700kg;机头形状为钝形;机身的外形为光滑流线型;

[0049] 机身两侧分别安装有固定的机翼,尾部安装有V形尾翼;梢根比为0.5;

[0050] 其中,机翼的展弦比为18。机翼的参考面积 $10\text{m}^2$ ,参考长度为0.778m;机翼的安装角度为 $2^\circ$ ;

[0051] 其中,机身为细长机身;所述机身的长度为5.75m,宽度为0.76m;

[0052] 其中,V形尾翼安装采用上反角为 $40^\circ$ 的V型尾翼;V型尾翼之间的夹角为100度,每个尾翼的参考面积为 $1.6\text{m}^2$ ,尾翼安装角为 $-2.5^\circ$ 。

[0053] 实施例2

[0054] 本实施例提供一种高升阻比中型无人机,如图2所示(机型A),

[0055] 机身为低RCS机身构型,细长机身,机身的重量为700kg;机头形状为尖形;机身的外形为光滑流线型;

[0056] 其中,机翼的参数与机型B相同,机翼的展弦比为18。机翼的参考面积 $10\text{m}^2$ ,参考长度为0.778m;机翼的安装角度为 $2^\circ$ ;

[0057] 其中,机身为细长机身;所述机身的长度为5.75m,宽度为0.76m;

[0058] 其中,V形尾翼采用上反角为40度的V型尾翼,V型尾翼之间的夹角为100度,单侧尾翼(每个尾翼)参考面积为 $1.6\text{m}^2$ ,安装角为 $-2.5^\circ$ 。

[0059] 实施例3

[0060] 本实施例提供一种高升阻比中型无人机,与实施例1的区别仅在于,机翼的安装角度为 $3^\circ$ 。

[0061] 试验例1

[0062] 将实施例1和实施例2所提供的中型无人机进行仿真对比试验

[0063] 使用pointwise软件生成全机网格,网格数为1200万,在机翼、尾翼的前后缘使用T-rex阵面推进法技术生成高质量的各向异性网格,对于翼身连接处,流动复杂区域进行网格的局部加密。

[0064] 将飞机外部流场网格导入ANSYS-FLUENT软件,选用密度基求解器,k-omega-SST双方程湍流模型;根据巡航状态飞行高度5000m,飞行速度150km/h,设置边界条件,选择二阶迎风离散格式。

[0065] 参考面积取机翼参考面积 $10\text{m}^2$ ,参考长度0.778m。迭代计算直至残差收敛到要求量级且求解系数等不再变化完成流场计算,获得飞机流场流动物理量的分布以及相应条件下的全机气动力系数。

[0066] 表1不同翼身组合体全机升阻特性比较

[0067]		$CL_0$	$\alpha_0$	$CL^\alpha$	$CL_{max}$	$\alpha_{stall}$	$K_{max}$
[0068]	翼身组合体 A ( 实施例 2 )	0.518	$-4.72^\circ$	0.11081	1.567	$12^\circ$	22.15
	翼身组合体 B ( 实施例 1 )	0.534	$-4.85^\circ$	0.11058	1.553	$12^\circ$	22.8

[0069] 如上表,及图3~7所示,对比两种翼身组合体的升阻特性可见,翼身组合体A、B的升力特性曲线基本重合,无太大差别,失速迎角都在 $12^\circ$ 左右;

[0070] 当 $\alpha \leq 10^\circ$ 时,实施例1提供的无人机(翼身组合体B)的阻力特性较好,最大升阻比较大,达到了22.8;

[0071] 当 $\alpha > 10^\circ$ 时,实施例2提供的无人机(翼身组合体A)的阻力特性较好,升阻比较大;

[0072] 两种翼身组合体纵向力矩系数曲线基本一致,静稳定裕度差别不大。综合考虑,实施例1提供的无人机(翼身组合体B)比实施例2提供无人机(翼身组合体A)巡航阶段的升阻比更高,小迎角下升阻比更高,阻力特性更好。

[0073] 进一步说明,即使机翼参数相同,但由于搭配不同形状的机身,翼身之间也会产生干扰,导致对升阻比影响也有所不同;本发明提供的高升阻比中型无人机综合的结合机身、机翼、尾翼的特性。

[0074] 试验例2

[0075] 将实施例1和实施例3所提供的中型无人机进行仿真对比试验

[0076] 如图8所示,实施例1提供的机翼安装角下的最大升阻比高于实施例3机翼安装角。

[0077] 试验例3

[0078] 将实施例1所提供的高升阻比中型无人机进行气动外形进行了风洞试验验证,如图9所示。

[0079] 试验结果如表2所示,升阻特性曲线如图10、图11所示。全机升力线斜率为0.1186,最大升阻比达到了24.18,且实际的风洞试验的结果更优于仿真试验。

[0080] 风洞试验表结果表明该的无人机的设计合理,具有良好的纵向气动特性,满足高升阻比长航时的设计要求。

[0081] 表2风洞试验纵向气动特性数据

[0082]

$CL_0$	$\alpha_0$	$CL^\alpha$	$CL_{max}$	$\alpha_{stall}$	$K_{max}$
0.55351	$-4.65^\circ$	0.1186	1.67	$12^\circ$	24.18

[0083] 虽然,上文中已经用一般性说明、具体实施方式及试验,对本发明作了详尽的描述,但在本发明基础上,可以对之作一些修改或改进,这对本领域技术人员而言是显而易见的。因此,在不偏离本发明精神的基础上所做的这些修改或改进,均属于本发明要求保护的



图1



图2

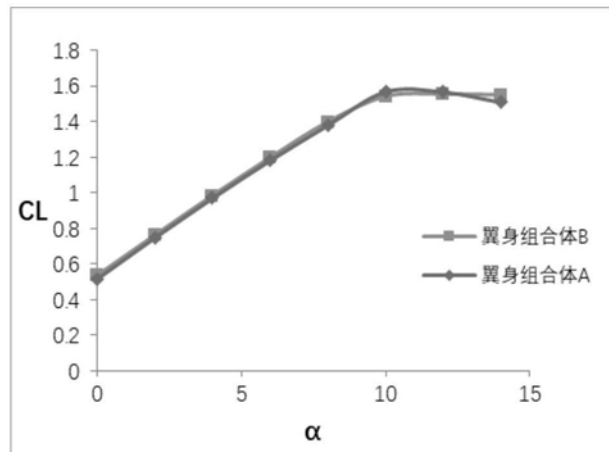


图3



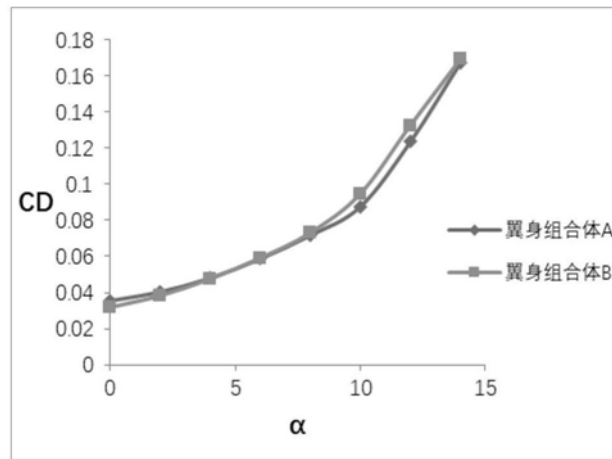


图4

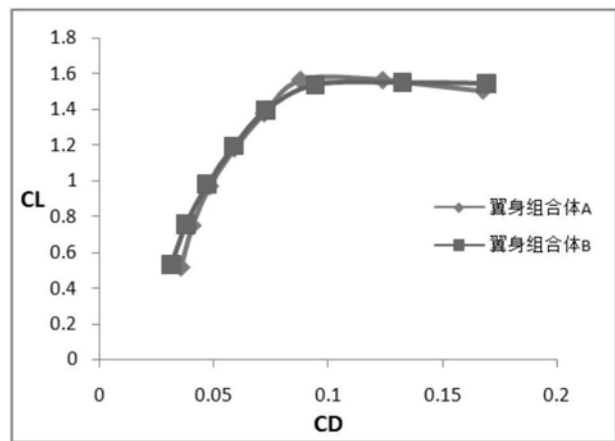


图5

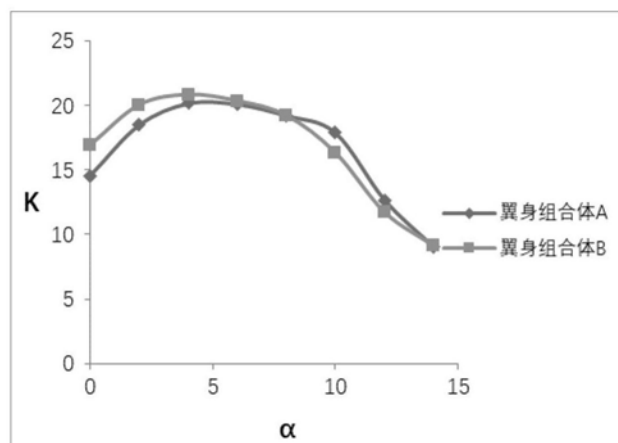


图6

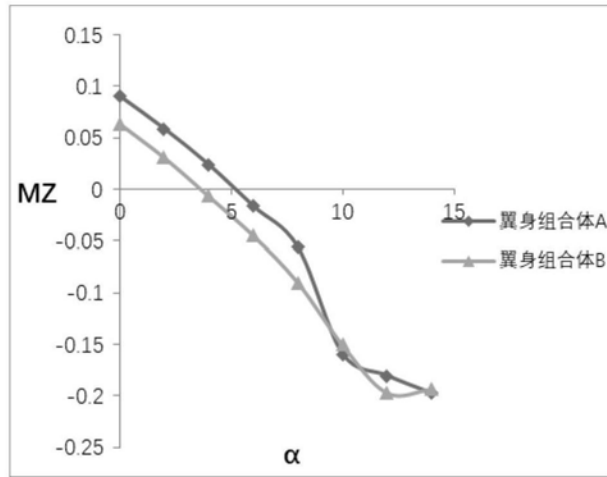


图7

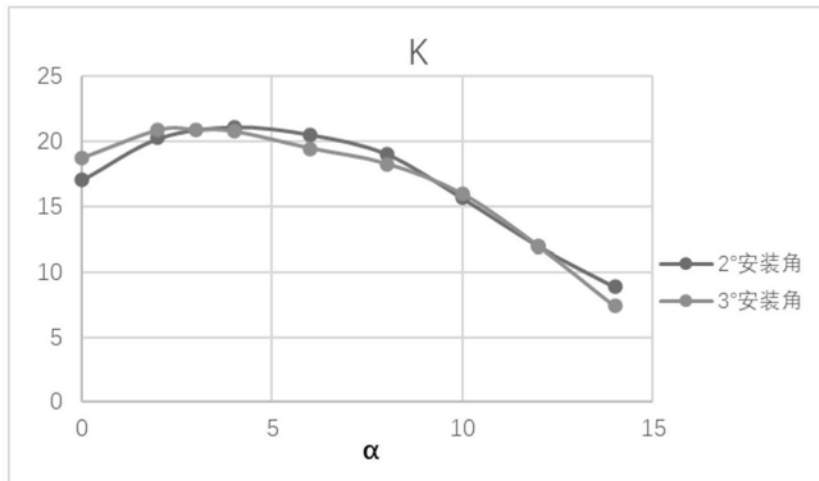


图8



图9

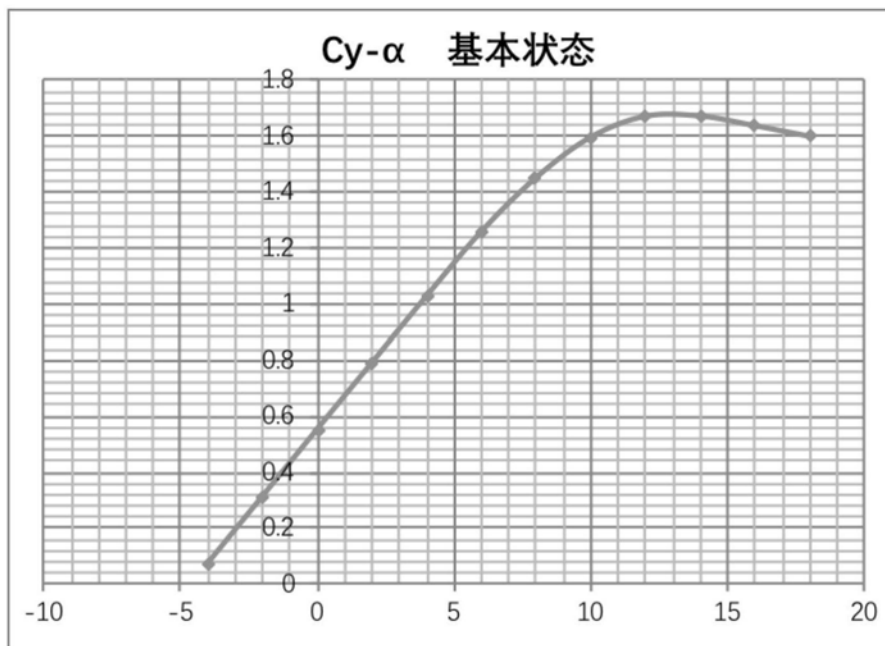


图10

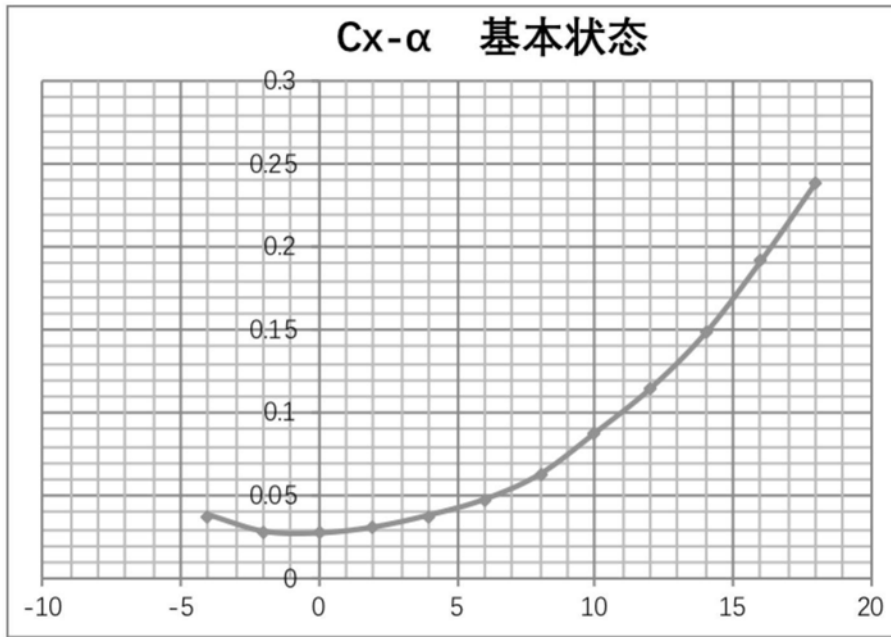


图11