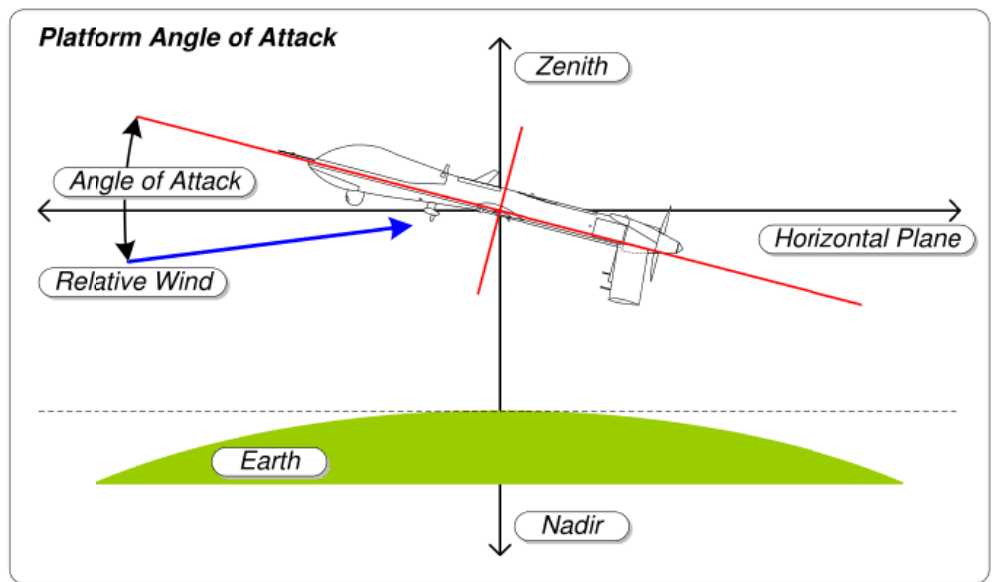
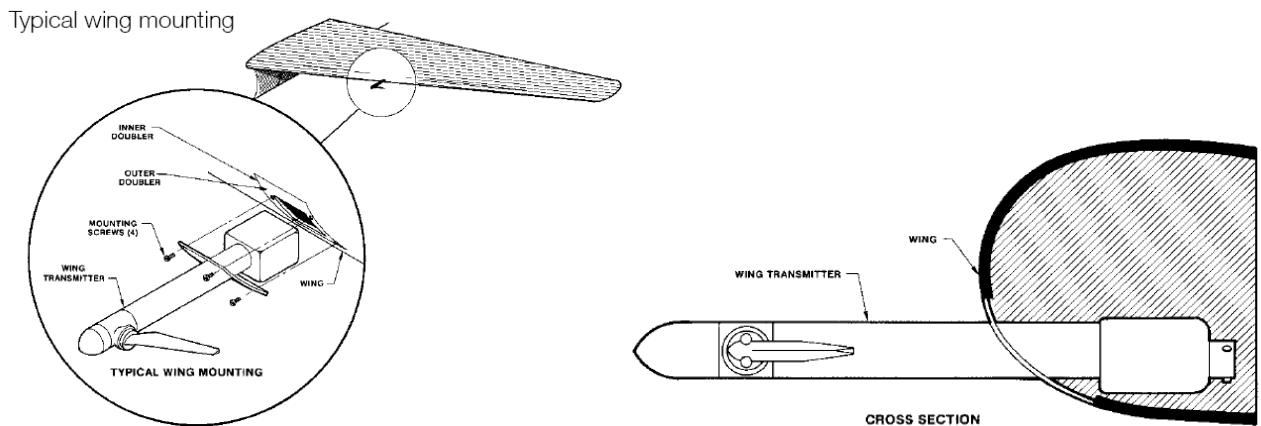


攻角传感器-迎角传感器 AOA-侧滑角传感器 AOS -原理及概述



迎角传感器（攻角传感器，AOA）和侧滑角传感器（AOS）



迎角传感器（攻角传感器，AOA）和侧滑角传感器（AOS）定义：飞行器的迎角是指机翼弦线与远前方来流的夹角，迎角的大小与升力的大小直接相关，与飞行安全也密切相关。测滑传感器一般位于飞机的机腹,原理类似于迎角传感器。

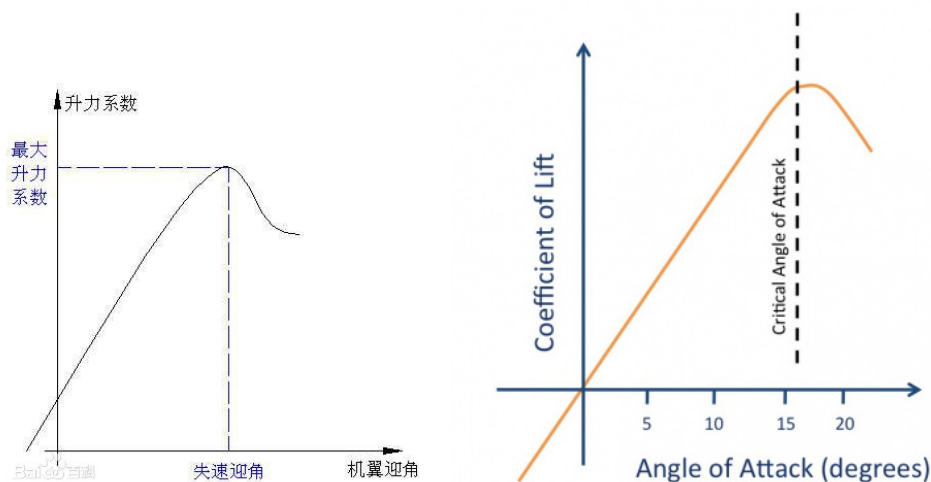
迎角传感器（AOA, α ，也叫攻角，攻角传感器）和侧滑角传感器（AOS, β ）。迎角传感器是测量飞机迎角的装置，又称攻角传感器。迎角大小与飞机的升力和阻力密切相关。迎角信号可直接指示，供驾驶员观察。在大气数据计算机中，迎角传感器的输出经补偿计算后变为真实迎角，用于静压源误差修正（见空速管），并可把此信号输给仪表显示和失速警告系统。当实际迎角接近临界迎角而使飞机有失速的危险时，失速警告系统即发出各种形式的告警信号。在飞行控制系统中常引入迎角信号来限制最大法向过载。迎角传感器信号还用于油门控制系统。飞行中迎角的测量非常重要,迎角传感器大多装在机身两侧,战斗机有些装在空速管上，迎角传感器测到的迎角被送到如飞行控制计算机,如果迎角角大于临界迎角的93%，就发出告警，提示飞行员顶杆。

迎角大小与飞机的空气动力密切相关。飞机的升力与升力系数成正比；阻力与阻力系数成正比。升力系数和阻力系数都是迎角的函数。在一定范围内，迎角越大，升力系数与阻力系数也越大。但是，当迎角超过某一数值（称为临界迎角），升力系数与阻力系数反而减小。这时飞机就可能失速。

因此，迎角是重要的飞行参数之一，飞行员必须使飞机在一定的迎角范围内飞行。所以有的飞机有一块专门指示迎角的仪表—迎角表。有的飞机还有失速警告系统。当实际迎角接近临界迎角而使飞机有失速的危险时，失速警告系统立即发出各种形式的告警信号。

对于固定翼飞机，机翼的前进方向(相当与气流的方向)和翼弦(与机身轴线不同)的夹角叫迎角，也称为攻角，它是确定机翼在气流中姿态的基准。对于直升机和旋翼机，迎角的表示方法与固定翼飞机略有不同，它是指与前进方向垂直的轴和旋翼的控制轴之间的夹角。有了这个夹角，气流掠过机翼就会在上下翼面造成压力差（但是这是有前提条件的，就是要保证上翼面的气流不分离），机翼产生升力，托举飞机起飞。

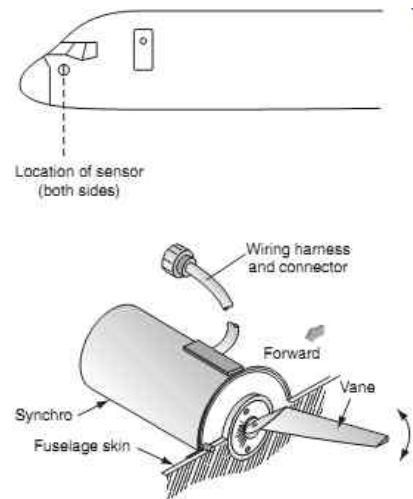
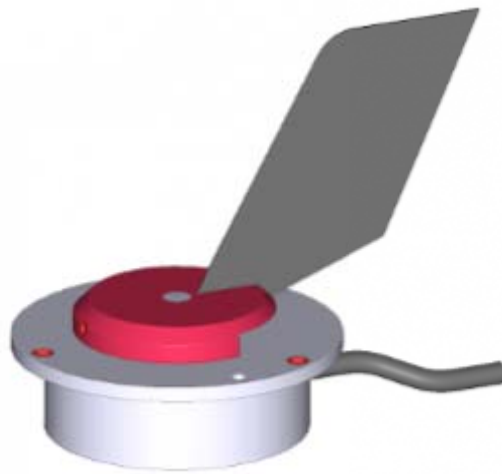
如果机翼的迎角大到了一定程度，机翼相当于在气流中竖起的平板，由于角度太大，绕过上翼面的气流流线无法连贯，会发生分离，同时受外层气流的带动，向后下方流动，最后就会卷成一个封闭的涡流，叫做分离涡。像这样旋转的涡中的压力是不变的，它的压力等于涡上方的气流的压力。所以此时上下翼面的压力差值会小很多，这样机翼的升力就比原来减小了。到一定程度就形成失速，对应的机翼迎角叫做“失速迎角”或“临界迎角”。



失速临界迎角

攻角传感器（迎角传感器，AOA）和侧滑角传感器（AOS）分类：

1-风标式迎角传感器（攻角传感器, AOA）和侧滑角传感器（AOA）



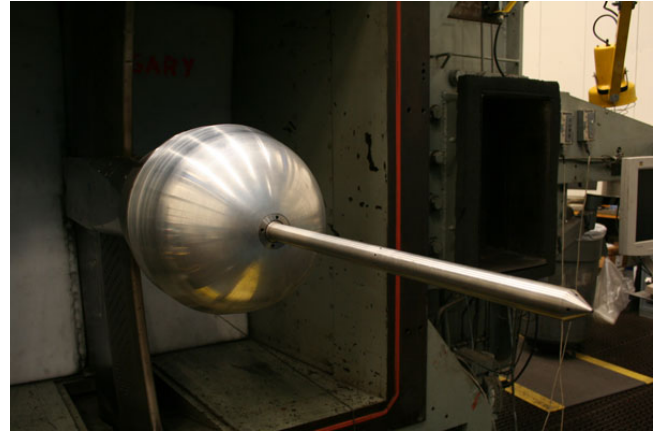
风标式迎角传感器 AOA 和侧滑角传感器 AOS

风标式攻角传感器（迎角传感器，AOA）和侧滑角传感器（AOS）由对称剖面的翼型叶片（即风标）、转轴、角度变换器、配重等部分组成。分单风标与双风标两种，后者是迎角和侧滑角的组合传感器。单风标式迎角传感器多装于飞机侧面，而双风标式传感器常与空速管组合在一起，安装在机头前的支杆上，由于远离机头，处于较平稳的气流中，感受飞机迎角比较准确。风标式迎角传感器的结构比较简单，工作可靠，但对翼型剖面的加工和表面光洁度的要求很高。

风标式攻角传感器（迎角传感器，AOA）和侧滑角传感器（AOS）的风标一般连接电位计或霍尔传感器进行电信号输出，测量的攻角与电信号成线性关系。

2-五孔探针压差比攻角传感器（迎角传感器，AOA）和侧滑角传感器（AOS）

五孔探针空速管（压差比）攻角传感器和侧滑角传感器的架构比较简单，主要包括用来测量各种压力的半球形或圆锥五孔探头、安装在机身的传感器支撑部分以及连接探头和支撑部分的来接部分。若干气动管路贯穿探头、连接部分和支撑部分传导压力，差压传感器将压力信号转换为电信号，通过公式，计算出攻角（迎角）和侧滑角。



2.1-压差比攻角传感器（迎角传感器，AOA）和侧滑角传感器（AOS）计算公式

The angle-of-attack (AOA) and angle-of-sideslip (AOS) measurements provided by our line of air data system products, which utilize five-hole pressure measurement booms, are performed by measuring the pressure changes on a hemispherical surface as the pressure changes over the curved surface due to changes in the probe's angle-of-attack and sideslip. Specifically this is done through measurement of the differential pressure between two pressure ports located in the angle-of-attack or sideslip planes at 47 degrees to the centerline of the probe. These locations exhibit the maximum rate of pressure change with alpha or beta and therefore provide the most sensitive signal. Since the probes are intended to be installed on the aircraft itself, we have developed the measurement equations such that the AOA, AOS, Pitot-Static and Static pressures are all corrected for position (installation errors) as follows.

Angle-of-attack (AOA), angle-of-sideslip (AOS) and static pressure errors are generated by the aerodynamics of the aircraft transporting the sensor probe itself. When expressed as a dimensionless pressure coefficient, the perturbation field becomes independent of speed and air density, dependent only on the flow geometry. As a result, local flow angles measured at the probe form a highly effective basis to determine local perturbation pressure coefficient values. Likewise, local streamline angles at the probe can be used as the basis to determine the perturbation angles existing between them and the undisturbed streamlines of the far field. The signals used as dimensionless proxies for AOA and AOS are the ratios of AOA and AOS probe port pressure differentials to the probe pitot-static differential, i.e.

$$(1) \quad P_{\alpha} = (P_u - P_L) / (P_t - P_s); \quad P_u = \text{upper port pressure, } P_L = \text{lower port pressure}$$

and,

$$(2) \quad P_{\beta} = (P_r - P_l) / (P_t - P_s); \quad P_r = \text{right port pressure, } P_l = \text{left port pressure}$$

The P_{α} and P_{β} signals are independent of airspeed and density as the pressure differentials they represent are expressed as ratios to the pitot-static pressure. These flow-angle-only dependent signals are employed within linear functions to map flow geometry, sampled at the probe, to the static pressure error coefficient and "pure" AOA (α) and AOS (β) values free of flow distortions of the aircraft:

$$(3) \quad \alpha = a_0 + a_\alpha P_a + a_\beta P_b$$

$$(4) \quad \beta = b_0 + b_\alpha P_a + b_\beta P_b$$

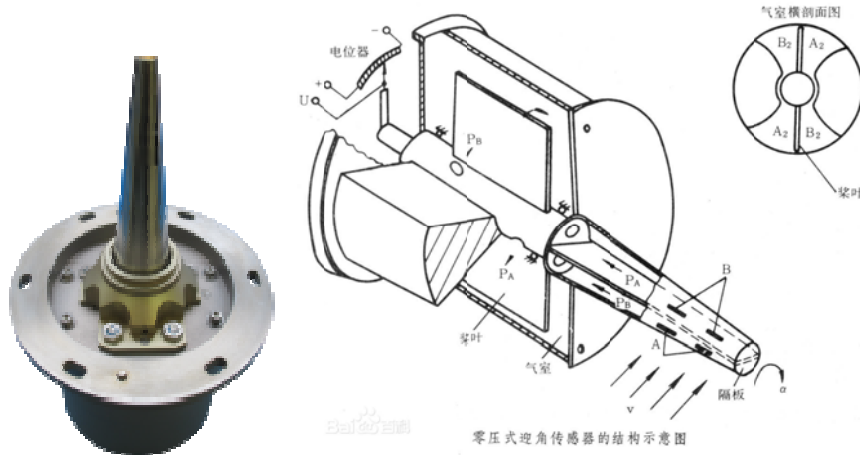
$$(5) \quad C_p = c_0 + c_\alpha P_a + c_\beta P_b$$

where,

$$(6) \quad C_p = (P_s - P_\infty) / (\frac{1}{2}\rho V^2); \quad P_s = \text{measured static pressure}, \quad P_\infty = \text{true static pressure}$$

The challenge of calibrating for installation error is to determine the set of 9 calibration coefficients ($a_0, a_\alpha, a_\beta, b_0, b_\alpha, b_\beta, c_0, c_\alpha, c_\beta$) so static pressure error, correct AOA and correct AOS can be determined from the pressure signal ratios. This is accomplished by an analysis procedure we have developed which utilizes flight data obtained in a non-turbulent, uniform wind field at altitude.

3-压差归零式攻角传感器（迎角传感器, AOA）和侧滑角传感器（AOS）

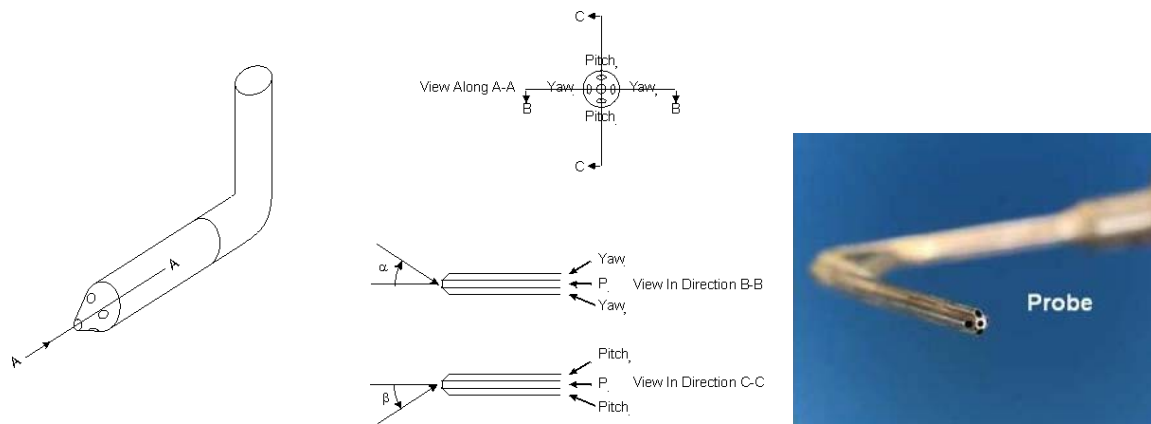


由探头、桨叶、气室和角度变换器等部分组成（见图）。探头是一个在中心线两边对称开有两排气孔的圆锥体，其内部有一中间隔板。圆锥体与空心轴刚性连接，在空心轴上固定着桨叶和角度变换器的活动部件。零压式迎角传感器安装在机身或机头侧面，探头旋转轴垂直于飞机对称面，并使进气口 A、B 的对称面与翼弦方向平行。零压式迎角传感器有较好的阻尼，输出的电信号比较平稳，精度也很高（可达 0.1° ）。传感器中只有锥形探头（约 10 厘米长）露在飞机蒙皮之外，对飞机造成的附加阻力极小。但传感器结构比较复杂，装配精度要求较高。

4-攻角传感器（迎角传感器，AOA）和侧滑角传感器（AOS）位置误差

由于在运动物体周围的自由气流受到扰动，迎角传感器不可能测得精确的真实迎角，这类误差称为位置误差。零压式迎角传感器的安装部位不能远离机体，其位置误差较严重。当安装位置确定后，位置误差与飞行马赫数紧密相关，这种关系可通过风洞实验和实际试飞确定，以便在大气数据计算机中通过计算进行补偿。

五孔探针空速管迎角传感器 AOA 和攻角传感器 AOS 的优点



1、与传统的风标迎角传感器相比，五孔空速管测量迎角和攻角时没有内在摩擦和迟滞。风标式电位计都有内在的摩擦。在低空速的情况下，由于受到的推力很小，风标不能移动到正确的位置。在更高空速情况下，风标也存在相当大的迟滞。五孔空速管压差比迎角传感器和侧滑角传感器可以在非常低的空速下测量迎角和侧滑角。

2、五孔空速管压差比迎角传感器和侧滑角传感器上没有旋转机械结构，不会产生过冲。如果不衰减，风标式迎角传感器和侧滑角传感器需要一个稳定时间（衰减是不利因数，因为它增加了延迟）。相比风标型系统，五孔探头迎角传感器和侧滑角传感器以最小的延迟和没有过冲情况下，能够在非常低的空速下，测量气流的角度（迎角和侧滑角）。以某公司为例，其迎角（攻角）风标传感器：“在 115 节（200km/h）时，在 100 毫秒内，风标将从 3.0° 偏移量返回到航空零，并且最大过冲达 0.5°”。因此，在粗略和动态空气中的风标会不断移动，并产生了一个额外的动态误差，且比静态误差更大。

- 3、五孔探头迎角传感器和侧滑角传感器有非常小的延迟。部分空速管有低于 20ms 的一个传输延迟（压力传感器的延迟远低于 1 毫秒）。这包括计算机时间和传输时间。风标的延迟要高得多（参见上面，在高空速高于 100ms 的延迟，在低空速高的延迟甚至更高）。
- 4、前支杆上风标的迎角传感器空气动力学动态校准是非常复杂的，需要大型的风洞。风标安装在支杆上会经历一个很复杂的气流，因为风标会受到在其前面的空速管探头影响。测试表明这种影响是不可忽略的，可以增加好几度的误差。此校准也是非常困难的。绝大部分支杆上的风标迎角传感器根本就没有进行空气动力学方面校准。
- 5、五孔探头空速管上迎角传感器和侧滑角传感器，没有移动的部件。相比没有运动部件的系统，移动部件（风标）的可靠性是始终较低。