

CAPTEUR D'INCIDENCE

Le chapitre précédent décrivait l'automate de commande des volets, qui nécessite a minima une mesure de l'angle de braquage des volets et une mesure de l'incidence, c'est-à-dire de l'angle entre le vent relatif et la corde de l'aile référencée avec les volets à l'angle de braquage zéro.

On trouve des capteurs d'incidence sur tous les avions de ligne, les avions cargo (civils et militaires) ainsi que sur les avions de combat, mais très rarement sur les avions légers. Une des raisons de cette absence de capteur d'incidence sur les avions légers est que ces capteurs sont relativement volumineux, lourds et chers, mais la principale raison est que ces capteurs de type girouette ou à palette interne nécessitent d'être placés sur une paroi normale à l'axe de tangage ou l'écoulement de l'air n'est pas perturbé.

Si cette condition est à peu près remplie sur le côté de l'avant du fuselage sur les multi moteurs et les avions à réaction, ce n'est pas du tout le cas sur les monomoteurs à hélice tractrice qui constituent la majorité des avions légers. La zone où l'écoulement de l'air est le moins perturbé est hors du souffle de l'hélice, en avant de l'aile, légèrement en dessous du niveau du bord d'attaque. On peut remarquer que c'est à cet endroit qu'on installe traditionnellement la sonde de Pitot...

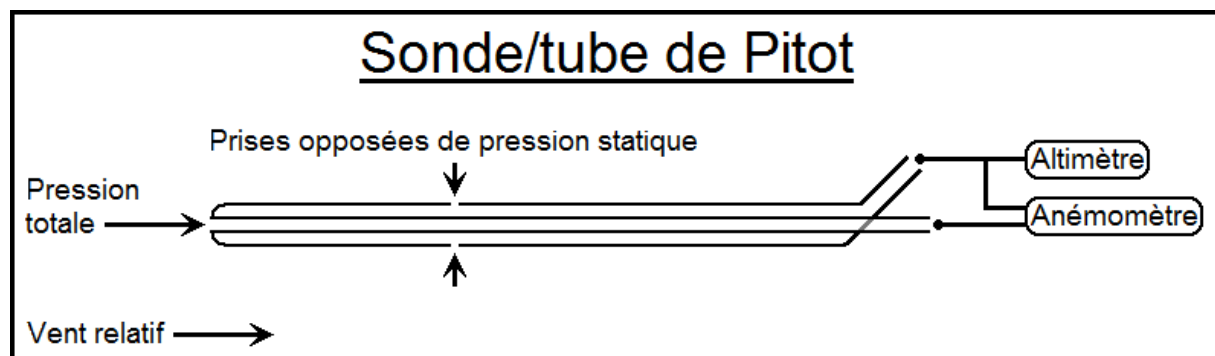
Il est clair qu'un capteur volumineux peut difficilement être placé à cet endroit sur un avion léger, et c'est encore moins possible sur un modèle réduit. On doit donc trouver un capteur d'incidence sensiblement de la même taille qu'un tube de Pitot, qui puisse être placé au même endroit et qui en assure également la fonction.

Rappels sur la sonde de Pitot et la pression dynamique.

Le sonde de Pitot est composé d'un tube dont l'extrémité est (en théorie) normale au vent relatif et d'un autre tube dont les ouvertures sont parallèles au vent relatif.

- La pression régnant dans le second tube est la pression statique, indépendante de la vitesse, et donc égale à la pression atmosphérique, qui dépend principalement de l'altitude.
- La pression régnant dans le premier tube, est la pression totale, somme de la pression statique du paragraphe ci-dessus et de la pression dynamique qui varie comme le carré de la vitesse.

L'altimètre est naturellement raccordé seulement à la prise de pression statique, alors que l'anémomètre (ou « Badin » - qui affiche la vitesse indiquée) prend en compte la différence de pression entre les deux tubes, c'est-à-dire la pression dynamique.



La prise de pression statique est composée de deux orifices opposés pour compenser l'effet de l'incidence sur la pression statique. En effet, la formule communément admise pour la pression recueillie par un orifice dont la normale au plan de l'orifice fait un angle α avec l'écoulement est :

$$\text{Pression} = (\text{pression statique}) + [(\text{pression dynamique}) \times \cosinus(\alpha)]$$

- Dans le cas de l'orifice de pression totale la normale au plan de l'orifice est alignée avec le vent relatif, $\alpha = 0$, le cosinus est égal à 1 et c'est bien la pression totale qui est mesurée.
- Dans le cas des orifices de prise statique, $\alpha = \pi/2$, le cosinus est égal à 0 et c'est bien la pression statique qui est mesurée.

Si la sonde de Pitot n'est pas alignée mais fait un angle α *relativement petit* avec le vent relatif :

- La normale au plan de l'orifice de pression totale fait un angle α avec le vent relatif, les premiers termes du développement limité du cosinus sont $(1-\alpha^2/2)$ et l'erreur sur la pression dynamique mesurée est du deuxième ordre (proportionnelle à α^2).
- La normale au plan de l'orifice de prise statique situé au vent, fait un angle $(\pi/2-\alpha)$, le cosinus de $(\pi/2-\alpha)$ est égal à sinus (α) dont le premier terme du développement limité est (α) .
- La normale au plan de l'orifice de prise statique situé à l'abri du vent, fait un angle $(\pi/2+\alpha)$, le cosinus de $(\pi/2+\alpha)$ est égal à sinus $(-\alpha)$ dont le premier terme du développement limité est $(-\alpha)$.

Si la prise statique n'était réalisé qu'avec un seul orifice, l'erreur serait du premier ordre (proportionnelle à α), mais avec deux orifices opposés, la pression qui règne dans le tube est la moyenne des pressions des deux orifices et en théorie, l'erreur est nulle. En pratique, la dépression à l'abri du vent ne compense pas exactement la surpression au vent, mais l'erreur est tout de même grandement réduite par ce dispositif. L'erreur liée à l'incidence touche donc essentiellement la mesure à la prise de pression totale.

Quelle est l'ordre de grandeur de cette erreur ?

Supposons le cas d'un avion muni de bords d'attaque qui recule le décrochage jusqu'à une incidence de 30° , et dont la sonde de Pitot soit optimisée pour la croisière au calage de 0° . $\cosinus(30^\circ) = 0,866$, donc la pression dynamique serait sous-estimée de 13,4%, et la vitesse de décrochage serait théoriquement sous-estimée de 7%.

En fait, l'erreur d'affichage de la valeur de vitesse peut être nettement supérieure à ces 7% car aux très faibles vitesses, la pression dynamique est très faible. A la vitesse de décrochage maximale réglementaire d'un ULM ($V_s = 65 \text{ km/h}$) la pression dynamique au niveau de la mer n'est que de 200 Pascals, alors qu'à la vitesse maximale que peut mesurer un anémomètre d'avion léger (par exemple 250 kts) elle est de l'ordre de 10.000 Pascals. Si la précision de l'anémomètre est de 0,5% de la pleine échelle en pression, cela signifie que son erreur est de 50 pascals : le quart de la valeur mesurée à V_s , et que la valeur de V_s affichée est précise à 14% près... auxquels s'ajoutent, bien entendu, les 7% calculés précédemment !... Ce qui rend cette énorme erreur (plus de 20% de V_s !) acceptable, c'est qu'elle est quasiment systématique. Le pilote peut avec confiance repérer V_s sur son anémomètre : la valeur lue de V_s est fausse, mais elle varie très peu.

Cette très médiocre précision aux faibles vitesses explique pourquoi, sur les planeurs anciens (C800, Nord1300, Aviasa 60) on utilisait des sondes qui amplifiaient la pression dynamique en comparant non pas la pression totale à la pression statique, mais la pression statique à celle d'un venturi qui était égale à la pression statique *moins plusieurs fois la pression dynamique*. Il ne suffisait plus que d'adapter l'échelle de l'anémomètre pour mesurer avec une précision suffisante les très faibles vitesses des planeurs de cette époque.

VA-3_Capteur d'incidence.

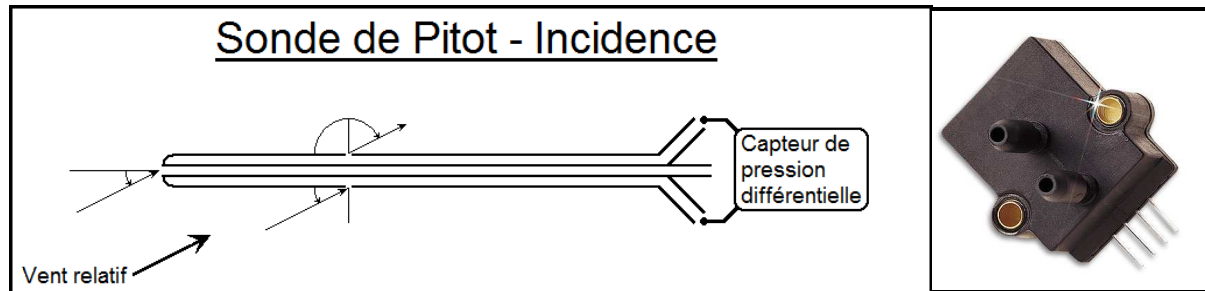
Capteur d'incidence solution 1 – Sonde de Pitot asservie en incidence.

Le principe de ce premier capteur d'incidence est d'aligner en permanence la sonde de Pitot avec le vent relatif à l'aide d'un système asservi, et de mesurer la position angulaire de la sonde par rapport à l'aile au bord d'attaque de laquelle elle est fixée pour déterminer l'incidence.

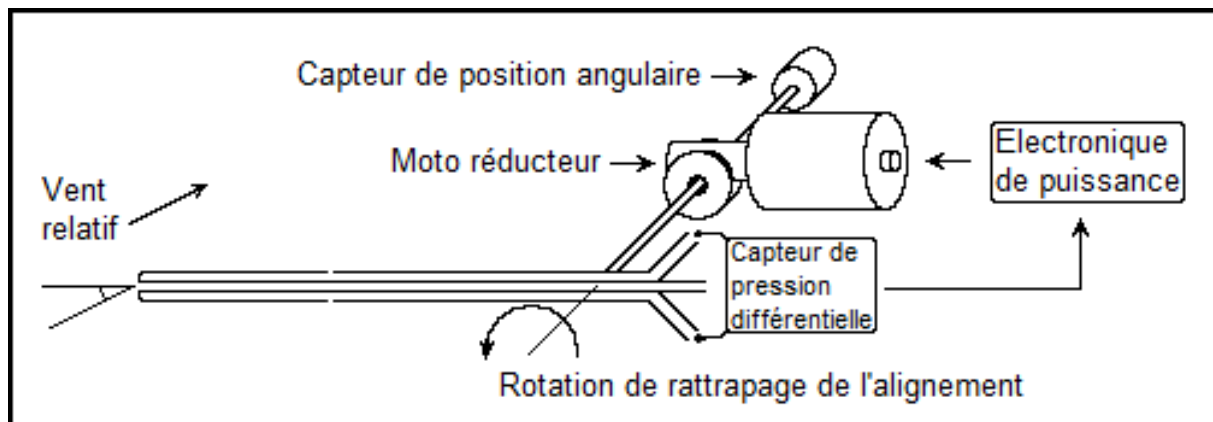
Comme évoqué ci-dessus, la pression statique mesurée à l'aide d'une sonde de Pitot est la moyenne régnant entre deux orifices opposés pour minimiser l'erreur introduite par l'angle d'incidence α de la sonde.

S'ils n'étaient pas reliés, la différence de pression ΔP entre ces deux orifices serait de :

$$\Delta P = \text{Pression dynamique} \times 2 \times \sin(\alpha)$$



A l'aide d'un capteur de pression différentielle peu coûteux, tel que celui qui est ci-dessus à droite, et dont la fiche technique est présentée en annexe, on mesure cette différence de pression. Avec un servomoteur électrique, on asservit l'angle de braquage du support de la sonde de Pitot autour de l'axe de roulis pour annuler cette différence de pression. La mesure de la position angulaire de la sonde alignée avec le vent relatif donne l'incidence.



Cette solution a les avantages suivants :

- La position de la sonde étant asservie pour rester alignée avec le vent relatif, la mesure de la pression totale est toujours juste.
- Plus la vitesse augmente, plus l'asservissement est précis et la pression différentielle entre les deux prises opposées reste très faible ; compatible avec des capteurs très sensibles.

Cette solution a pourtant quelques désavantages :

- En cas de défaillance de l'asservissement, la sonde peut se retrouver bloquée avec un angle d'incidence important qui fausse la mesure de vitesse. Heureusement cette erreur correspond toujours à une sous-estimation de la vitesse ce qui ne risque pas de rapprocher la vitesse de vol de la vitesse de décrochage à l'insu du pilote.

- Le système d'asservissement de position électrique est assez volumineux et lourd. Ce qui peut être encore acceptable pour un avion léger dont la masse et le volume de l'aile sont suffisamment grands, peut se révéler rédhibitoire pour un modèle réduit.

Pour améliorer la fiabilité et la précision, on peut utiliser un comparateur-voteur.

Le comparateur-voteur est l'extrapolation analogique du voteur classique utilisé pour les informations Tout-Ou-Rien. Le principe de cet équipement est de prendre en compte les sorties de plusieurs capteurs (typiquement 3) mesurant la même grandeur physique et de comparer les valeurs. En sortie, le comparateur-voteur restitue la meilleure valeur représentative possible de la grandeur mesurée, et une indication de la validité de cette sortie.

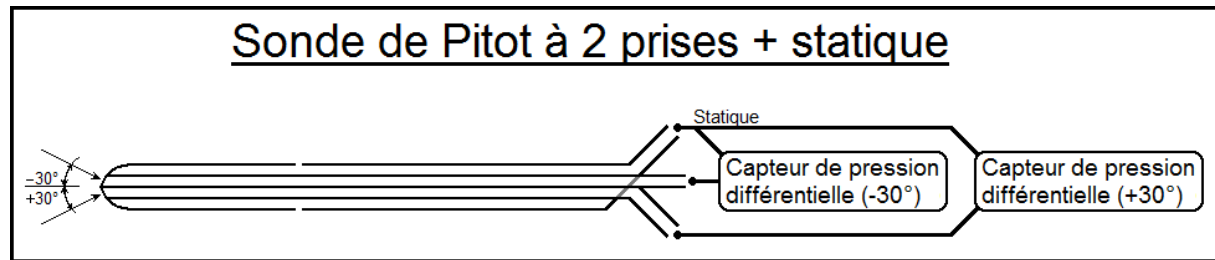
- Si les trois mesures sont identiques à l'incertitude de la mesure près, la valeur restituée par le comparateur-voteur est la moyenne des valeurs mesurées, ce qui tend à améliorer la précision de la mesure. La variable de représentativité est maximale
- Si deux des trois mesures sont identiques à l'incertitude de la mesure près, la valeur restituée par le comparateur-voteur est la moyenne de ces deux valeurs mesurées. La variable de représentativité est intermédiaire et indique la mesure hors tolérance (capteur 1, 2 ou 3).
- Si deux des trois mesures sont hors plages (grandeur de sortie incohérente avec une mesure, par exemple 0 pour une sortie analogique 4-20mA), la valeur de sortie est égale à la mesure restante, avec une variable de représentativité faible et indication des deux mesures en défaut.
- Si aucune mesure n'est valable, alors la valeur de sortie est une valeur de repli prédéfinie, avec une variable de représentativité nulle.

Bien que le comparateur-voteur puisse être un équipement indépendant, il est souvent plus facile de l'intégrer sous forme logicielle à un automatisme numérique. Dans notre cas, les trois capteurs de pressions différentielles sont pris en compte chacun par une entrée de convertisseur analogique-numérique du circuit de l'automate. En cas de mesure déficiente, la valeur de repli consiste à replacer la sonde de Pitot à une incidence correspondant à la croisière, comme sur un avion à sonde fixe.

Le système de volets automatiques ayant également besoin d'une mesure de la vitesse, un capteur de pression différentielle est également placé en parallèle avec l'anémomètre entre la prise de pression totale et la prise de pression totale. La encore, le triplement du capteur et l'ajout d'une fonction de comparateur-voteur peuvent être effectués pour améliorer la qualité et la fiabilité de la mesure. Mais aussi performante soit-elle, cette solution complète qui nécessite six capteurs de pression différentielle, deux comparateurs-voteurs, un asservissement de position angulaire de la sonde est à la fois lourde, volumineuse, complexe et coûteuse. Elle amène à considérer la solution à sonde fixe suivante :

Capteur d'incidence solution 2 – Sonde de Pitot fixe à prises multiples.

A minima, pour mesurer deux grandeurs indépendantes comme l'incidence et la vitesse, il suffit de deux capteurs.



La solution à sonde de Pitot à deux prises remplaçant la prise totale, plus une prise statique standard à deux orifices opposés, comme indiqué dans la figure ci-dessus, donne effectivement les résultats souhaités :

La pression à la prise -30° est égale à : $P(-30^\circ) = \text{Pression statique} + \text{Pression dynamique} \times \cos(30^\circ + \alpha)$

Et la pression à la prise 30° est égale à : $P(30^\circ) = \text{Pression statique} + \text{Pression dynamique} \times \cos(30^\circ - \alpha)$

Les capteurs de pression différentielle donnent donc la pression dynamique multipliée respectivement par $\cos(30^\circ + \alpha)$ et $\cos(30^\circ - \alpha)$.

Les formules de trigonométrie montrent que la somme des deux mesures est égale à :

$$P(-30^\circ) + P(30^\circ) = 2 \times (\text{Pression dynamique}) \times \cos(30^\circ) \times \cos(\alpha).$$

Et la différence des deux mesures est égale à :

$$P(-30^\circ) - P(30^\circ) = 2 \times (\text{Pression dynamique}) \times \sin(30^\circ) \times \sin(\alpha).$$

Le rapport entre ces deux valeurs est donc égal à :

$$[P(-30^\circ) - P(30^\circ)] / [P(-30^\circ) + P(30^\circ)] = \tan(\alpha) \times \tan(30^\circ)$$

Et donc finalement :

$$\alpha = \text{Arctangente}\{[P(-30^\circ) - P(30^\circ)] / [(P(-30^\circ) + P(30^\circ)) \times \tan(30^\circ)]\}$$

Connaissant la valeur de α , il n'y a plus qu'à remplacer $\cos(\alpha)$ et $\sin(\alpha)$ par leurs valeurs pour calculer la pression dynamique.

Contrairement au système précédent où la sonde de Pitot est mécaniquement alignée avec le vent relatif avec une constante de temps longue (de l'ordre de la seconde), le temps de réponse du système est très court. Pendant un temps de cycle de calcul de 15 millisecondes, un avion à 240 km/h parcourt 1 mètre. C'est suffisant pour détecter les rafales et calculer les efforts qu'elles induisent sur la structure de l'avion (Voir chapitre VA-2)

Remarque : Les angles des deux prises ont été choisis à égaux (30° et -30°) par rapport à la référence. On peut choisir des angles quelconques. Les calculs prennent alors en compte les écarts égaux par rapport à la médiatrice. On peut aussi choisir des angles qui simplifient les calculs, par exemple $\tan(26,565^\circ) = 1/2$.

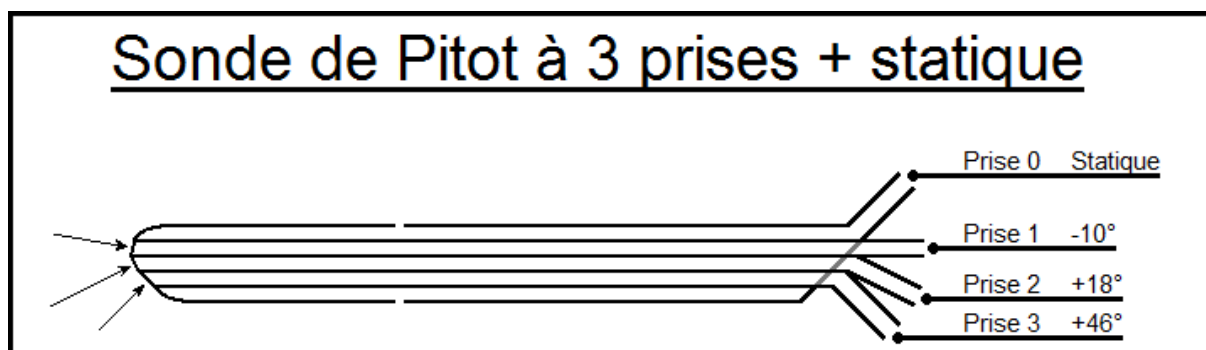
Pour sécuriser et améliorer la précision de la mesure, la solution du triplement des capteurs (redondance matérielle) avec l'usage de deux comparateurs-voteurs est toujours possible, mais une autre solution, utilisant au total 5 ou 7 capteurs en redondance fonctionnelle est beaucoup plus performante.

En effet, plutôt que de mesurer trois fois la même pression avec trois capteurs différents, il est plus intéressant que chaque capteur mesure une pression différente, mais que par calcul, chaque pression puisse également être

VA-3_Capteur d'incidence.

déterminée d'au moins 2 autres manières différentes à l'aide des autres mesures, afin de détecter une défaillance de capteur, et d'y remédier avec une précision inférieure.

La solution à sonde à 3 prises + statique, et 5 capteurs de pression différentielle est illustrée ci-dessous :



Cette représentation de la sonde de Pitot à trois prises est schématique. Il faudrait probablement écarter les prises afin d'éviter que l'écoulement face à une prise ne soit pas perturbé par une prise adjacente.

Les angles indiqués sont choisis pour couvrir une plage suffisante et simplifier les calculs trigonométriques : La tangente de la moitié de l'angle entre deux prises adjacentes, 14 degrés, vaut 1/4. Mais d'autres choix, tout aussi simples pour les calculs sont possibles, par exemple tangente $11,3^\circ = 1/5$ peut donner $(-10^\circ, +12,6^\circ, +35,2^\circ)$.

Les 5 capteurs de pression différentielle sont raccordés comme l'indique le tableau ci-dessous :

	Prise 0	Prise 1	Prise 2
Prise 1	Capteur 1-0		
Prise 2	Capteur 2-0	Capteur 2-1	
Prise 3	Capteur 3-0		Capteur 3-2

Chaque pression différentielle est directement mesurée par un capteur, mais la même fonction est également assurée indirectement par d'autres capteurs :

	Capteur Mesure Directe	Capteur Mesure Indirecte 1	Capteur Mesure Indirecte 2
Pression 1-0	(1-0)	$[(2-0) - (2-1)]$	$[(3-0) - (3-2) - (2-1)]$
Pression 2-0	(2-0)	$[(1-0) + (2-1)]$ ou $[(3-0) - (3-2)]$	
Pression 3-0	(3-0)	$[(2-0) + (3-2)]$	$[(1-0) + (3-2) + (2-1)]$
Pression 2-1	(2-1)	$[(2-0) - (1-0)]$	$[(3-0) - (3-2) - (1-0)]$
Pression 3-2	(3-2)	$[(3-0) - (2-0)]$	$[(3-0) - (2-1) - (1-0)]$

VA-3_Capteur d'incidence.

Comme dans le cas de la redondance matérielle (triplement des capteurs) la redondance fonctionnelle fournit suffisamment de moyens de déterminer une grandeur pour appliquer la logique du comparateur-voteur, détecter un capteur défaillant et, au prix d'une perte de précision, maintenir le système en fonctionnement.

Par contre, contrairement au cas de la redondance matérielle où certaines valeurs de pressions relatives doivent être calculées à partir de deux valeurs mesurées, en fonctionnement normal la redondance fonctionnelle fournit une mesure directe pour toutes les pressions relatives prises en compte dans les calculs, ce qui améliore la précision.

On peut appliquer les mêmes principes avec une sonde à 4 prises + statique et 7 capteurs. Dans ce cas, il est également judicieux de choisir des angles de prises couvrant une plage suffisante et simplifiant les calculs trigonométriques :

- Par exemple -10° , $+9^\circ$, $+28^\circ$, $+47^\circ$, ce qui correspond à un demi-angle entre deux prises adjacentes de $9,5^\circ$, dont la tangente vaut $1/6$.
- Une plage plus réduite -10° , $+4,25^\circ$, $+18,5^\circ$, $+32,75^\circ$, ce qui correspond à un demi-angle entre deux prises adjacentes de $7,125^\circ$, dont la tangente vaut $1/8$ peut également être intéressante.
- Pour un avion de voltige dont le capteur d'incidence doit couvrir une plage plus large, un choix judicieux pourrait être -32° , -14° , $+14^\circ$, $+32^\circ$, qui correspond à un demi-angle entre deux prises adjacentes de 14° , dont la tangente vaut $1/4$.

A l'inverse, on peut appliquer les mêmes principes avec une sonde à 2 prises + statique et 3 capteurs, mais la logique du comparateur-voteur ne fonctionne plus car il n'y a que deux valeurs à comparer. Le troisième capteur ne sert donc plus qu'à réduire l'incertitude de mesure. Dans ce cas, il est judicieux de choisir pour angle entre les deux prises $53,13^\circ$, (tangente $26,565^\circ$ vaut $1/2$) ou bien $36,9^\circ$ (tangente $18,45^\circ$ vaut $1/3$).

Intégration du capteur d'incidence et de vitesse à l'automate des volets

A 5 ou 7 capteurs, le capteur d'incidence et de vitesse nécessite un calculateur, comme c'est par ailleurs le cas pour l'automate des volets auquel il fournit ses mesures.

Sans présager de l'architecture du système complet (mono-calculateur ou multi-calculateurs ; synchrone ou asynchrone), il semble logique d'intégrer ces deux fonctions dans le même boîtier en utilisant la même alimentation secourue par batterie interne. On peut notamment envisager de placer les fonctions de numérisation des mesures de pression différentielle, de prise en compte de l'angle de braquage des volets et les fonctions de calcul dans un boîtier situé dans l'aile à proximité de la sonde. Un second boîtier situé dans le cockpit regroupe les commandes, y compris la commande manuelle des volets, les afficheurs et les alarmes.

Une version ultra-simplifiée.

Ce système complexe remplit tous les rôles définis au chapitre précédent (VA-2). Le chapitre suivant (VA-4) présente une solution ultra-simplifiée pour réduire la traînée des appareils à voilure à profil laminaire.

Cette solution ne nécessite que deux capteurs différentiels et un tout petit peu d'électronique analogique...

LOW-COST SILICON PRESSURE SENSOR

WITH AMPLIFIED VOLTAGE OUTPUT

GAGE, DIFFERENTIAL, ABSOLUTE PRESSURE

± 0.3 to ± 30 psi
 ± 0.02 to ± 2 bar

PX138 Series

- ✓ Available for Differential, Gage, or Absolute Measurement
- ✓ Precision 5V Output Span
- ✓ Precise Temperature Compensation
- ✓ Constant Voltage Excitation
- ✓ For Clean, Dry Gas

The PX138 Series pressure transducer uses state-of-the-art micro-machined silicon sensors with stress-free packaging techniques to provide highly accurate, temperature-compensated pressure measurements for the most demanding applications. When operating from an 8 Vdc regulated power source, the PX138 transducer provides a 1 to 6 Vdc output. Other regulated voltages from 7 to 16V can be used but the output will change in proportion to the excitation.

SPECIFICATIONS

Excitation Voltage:

8 Vdc (7 to 16 Vdc limits)

Output: 1 to 6 Vdc (@ 8 Vdc exc.)

Linearity and Hysteresis:

$\pm 0.1\%$ FS typical, 0.5% max
 (0.5% typ. 1% max for ± 0.3 psi range)

Repeatability: $\pm 0.1\%$ FS typical,
 0.3% max

Zero Balance: 3.5 ± 0.05 Vdc diff.;
 1 ± 0.1 Vdc abs.

Storage Temperature:

-40 to 125°C (-40 to 257°F)

Compensated Temp Range:

0 to 50°C (32 to 122°F)

Zero Temp Effects:

$\pm 0.5\%$ FS
 ($\pm 1\%$ FS for 0.3 psi)

Span Temp Effects:

$\pm 0.5\%$ FS
 ($\pm 1\%$ FS for 0.3 psi)

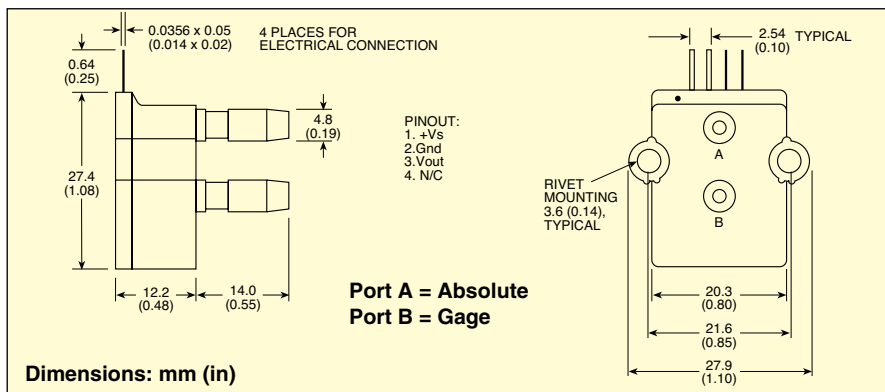
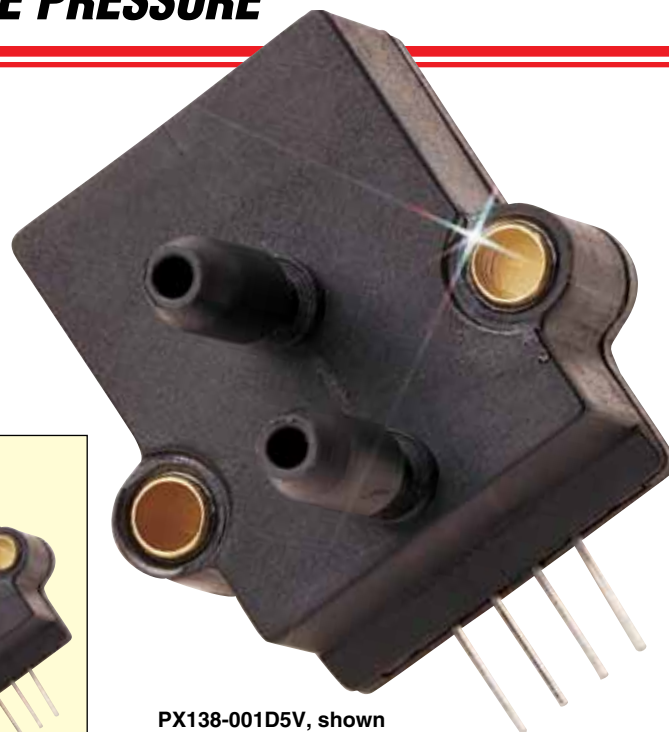
Proof Pressure: $> 3\times$ FS pressure

Burst Pressure: $> 5\times$ FS pressure

Common Mode Press: 50 psi

Media Compatibility: For use with gases compatible with silicon, glass-filled nylon and alumina ceramic

Mating Connector: CX136-4
 (sold separately)



To Order Visit omega.com/px138 for Pricing and Details

GAGE/DIFF PRESSURE		MODEL NO.	COMPATIBLE METERS
± 0.3 psi	0.02 bar	PX138-0.3D5V	DP24-E, DP25B-E, DP41-E
± 1 psi	0.069 bar	PX138-001D5V	DP24-E, DP25B-E, DP41-E
± 5 psi	0.34 bar	PX138-005D5V	DP24-E, DP25B-E, DP41-E
± 15 psi	1.0 bar	PX138-015D5V	DP24-E, DP25B-E, DP41-E
ABSOLUTE PRESSURE RANGES			
0 to 15 psia	0 to 1.0 bar	PX138-015A5V	DP24-E, DP25B-E, DP41-E
0 to 30 psia	0 to 2.1 bar	PX138-030A5V	DP24-E, DP25B-E, DP41-E

Comes complete with operator's manual.

Ordering Example: PX138-001D5V, voltage output silicon pressure sensor with a gage/differential range of ± 1 psi.

ACCESSORIES

MODEL NO.	DESCRIPTION
PST-8	8 Vdc power supply
CX136-4	4-contact connector