**YK01A建模和性能计算报告**

编制： 李纪初

校对： 王子一

审批： 杨亚超

版本： V1.0

日期： 2022/6/21

一、气动参数部分

1、仿真计算坐标系

1.1建模坐标系

建模坐标系为无人机三维建模时的参考坐标系，其位置及方向根据建模方式确定。对于本次设计建模，建模坐标系的原点定义：**机头理论顶点为坐标原点。**X轴向后；Y轴向上；Z轴向左。OX轴与机身纵向轴线一致；轴OX和OY位于飞机对称面内，OZ轴按右手定则确定。

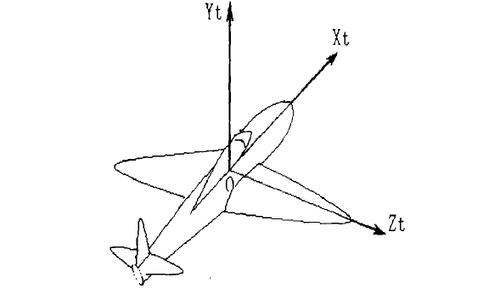


建模坐标系定义

1.2机体坐标系

坐标系采用右手直角坐标系，其原点O为飞机质心；X轴向前；Y轴向上；Z轴向右。机体坐标系：OXt轴与机身纵向轴线一致；轴OYt和OXt位于飞机纵向对称面内指向上；OZt轴通过右手定则确定。

本文中提供的气动力矩系数相对于体轴坐标系。



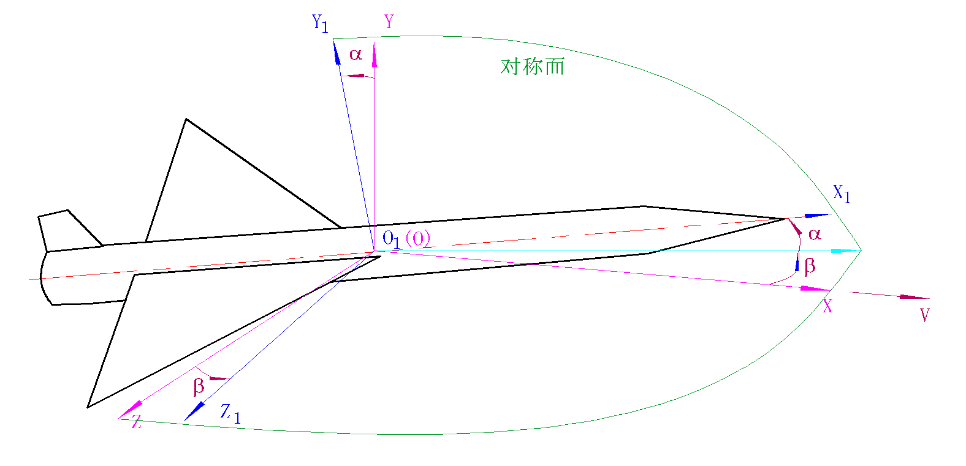
机体坐标系

1.3风轴系（速度坐标系）

坐标系采用右手直角坐标系，其原点O为飞机质心；X轴向前；Y轴向上；Z 轴向右。风轴坐标系：OX轴相对飞机质心速度矢量方向；OY轴在飞机对称面内。

本文中提供的气动力系数相对于体轴坐标系。坐标系及其攻角*α*、侧滑角*β*示意图下图所示。

注：对于阻力和轴向力，力的方向向后为正，向前为负。



风轴坐标系示意图

2、仿真计算参数定义

2.1 无人机结构参数

* 纵向力矩系数参考长度（机翼平均几何弦长）：*Lref* =0.11m
* 横航向力矩系数参考长度（翼展）：*b*=1.569m
* 参考面积（机翼面积）：Sref =0.267m2
* 无人机机身最大高度Hh=0.28m
* 无人机机身长L=0.91m
* 力矩参考位置（相对于建模坐标系）：

*Xg*＝0.38865m *Yg*=-0.004m *Zg* =-0.0047m

* 质心位置（相对于建模坐标系）

2.2 仿真环境参数

Ma ⎯ 马赫数

V ⎯ 飞行速度，(m/s)

H ⎯ 飞行海拔高度，(m)

*ρ*大气密度，kg/m3

*q⎯* 动压，q=ρv2，(pa)

2.3 静态气动参数

*α ⎯* 攻角，(°)

*β ⎯* 侧滑角，(°)

*X、Y、 Z ⎯* 风轴系，阻力、升力、侧向力，(N)

*Mx 、My、Mz⎯*体轴系，滚转力矩，偏航力矩，俯仰力矩，(N⋅m)

*cx 、cy、 cz ⎯*风轴系，阻力系数、升力系数、侧向力系数

*mx 、my 、mz⎯*体轴系，滚转力矩、偏航力矩、俯仰力矩系数

、、—体轴系，滚转角速度、偏航角速度、俯仰角速度

、、—滚转舵偏角、偏航舵偏角、俯仰舵偏角

2.4 无人机所受的力和力矩的系数完整版

需要根据飞行器的特征进行适当的裁剪和简化：

1. 上述公式的建立基于两个假设：气动力与力矩随运动变量呈线性变化；纵向与横航向的变量、力与力矩之间不存在相互耦合现象。上述假设通常在小迎角和小侧滑角的时候是成立的，此时气动系数随迎角和侧滑角呈线性变化。在大迎角时由于流动分离、旋涡脱落和失速，这些假设不成立，此时气动力和力矩系数与迎角和侧滑角呈非线性关系，发生了耦合现象。
2. 纵向稳定导数
3. 当飞行速度≤0.5Ma（低亚音速），飞行速度对稳定性导数的影响，可以忽略，因此；
4. 是飞机的升力线斜率，一般情况下认为与是一次函数的关系，即。【需要注意的是，一次函数关系是在一定的攻角范围内，超出该范围则不成立】
5. 纵向加速度导数1
6. 。该导数在定常飞行时为0，因此可以不用考虑。

2.5气动导数定义（按：和动导数合到一起。）

1. 升力系数组成：；

参考文献[2]中描述，升力的计算公式应如下

因此，

* 对于串列翼布局飞行器来说，质心位于两个机翼的中间，因此引起的升力系数的变化可以忽略，即，详见文献[1]中关于的定义。
* 升力系数对迎角导数：；

2）阻力系数组成：；

// 备注 //

// 备注 //

3）侧向力系数对侧滑角导数：；

侧向力系数组成：；

俯仰力矩系数对迎角的导数；

俯仰力矩系数组成：；

其中为无量纲量，其计算公式：，

偏航力矩系数对侧滑角的导数：；

偏航力矩系数组成：，其中为无量纲量，其计算公式：

滚转力矩系数对侧滑角的导数：；

滚转力矩系数组成：；

其中为无量纲量，其计算公式：

2.5 动导数定义

2.5.1 俯仰动导数

俯仰阻尼系数：

下洗时差阻尼力矩：

组合动导数：

其中为无量纲量，其计算公式：，

2.5.2 偏航动导数

偏航阻尼力矩：

其中为无量纲量，其计算公式：

2.5.3 滚转动导数

滚转运动引起阻尼力矩：

偏航运动引起阻尼力矩：

其中为无量纲量，其计算公式：

3、参数计算方法

3.1 数据无量纲化公式

本文气动力和力矩系数的无量纲化公式如下：

其中*q*为来流动压，，单位为pa。

3.2 数据对称性说明

本文纵航向耦合数据为正侧滑角状态数据，负侧滑角状态的数据利用外形的对称性可以得到，具体公式如下：

4、数据整理

4.1 气动数据坐标系转换公式

气动力数据由风轴系转换至体轴系公式如下：

4.2 不同质心位置气动力矩系数转换公式

本文数据的力矩参考点（、、）m，对于新的力矩参考点（、、），气动力系数不变，气动力矩系数会产生变化。新的力矩系数（、、）计算公式为：

5、仿真计算数据汇总

5.1 静态气动数据

|  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
|  | | | | | | |
| α\β | 0 | 4 | 8 | 12 | 16 | 20 |
| -12 | 0.18136 | 0.18350 | 0.19407 | 0.20238 | 0.21969 | 0.23758 |
| -8 | 0.10888 | 0.11266 | 0.12257 | 0.13554 | 0.15244 | 0.17114 |
| -4 | 0.07120 | 0.07548 | 0.08420 | 0.09764 | 0.11320 | 0.13271 |
| 0 | 0.07387 | 0.07720 | 0.08554 | 0.09775 | 0.11359 | 0.13240 |
| 4 | 0.10841 | 0.11196 | 0.11914 | 0.13105 | 0.14616 | 0.16318 |
| 8 | 0.17879 | 0.18495 | 0.19483 | 0.20397 | 0.21588 | 0.22894 |
| 12 | 0.29531 | 0.30005 | 0.30869 | 0.31787 | 0.32939 | 0.34065 |
| 16 | 0.41881 | 0.42483 | 0.43265 | 0.44231 | 0.44988 | 0.46197 |
| 20 | 0.55499 | 0.55618 | 0.58011 | 0.57190 | 0.58057 | 0.58309 |
|  | | | | | | |
| α\β | 0 | 4 | 8 | 12 | 16 | 20 |
| -12 | -0.39540 | -0.38251 | -0.40045 | -0.38406 | -0.40151 | -0.40379 |
| -8 | -0.17942 | -0.18079 | -0.18558 | -0.18589 | -0.19162 | -0.19235 |
| -4 | 0.16228 | 0.15040 | 0.14129 | 0.12610 | 0.11731 | 0.10216 |
| 0 | 0.53167 | 0.52254 | 0.50860 | 0.48787 | 0.46653 | 0.44479 |
| 4 | 0.81326 | 0.79852 | 0.80539 | 0.78832 | 0.75629 | 0.73074 |
| 8 | 0.91930 | 0.91735 | 0.92074 | 0.94137 | 0.92998 | 0.90520 |
| 12 | 0.97845 | 0.99243 | 1.00338 | 1.02443 | 1.03277 | 1.03336 |
| 16 | 1.06529 | 1.07819 | 1.09468 | 1.11154 | 1.12336 | 1.13783 |
| 20 | 1.16027 | 1.16054 | 1.20709 | 1.19151 | 1.20152 | 1.20992 |
|  | | | | | | |
| α\β | 0 | 4 | 8 | 12 | 16 | 20 |
| -12 | 0.00000 | -0.02991 | -0.05560 | -0.07612 | -0.10001 | -0.11815 |
| -8 | 0.00000 | -0.03151 | -0.06159 | -0.08858 | -0.11390 | -0.13531 |
| -4 | 0.00000 | -0.03380 | -0.06525 | -0.09453 | -0.12180 | -0.14494 |
| 0 | 0.00000 | -0.03256 | -0.06276 | -0.09099 | -0.12006 | -0.14537 |
| 4 | 0.00000 | -0.03103 | -0.05549 | -0.08430 | -0.11109 | -0.13187 |
| 8 | 0.00000 | -0.02315 | -0.04667 | -0.06275 | -0.07835 | -0.09183 |
| 12 | 0.00000 | -0.01836 | -0.03354 | -0.04286 | -0.05448 | -0.06205 |
| 16 | 0.00000 | -0.01352 | -0.02181 | -0.02699 | -0.02786 | -0.03153 |
| 20 | 0.00000 | -0.01264 | -0.01079 | -0.00638 | 0.00282 | 0.02082 |
|  | | | | | | |
| α\β | 0 | 4 | 8 | 12 | 16 | 20 |
| -12 | 0.00000 | -0.00027 | 0.00369 | 0.00463 | 0.00407 | 0.00699 |
| -8 | 0.00000 | -0.00019 | -0.00056 | -0.00092 | -0.00149 | -0.00040 |
| -4 | 0.00000 | -0.00259 | -0.00276 | -0.00291 | -0.00286 | -0.00316 |
| 0 | 0.00000 | -0.00261 | -0.00302 | -0.00320 | -0.00346 | -0.00426 |
| 4 | 0.00000 | -0.00192 | -0.00271 | -0.00396 | -0.00559 | -0.00697 |
| 8 | 0.00000 | -0.00085 | -0.00496 | -0.00941 | -0.01302 | -0.01598 |
| 12 | 0.00000 | -0.00404 | -0.01060 | -0.01751 | -0.02284 | -0.02685 |
| 16 | 0.00000 | -0.00290 | -0.01122 | -0.01859 | -0.02580 | -0.03153 |
| 20 | 0.00000 | -0.00315 | -0.01518 | -0.01856 | -0.02915 | -0.03561 |
|  | | | | | | |
| α\β | 0 | 4 | 8 | 12 | 16 | 20 |
| -12 | 0.00000 | -0.00552 | -0.00903 | -0.01388 | -0.01770 | -0.02040 |
| -8 | 0.00000 | -0.00565 | -0.01027 | -0.01448 | -0.01824 | -0.02128 |
| -4 | 0.00000 | -0.00510 | -0.01011 | -0.01433 | -0.01797 | -0.02097 |
| 0 | 0.00000 | -0.00453 | -0.00962 | -0.01381 | -0.01835 | -0.02187 |
| 4 | 0.00000 | -0.00340 | -0.00954 | -0.01432 | -0.01822 | -0.02137 |
| 8 | 0.00000 | -0.00412 | -0.00865 | -0.01291 | -0.01551 | -0.01738 |
| 12 | 0.00000 | -0.00369 | -0.00656 | -0.00992 | -0.01293 | -0.01510 |
| 16 | 0.00000 | -0.00201 | -0.00508 | -0.00780 | -0.01006 | -0.01331 |
| 20 | 0.00000 | -0.00178 | -0.00468 | -0.00390 | -0.00575 | -0.00500 |
|  | | | | | | |
| α\β | 0 | 4 | 8 | 12 | 16 | 20 |
| -12 | 0.14508 | 0.11469 | 0.11779 | 0.08832 | 0.08934 | 0.06759 |
| -8 | -0.10490 | -0.10361 | -0.08203 | -0.07298 | -0.08511 | -0.08867 |
| -4 | -0.04614 | -0.01118 | -0.00313 | -0.01582 | -0.04102 | -0.05964 |
| 0 | 0.01007 | 0.03855 | 0.04949 | 0.03918 | 0.02613 | 0.00578 |
| 4 | -0.08573 | -0.04373 | -0.00040 | -0.01130 | -0.03983 | -0.04397 |
| 8 | -0.34460 | -0.33938 | -0.33597 | -0.27585 | -0.26207 | -0.25683 |
| 12 | -0.56841 | -0.57801 | -0.58750 | -0.56211 | -0.52354 | -0.49450 |
| 16 | -0.78314 | -0.80741 | -0.82061 | -0.79713 | -0.76438 | -0.72645 |
| 20 | -0.91902 | -0.92968 | -0.95986 | -0.89702 | -0.84935 | -0.81259 |

5.2 气动导数

5.2.1 升力气动导数

升力系数对迎角导数：；升力系数组成：；

=0.5317

=4.6623

=0.4992

5.2.2 阻力系数

阻力系数组成：；

=0.07387

=0.001203

5.2.3 侧向力导数

侧向力系数对侧滑角导数：；侧向力系数组成：；

=0.3385

=-0.2031

5.2.4 俯仰力矩导数

俯仰力矩系数对迎角的导数；俯仰力矩系数组成：；其中为无量纲量，其计算公式：，

=0.0101

=-3.4569

=-1.9413

**俯仰动导数、**

（1）俯仰阻尼系数

是折叠式飞行器俯仰力矩对俯仰速率的导数。在气流从质心到达后机翼焦点的时间内，后机翼贡献的俯仰力矩变化量：

上式中“”表示后机翼升力提供的俯仰力矩为负；为动压，为尾翼面积，为尾翼升力系数随攻角导数，为尾翼气动焦点距飞行器质心距离。

将带入公式（4.10）得到(为机体x轴空速。)：

同理，对于前机翼：

将带入公式3.26得到：

将进行无量纲化，计算俯仰阻尼力矩，其计算公式为：

对于本次计算飞行器，=0.161㎡，=0.222m，=4.628，=0.107，=0.449m，=4.336；S=0.268，L=0.11m。计算得=-3.854。

（2）下洗时差阻尼力矩

是俯仰角加速度对折叠式飞行器迎角变化率的导数，当前机翼迎角发生变化，气流下洗角随之变化。后翼下洗角变化将改变后机翼的迎角，进而改变后翼的升力，俯仰力矩产生相应的变化。

为前机翼下洗气流到达后机翼所需时间，为时间内前机翼下洗角的变化量。对于串列翼折叠式飞行器，，所以：

将进行无量纲化，计算下洗时差阻尼力矩，其计算公式如下，其中对于平直机翼有，λ为展弦比。

其中为后翼升力线斜率=4.336，。经计算，得到。

5.2.5 偏航力矩导数

偏航力矩系数对侧滑角的导数：；偏航力矩系数组成：，其中为无量纲量，其计算公式：

=0.0584

=-0.0524

偏航动导数（）

偏航速率在飞机的垂直尾翼上引起了侧向力及侧向力矩的变化。侧向稳定系数是偏航力矩系数对于无量纲的偏航速率的变化率，由前翼及后翼的贡献构成。由偏航速率引起的偏航力矩是垂尾上诱发出的侧滑的结果，一个正的偏航速率在垂尾上产生负的侧滑或正的侧力；正的侧力产生负的偏航力矩：

其中，代入上式有

侧向稳定性系数定义为：

将力矩及角速率无量纲化后有：

其中，为垂直尾翼升力线斜率=4.005，为垂尾面积=0.024㎡，为翼展=1.569m，为垂尾气动中心距质心距离=0.437m。计算得。

5.2.6 滚转力矩导数

滚转力矩系数对侧滑角的导数：；滚转力矩系数组成：；其中为无量纲量，其计算公式：

=-0.0200

=0.1078

=-0.0129

**滚转动导数（Clp、Clr）**

横向稳定性系数为由于滚转角速率，当飞机绕其纵轴转动时，滚动速度在垂尾尾翼及前后翼面上引起线速度分布，进而引起表面上整个跨度上各点迎角的变化，导致升力分布的变化，产生滚转力矩的变化。机翼表面产生的滚动阻尼导数以下面方法计算：

其中。

滚转力矩的增量可以把升力的增量乘以力臂y来计算，即：

对该翼面的力矩分布进行积分，得：

为简化积分，用机翼升力系数斜率近似截面的升力曲线斜率，并对升力及滚转力矩进行无量纲化：

由滚动阻尼系数定义，对滚转角速率进行无量纲化后计算得：

其中，S为翼面积，b为翼展，为机翼升力线斜率，为弦长。对于串列翼飞行器，滚转阻尼导数由前翼及后翼贡献组成，故其计算公式为：

其中，下标*f*及*r*代表前翼或后翼参数，为前翼翼展=1.57m，为后翼翼展=1.156m。经计算得=-15.329。

由偏航角速率引起的滚转力矩导数计算方式参考5.3.2节，以下直接给出计算公式：

其中，为垂直尾翼气动中心到质心的距离=0.437m，为垂直尾翼气动压心到机身中心线的距离=0.125m，计算得。

二、飞行性能计算

1、不同速度下的配平迎角、升降舵偏角

在不同飞行速度下，根据升力系数对迎角的导数调整迎角大小，使升力与重力相等，计算配平公式如下：

式中参数详见气动参数部分5.2节，计算结果列表如下：

|  |  |
| --- | --- |
| 飞行速度V（m/s） | 配平攻角（°） |
| 20 | 9.85 |
| 25 | 3.95 |
| 30 | 0.74 |
| 35 | -1.18 |
| 40 | -2.43 |
| 45 | -3.29 |

2、升降舵配平偏转角

在巡飞弹巡航平飞的过程中，改变升降舵的偏转角度，使得合俯仰力矩为0.

定常飞行情况下，忽略俯仰动导数，计算配平公式如下：

式中参数详见气动参数部分5.2节，计算结果列表如下：

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| 飞行速度V（m/s） | 配平攻角（°） | 配平舵偏角（°） |
| 20 | 9.85 | -17.24 |
| 25 | 3.95 | -6.74 |
| 30 | 0.74 | -1.03 |
| 35 | -1.18 | 2.40 |
| 40 | -2.43 | 4.63 |
| 45 | -3.29 | 6.16 |

3、不同速度下的配平油门

根据不同的飞行速度下的配平迎角，及迎角和阻力系数的关系，求出不同速度下的阻力曲线；根据不同飞行速度下的油门/推力曲线，求配平油门。

计算推力配平公式如下：

式中气动参数详见气动参数部分5.2节，推力由动力系统参数部分1.1节油门-推力表插值得到。由此给出平飞配平油门值：

|  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- |
| 飞行速度V(m/s) | 配平攻角(°) | 配平舵偏角(°) | 油门比例 |
| 20 | 9.85 | -17.24 | 0.584 |
| 25 | 3.95 | -6.74 | 0.595 |
| 30 | 0.74 | -1.03 | 0.660 |
| 35 | -1.18 | 2.40 | 0.766 |
| 40 | -2.43 | 4.63 | 1.072 |
| 45 | -3.29 | 6.16 | 1.493 |

4、最小飞行速度

根据失速迎角对应的升力系数大小，计算最小平飞速度。

失速迎角处升力系数-攻角曲线升力系数取到最大值为0.94887；计算得最小定常平飞速度23.7m/s。

5、最大飞行速度

根据不同的飞行速度下的配平迎角，及迎角和阻力系数的关系，求出不同速度下的阻力曲线；结合不同飞行速度下最大油门的推力曲线（转到气流系），相交点即为最大飞行速度点。

平飞时平衡方程为：

最大油门值情况下推力为滑流速度（飞行速度）的函数，画出不同速度下的阻力曲线和推力曲线。



图解最大速度点

由图知，最大飞行速度为38.6m/s。

6、最大爬升角、爬升率

均向机体系简化：

以发动机满油门状态，升力系数最大状态爬升时，爬升角最大，按照此状态下定常爬升计算，平衡方程如下：

在不同的攻角状态代入方程组，通过两条曲线相交求得对应定常爬升状态解。以此方式获得不同攻角下最大爬升角及对应飞行速度的曲线如下。

爬升角及爬升速度

由图知，4°攻角时，爬升角取最大值，最大爬升角20°，飞行速度24m/s。

记爬升率为，在不同攻角下计算爬升率，

不同攻角状态下爬升率曲线如下：



爬升率

由图知最大爬升率为8.45m/s。（对应的爬升角度、速度、攻角也写出来。）

7、升限

不同高度下的最小飞行配平速度随海拔增大（曲线），求出对应的阻力，不同海拔下最大推力与速度关系曲线。

由平飞平衡关系导出计算公式如下，计算需用推力：

可用推力:

其中是前进比的函数，也就是速度V的函数，是海拔的函数。从而T 是速度V和高度H的函数。

在不同攻角状态下，联立

求得升限及飞行速度解，如下图所示：



不同攻角状态下升限

由图知，4°攻角下得升限最大为7423m，飞行速度36m/s。

8、航时

巡飞器工作的总功率由2部分组成：推进组件的功率和除推进组件外的机载电气功率，计算公式如下。

1）巡飞器的计算

巡飞器的推进功率可根据下式计算：

式中，为螺旋桨的输出功率，为电源管理板至螺旋桨的功率传递链路中的总效率。

为了便于计算，假设巡飞器的整个飞行过程为定常水平飞行，计算公式如下：

式中，飞行时的阻力；为飞行时的巡航速度；为巡飞器的质量，根据设计结果取7.9；为巡飞器的当地重力加速度，取9.8，为飞行时的升阻比，根据气动仿真结果取15。巡航速度为30m/s时，为154.84w。提高巡航速度为34m/s时，为175.48w。

电源管理板至螺旋桨的功率传递链路中的总效率的计算公式如下：

式中，为螺旋桨的效率，取0.7；为电机的转换效率，取0.7；为电源管理板的效率，取0.9。经计算，34m/s的巡航速度为397.93W。

2）巡飞器的计算

巡飞器的为巡飞器机载电气的功耗，根据SULA89的经验，其他机载电气设备功率约为40w；载荷设备的功耗如下表所示。

表1 机载电气设备功耗统计

|  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- |
| 序号 | 名称 | 电压（V） | 功耗(W) |
| 1 | CT仪载荷 | 28 | 40 |
| 2 | 光电载荷 | 12 | 10 |
| 3 | 数据链 | 12 | 50 |
| 4 | JQ控制单元 | 12 | 20 |

所以，的平均的功率为160 W，计算得，为557.92W。

巡飞器续航时间的计算公式如下：

式中，为电池的总能量，为巡飞器工作的总功率（由于发射爬升时间较短，为了便于计算忽略爬升段和巡航段的差异）。

电池的总能量通过如下公式计算。

式中，为电池的能量密度，与前文取值一致，为210；为电池的质量，根据设计的结果为8.505；为电池的放电效率，取0.95；为电池的放电深度，试验阶段为二次电池，可取80%。经计算电池总能量为1357.4。经计算，巡飞器续航时间为1.3h。

9、发射角度

最大发射角同最大爬升角20°。参考爬升角度和爬升速率的计算，在爬升率最高的条件下，推荐的发射条件为：发射角17°，起飞航点航迹角17°，发射速度≥31m/s，发射设置的姿态角17°，爬升速率约为7.8m/s。配平升降舵由飞控自行调整。

三、动力系统参数

1、螺旋桨气动参数

分别对飞行速度为0m/s,20m/s,30m/s,40m/s的工况进行仿真，仿真结果表所示。

CFD仿真数据汇总表

|  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| 滑流速度（m/s） | PWM值 | 1200 | 1400 | 1600 | 1800 | 1900 |
| 转速/rpm | 2300 | 5500 | 8800 | 11600 | 12000 |
| 0 | 扭矩/Nm | 0.03907 | 0.2219 | 0.58547 | 1.01838 | 1.09977 |
| 拉力/N | 1.74755 | 10.2614 | 25.67898 | 44.07725 | 47.91860 |
| 20 | 扭矩/Nm | 0.06715 | -0.08911 | -0.52340 | -1.02496 | -1.12926 |
| 拉力/N | -2.68008 | 1.39203 | 16.64160 | 37.75680 | 41.61172 |
| 30 | 扭矩/Nm | 0.13674 | 0.14539 | -0.29674 | -0.85044 | -0.95434 |
| 拉力/N | -5.02547 | -5.82586 | 6.11014 | 24.95746 | 28.49308 |
| 40 | 扭矩/Nm | 0.21060 | 0.28623 | 0.09566 | -0.50442 | -0.61562 |
| 拉力/N | -7.41991 | -11.30845 | -5.98278 | 10.23204 | 13.41975 |

可以看到，随着飞行速度的增加，螺旋桨在仍在低转速转动时，将产生反向的推力，如表中绿色标示的数据。

1.1 螺旋桨性能分析中常用参数及计算公式（仿真和试验对比的曲线及修正系数说明写出来。）

由仿真数据，计算得到无量纲化的气动系数及效率，计算公式如下。

1 前进比无量纲公式：

其中ns为螺旋桨每秒转数，单位r/s（转每秒）；D为螺旋桨直径单位m；V为来流速度单位m/s。

2 拉力系数无量纲公式：

其中T为螺旋桨拉力，单位N；ρ为空气密度，单位kg/。

3 力矩系数无量纲公式：

其中M为螺旋桨力矩，单位N·m。

4 功率系数无量纲公式：

5 效率计算公式：

螺旋桨气动特性分析结果见下表所示：

螺旋桨气动特性分析结果

|  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- |
| 前进比 | 拉力系数 | 力矩系数 | 功率系数 | 效率系数 |
| 0 | 0.08186 | 0.00555 | 0.03485 | 0 |
| 0.30303 | 0.07161 | 0.00589 | 0.037 | 0.58646 |
| 0.31348 | 0.06953 | 0.00572 | 0.03594 | 0.6065 |
| 0.41322 | 0.05325 | 0.00508 | 0.03189 | 0.69004 |
| 0.45455 | 0.04903 | 0.00498 | 0.03127 | 0.71276 |
| 0.47022 | 0.04596 | 0.00475 | 0.02982 | 0.72475 |
| 0.60606 | 0.02309 | 0.00321 | 0.02017 | 0.69387 |
| 0.61983 | 0.01955 | 0.00288 | 0.01808 | 0.67032 |
| 0.62696 | 0.01884 | 0.00282 | 0.01769 | 0.66794 |
| 0.66116 | 0.0114 | 0.00221 | 0.0139 | 0.5424 |

从数据中分析可知，在前进比为0.47附近是该螺旋桨工作的最大效率点，最大效率约为72.5%。

将分析结果绘制曲线图如下：



螺旋桨拉力系数



螺旋桨力矩系数



螺旋桨功率系数

  
螺旋桨效率

[1] 班度.N 帕玛迪. 飞机的性能、稳定性、动力学与控制[M]. 第2版. 2013.

[2] Randal W.Beard, Timothy W.Mclain. Small Unmanned Aircraft-Theroy and Pratice[M]. 2022. https://github.com/randybeard/uavbook.