

翼型一般都有标准号，是用设计者或者研究机构名字的缩写加数字来表示的。随着航空技术的发展，世界各主要航空发达的国家都设计出了大量高性能的翼型，建立了各种翼型系列，如美国有 NACA 系列、德国有 DVL 系列、英国有 RAE 系列、俄罗斯有 ЦАГИ 系列。

一般，多数无人机属于低速航空器，典型的低速翼型有 NACA4 位数字和 5 位数字。NACA4 位数字翼型用 4 位数字表示翼型的几何参数，其中第 1 个数字表示相对弯度，第 2 个数字表示最大弯度相对位置数值的 1/10，第 3 和第 4 个数字一起表示翼型的相对厚度。以 NACA2415 翼型为例，其含义如图 2-3 所示。

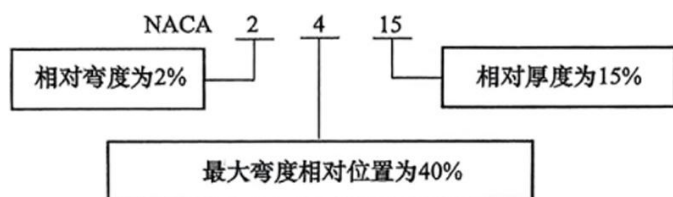


图 2-3 NACA 4 位数字翼型示例

NACA5 位数字翼型的第 1 个数字表示弯度，但不表示具体的几何参数，而是设计升力系数的  $\frac{20}{3}$  倍；第 2 和第 3 个数字一起为最大弯度相对位置数值的 2 倍；最后两个数字表示相对厚度。以 NACA23012 翼型为例，它的设计升力系数是  $\frac{2}{3} = 0.3$ ，最大弯度相对位置为  $30\% \div 2 = 15\%$ ，相对厚度为 12%，如图 2-4 所示。

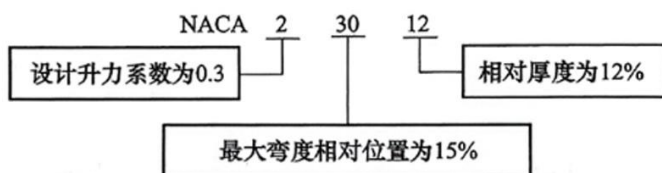


图 2-4 NACA 5 位数字翼型示例

## 2.2 确定翼型

### 2.2.1 翼型空气动力特性

空气动力学主要研究物体在空气中相对运动情况下的受力特性、气体流动规律以及伴随发生的物理和化学变化。翼型空气动力学特性是无人机飞行中的空气动力学知识（升力的产生、飞行姿态的控制、平衡保持等）的基础。

#### 1. 翼型的升力特性

在翼型平面上，气流相对速度  $v$  与翼弦之间的夹角为翼型的几何迎角，简称迎角  $\alpha$ 。当气流绕过翼型时，在翼型表面上每点都作用有压力  $p$ （垂直于翼面）和摩擦切应力  $\tau$ （与翼面相切），它们将产生一个合力  $R$ ，合力的作用点称为压力中心，合力在气流方向上的

分量为阻力  $D$ ，在垂直于气流方向上的分量为升力  $L$ ，如图 2-5 所示。

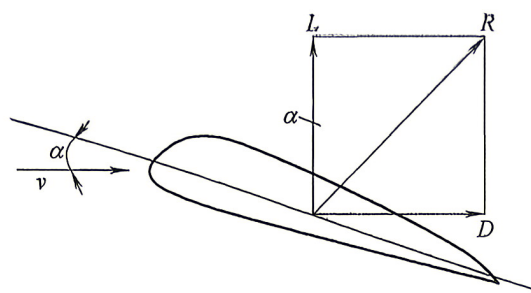


图 2-5 翼型上的空气动力示意图

翼型无量纲升力系数定义式为

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho v^2 b} \quad (2-5)$$

式中  $C_L$ ——翼型升力系数；

$\rho$ ——空气密度 ( $\text{kg/m}^3$ )；

$v$ ——气流相对速度 ( $\text{m/s}$ )；

$b$ ——翼型弦长；

$L$ ——翼型升力 ( $\text{N}$ )。

图 2-6 所示为升力系数随迎角的变化曲线。由图可见，在迎角较小时，特性曲线是一条直线，直线的斜率称为升力线斜率。NACA23012 的升力线斜率理论值是  $0.106/(\circ)$ ，实验值略小，主要原因在于实际气流是有黏性的。在正迎角时，上、下翼面的边界层位移厚度不一样，其效果等于改变了翼型的中弧线及后缘点位置，从而使有效的迎角变小。

对于有弯度的翼型，升力系数曲线是不通过原点的，通常把升力系数为零的迎角定义为零迎角  $\alpha_0$ ，如图 2-6 所示。一般弯度越大， $\alpha_0$  越大。

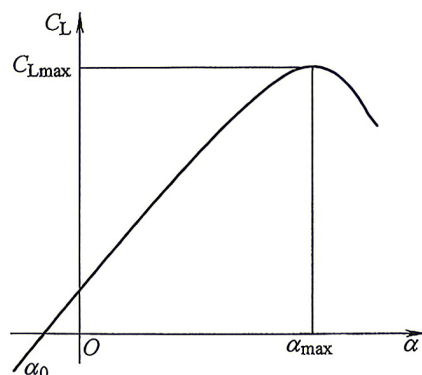


图 2-6 翼型升力特性曲线

当迎角大于一定的值后，特性曲线就开始弯曲。迎角再大一些，升力系数就达到了它的最大值，此值记为最大升力系数  $C_{Lmax}$ 。它是用增大迎角的办法所能获得的最大升力系数，相对应的迎角称为临界迎角  $\alpha_{max}$ ，如图 2-6 所示。再继续增大迎角，升力系数反而开始下降，这一现象称为翼型的失速，所以这个临界迎角也称为失速迎角。

## 2. 翼型的阻力特性

空气是有黏性的，虽然其黏性很小，但是由于黏性的存在，当空气流过物体时，就会产生阻力。无人机翼型阻力主要是由表面摩擦和流动分离两种情况产生的，包括摩擦阻力和形状阻力（也称黏性压差阻力）两部分。翼型摩擦阻力是空气流经翼型表面时，由于空气黏性的作用而产生的阻力。另外，空气离开翼型表面时因与附近的空气相互牵制，也要



产生摩擦阻力。图 2-7 所示为翼型阻力特性曲线。弧线的形状、翼型厚度和厚度分布对翼型的升力和阻力特性的影响较大，特别是弯度和翼型厚度的影响很大。翼型弯度增加，升力系数增加，翼型厚度减小，最小阻力系数减小。无论摩擦阻力还是压差阻力，都与空气黏性有关。翼型无量纲阻力系数的定义式为

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2}\rho v^2 b}$$

(2-6)

式中  $C_D$ ——翼型阻力系数；  
 $D$ ——翼型阻力 (N) ；  
其余参数与式 (2-5) 相同。

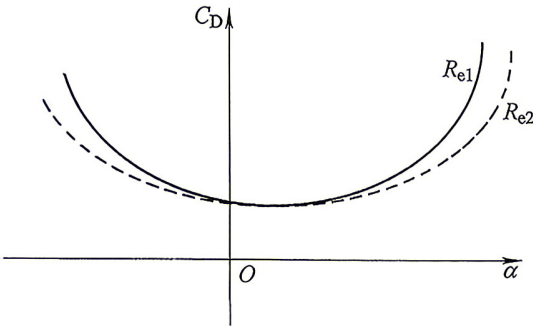


图 2-7 翼型阻力特性曲线

- 1) 在任何迎角下，阻力系数都不会等于零，因为空气是黏性的，流过翼型时必然产生阻力。
- 2) 在迎角较小时，随着迎角的增大，阻力系数基本不变；当迎角较大时，阻力系数随着迎角的增大而较快增加，这是由于黏性作用导致边界层分离而引起的。
- 3) 存在一个最小阻力系数。在迎角较小时，翼型的阻力主要是摩擦力，阻力系数随迎角变化不大；在迎角较大时，出现了黏性压差阻力的增量，阻力系数与迎角的二次方成正比；当迎角等于或大于临界迎角后，分离区扩及整个上翼面，阻力系数增大。

3. 翼型的极曲线

通常情况下，把翼型升力特性和阻力特性结合起来，构成表示翼型升力系数和阻力系数的关系曲线，称为极曲线，如图 2-8 所示。

极曲线上的每一个点代表相应的一个迎角，由原点至该点的连线表示翼型在这一迎角下的气动合力的大小和方向。因此，极曲线其实就是空气动力合力的矢量曲线。从极曲线中可以找出 5 个特征点：①点为阻力系数最小值  $C_{Dmin}$  点，②点为最有利状态点  $(C_L/C_D)_{max}$

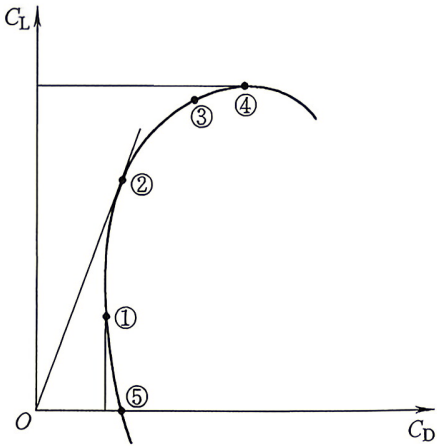


图 2-8 翼型极曲线

点, ③点为最经济状态点  $(C_{L3/2}/C_D)_{\max}$  点, ④点为升力系数最大点  $C_{L\max}$  点, ⑤点为零升阻力系数点  $C_{D0}$  点。

“最有利”即升阻比为最大, 与航程最远相关; “最经济”则与续航时间最久相关。

#### 4. 翼型的气动中心

翼型绕某一特定点的俯仰力矩不随迎角变化而变化, 该点称为气动中心, 又称焦点  $F$ , 也即气动力增量作用点。注意气动力增量作用点和气动力作用点是不一样的, 它是迎角发生变化时, 气动力的增加量力矩为零的点, 是和飞行器的操纵性与稳定性密切相关的一个重要参数, 也是测量俯仰力矩的参考点之一。翼型的俯仰力矩是翼型绕前缘点旋转的作用力矩大小。绕焦点的力矩不随  $C_L$  而改变, 始终等于零升力矩系数。焦点位置是固定的, 不因迎角的变化而移动。

#### 5. 翼型的压力中心

翼型压力中心是翼型上、下表面所受的气动分布力合力(按照力的合成的基本原则进行合成)的作用点, 所有的分布力相对于这一点的合力矩(假设无人机抬头力矩为正、低头力矩为负)为零。压力中心随着迎角的变化在翼型中弧线上前后移动, 翼型的弯度越大, 移动的距离越大。压力中心的位置与速度无关。对于对称机翼, 即使迎角变化, 压力中心在中弧线 25% 附近不变化, 压力中心  $P$  与焦点  $F$  重合。而对于非对称翼型来说, 两者是不重合的。

### 2.2.2 影响翼型空气动力的因素

无人机的飞行高度、飞行速度、风速、空气温度和湿度状况、翼型的几何形状、表面粗糙度等参数都影响翼型空气动力, 但其中最主要的影响因素有雷诺数、马赫数和失速。

#### 1. 雷诺数 $Re$

雷诺数 (Reynolds Number) 是一种可用来表征流体流动情况的无量纲数, 以  $Re$  表示。在流体力学中, 雷诺数  $Re$  是指在给定来流条件下, 流体惯性力和黏性力的比值。雷诺数的大小决定了黏性流体的流动特性。雷诺数越小, 意味着黏性力影响越显著; 雷诺数越大, 则惯性力影响越显著。雷诺数很小的流动, 其黏性影响遍及全流场; 雷诺数很大的流动(如一般飞行器绕流), 其黏性影响仅在物面附件的边界层或尾迹中才是重要的。在不同的流动状态下, 流体的运动规律、流速的分布等都是不同的, 因此雷诺数的大小决定了黏性流体的流动特性。雷诺数的计算公式为

$$Re = \frac{\rho v d}{\eta} \quad (2-7)$$

式中  $v$ ——气流的流速 (m/s);

$\rho$ ——空气的密度 ( $\text{kg}/\text{m}^3$ );

$\eta$ ——气流的黏度 ( $\text{Pa} \cdot \text{s}$ );

$d$ ——气流流经物体的距离 (m)。



流体的流动状态分为层流、边界和紊流（也称湍流）三种，一般用雷诺数判断流体的流动状态。雷诺数小，流体流动时各质点间的黏性力占主要地位，呈层流流动状态；雷诺数大，惯性力占主要地位，流体呈紊流（也称湍流）流动状态。一般雷诺数  $Re < 2300$  为层流状态， $Re > 4000$  为紊流状态， $Re = 2300 \sim 4000$  为过渡状态。雷诺数对无人机的阻力特征影响很大。无人机在空气中飞行所遇到的阻力主要为摩擦阻力和压差阻力，空气的黏性与这两种阻力的大小有密切的关系。

雷诺数对常用翼型的升力线斜率影响很小，但对最大升力系数有明显的影 响。一般  $C_{Lmax}$  随  $Re$  的增大而增大（图 2-9），翼型阻力随雷诺数的增大而减小。因为雷诺数越大，黏性的影响就越小，从而延缓了气流分离的发生。雷诺数及翼型表面的光滑程度决定着翼型表面的附面层状态和转捩点位置，从而影响翼型摩擦阻力。

气动外形优化设计的目的在于实现翼型良好的气动效率，满足无人机的性能需求。续航时间和航程是无人机设计中要考虑的重要问题，也是翼型气动优化的重要目的。传统大雷诺数翼型气动优化的目的是获取升阻比最大的翼型。而对于小雷诺数条件内翼型升阻比最大时的功率因子不一定最大，反之也成立。因此，小雷诺数翼型的气动优化从功率因子角度考虑，能获得满足无人机航行时性能要求的优化翼型。

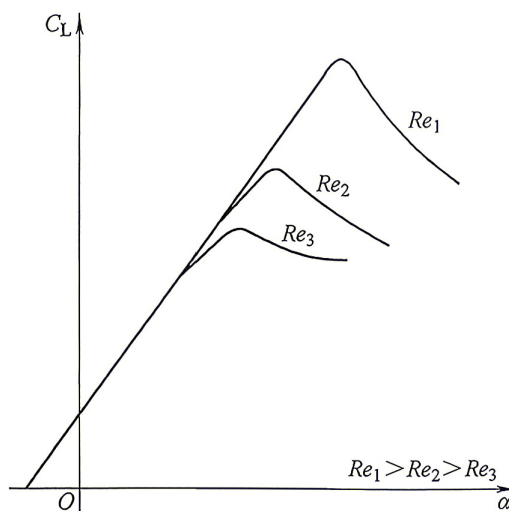


图 2-9 雷诺数对翼型升力特性的影响

## 2. 马赫数 $Ma$

马赫数  $Ma$  (Mach Number) 是物体速度与音速的比值，即音速的倍数。因为音速在不同高度、温度等状态下数值不同，所以只有给出高度和大气条件（一般默认为国际标准大气条件），才能计算出马赫数的数值。

由于声音在空气中的传播速度随着条件的不同而不同，因此马赫数也只是一个相对的单位。在低温下声音的传播速度慢些，1 马赫数对应的具体速度也就低些。因此相对来说，在高空比在低空更容易达到较大的马赫数。当马赫数  $Ma < 0.3$  时，流体所受的压力不足以压缩流体，仅会造成流体的流动。在此状况下，流体密度不会随压力而改变，此种流体称为亚音速流体，流场可视为不可压缩流场。一般的水流（湍急的河流）及大气中空气的流动（台风），皆属于不可压缩流场。但流体在高速运动（流速接近于音速或大于音速）时，流体密度会随着压力而改变，此时气体的流场称为可压缩流场。

$Ma$  是标志空气压缩性影响的一个相似参数。对于多旋翼无人机前飞时的前行桨叶翼剖面，有

$$Ma = \frac{\Omega r + v_0}{a} \quad (2-8)$$



式中  $a$ ——声速 (m/s) ;  
 $\Omega$ ——旋翼旋转速度 (m/s) ;  
 $r$ ——桨叶半径 (m) ;  
 $v_0$ ——飞行速度 (m/s) 。

当  $Ma < 0.3$  时是低速 (可以不考虑空气压缩性影响) ; 当  $0.3 < Ma < 0.8$  时为亚音速; 当  $0.8 < Ma < 1.2$  时为跨音速; 当  $1.2 < Ma < 5$  时为超音速; 当  $Ma > 5.0$  时为高音速。一般民用无人机飞行速度为低音速, 民用飞机飞行速度为亚音速或高亚音速, 军用战斗机飞行速度为超音速或高音速。美国最新高音速飞机马赫数已达 7.0, 航天飞机再入大气层可以达到 25 以上。

### 3. 音障

音障是一种物理现象。当无人机的速度接近音速时, 将会逐渐追上自己发出的声波。声波叠合累积的结果, 会产生振波, 进而对无人机的加速产生障碍, 而这种因为音速造成提升速度的障碍称为音障。突破音障进入超音速后, 从无人机最前端起会产生一股圆锥形的音锥 (图 2-10), 这股振波如爆炸一般, 故称为音爆或声爆。强烈的音爆不仅会对地面建筑物产生损害, 对无人机本身伸出冲击面以外的部分也会造成破坏。而音爆不仅仅有声波, 还有来自空气的阻力。对于多旋翼无人机而言, 当旋翼桨叶桨尖马赫数接近 1 时, 桨叶前方急速冲来的空气不能够像平常一样通过旋翼扩散开, 于是气体都堆积到了旋翼和机体的周围, 产生极大的压力, 也会引起一种看不见的空气旋涡, 俗称“死亡旋涡” (图 2-11), 也叫作音障, 如果旋翼和机体不做特殊加固处理, 那么将会在瞬间被摇成碎片。



多旋翼空气旋涡



图 2-10 音锥

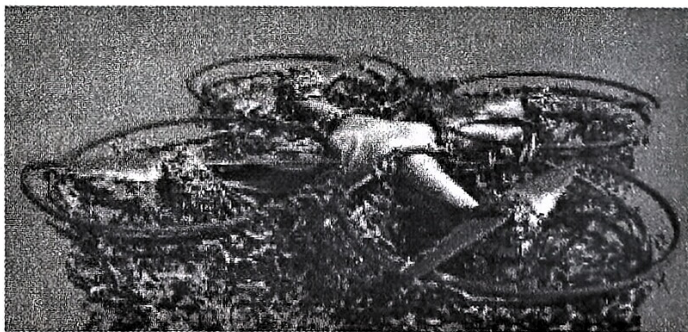


图 2-11 死亡旋涡

### 4. 失速

由图 2-6 可知, 当翼型迎角小于临界迎角  $\alpha_{\max}$  时, 无人机螺旋桨的升力与迎角成正比, 即升力随迎角的增加而增大。但当超过临界迎角之后, 流经桨叶上表面的气流会出现严重分离, 形成大量涡流, 升力开始下降, 阻力急剧增加, 飞行速度急剧下降, 无人机剧烈抖动, 随后下坠, 造成严重的飞行事故, 这种现象称为失速。为了避免产生失速,



螺旋桨旋转时的迎角必须小于临界迎角。螺旋桨临界迎角的大小是决定最大升力的关键因素之一。

临界迎角与雷诺数也有关联。雷诺数越大，越不容易失速。因为雷诺数越大，流经螺旋桨上表面的边界层会越早从层流边界层过渡到紊流边界层，而紊流边界层不容易从桨叶表面分离，所以不容易失速。雷诺数小的螺旋桨上表面尚未从层流边界层过渡为紊流边界层时就先分离了，易造成失速。一般翼型数据都会注明该数据是在雷诺数多大时所得，并注明雷诺数为多少时会在几度夹角发生失速。

不同的翼型在失速时的特性并不相同，有的翼型失速后升力很快减小，有的翼型升力减小就缓和得多。依据翼型厚度不同，可以把翼型分为厚型、较薄型和薄型三种类型，如图 2-12 所示。

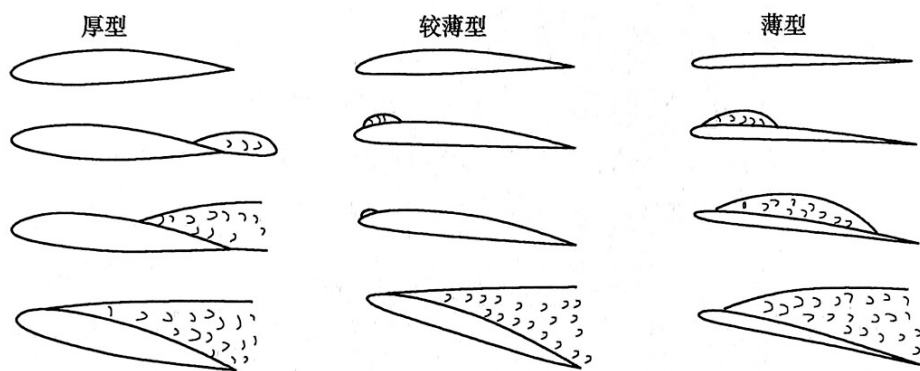


图 2-12 不同厚度翼型的失速特性示意图

◆ **厚型** 一般指圆前缘，最大相对厚度大于 14% 的翼型。发生失速时，翼型从后缘开始失速，开始时，湍流边界层随着迎角的增加而增厚，在迎角为  $10^\circ$  左右时，边界层开始从后缘分离。迎角进一步增大，分离点向前移动。此时升力的损失比较缓慢，俯仰力矩的改变也较小。

◆ **较薄型** 此翼型从前缘开始失速。中等厚度（相对厚度为 6% ~ 14%）的翼型，在很小的迎角下气流就从前缘分离，但是立即又附着在翼型表面上，因此操作人员几乎无法觉察到失速。在更大的迎角下，边界层不再附着，整个翼型几乎立即失速，从而导致升力和俯仰力矩剧烈变化。

◆ **薄型** 发生失速时，在小迎角下从头部分离，而后立即再附着，这些分离气泡随着迎角的增加会向后延伸，当延伸到翼型后缘时，翼型达到最大升力。超过这一迎角后，气流在整个翼型上分离，从而失速，升力下降比较平缓，但是俯仰力矩变化较大。

### 2.2.3 翼型的选择

对现有各种翼型的几何参数和性能进行对比分析，从中选出能满足无人机空气动力学要求的翼型，此过程为翼型的选择。选择翼型时通常要考虑以下两大因素。

### 1. 翼型总体外形的考虑

1) 双凸翼型的上弧线和下弧线都向外凸, 但上弧线的弯度比下弧线大。这种翼型比对称翼型的升阻比大。

2) 平凸翼型的下弧线是一条直线, 这种翼型的最大升阻比要比双凸翼型大。

3) 凹凸翼型的下弧线向内凹入, 这种翼型能产生较大的升力, 升阻比也比较大。

4) S 形翼型的中弧线像横放的 S 形, 这种翼型的力矩特性是稳定的。

### 2. 翼型几何参数的考虑

#### ◆ 弯度

1) 适当增加翼型弯度是提高翼型最大升力系数的有效手段, 一般相对弯度为 2% ~ 6%, 其中 4% 比较常见。

2) 适当前移最大弯度位置也可以提高翼型的最大升力系数, 失速形式为前缘失速。

3) 最大弯度位置靠后, 最大升力系数降低, 但是可以取得比较缓和的失速特性。

4) 对低速和亚声速翼型, 阻力主要来自摩擦阻力, 因此常选择小弯度层流翼型来减小阻力。

#### ◆ 厚度

1) 适当增加翼型的厚度可以提高翼型的升力斜率, 使最大升力系数增加。

2) 翼型每减小 1% 的相对厚度可以增加 0.015 的临界马赫数。

3) 对常规的 NACA 翼型, 一般在相对厚度为 12% ~ 15% 时达到最大升力系数。

4) 低速翼型相对厚度可以在 12% ~ 18% 范围内选择, 亚声速翼型相对厚度可以在 10% ~ 15% 范围内选择, 超声速翼型相对厚度只能在 4% ~ 8% 范围内较薄翼型和较薄前缘半径翼型间选择。

#### ◆ 前缘

1) 翼型头部是确定大迎角下气流分离流动, 从而决定最大升力系数及其他重要气动性能参数。

2) 适当增加翼型的头部半径还可以提高翼型的升力斜率。

3) 翼型前缘半径越小, 越易分离, 最大升力越小, 波阻也越小。

4) 圆前缘翼型失速迎角大, 最大升力系数大, 超声速波阻大。

5) 亚音速翼型采用圆前缘, 超音速翼型采用尖前缘。

#### ◆ 对称翼型

1) 对称翼型的中弧线和翼弦重合, 上弧线和下弧线对称。这种翼型阻力系数比较小, 但升阻比也比较小。

2) 对称翼型的最大失速特性远不如弯度的翼型, 但是其速度特性比较好。

3) 翼型的零升力矩是由弯度决定的。对称翼型的零升力矩为零, 零升力矩太大会增加配平阻力。