

ΑΝΩΤΑΤΟ ΕΚΠΑΙΔΕΥΤΙΚΟ ΙΔΡΥΜΑ ΤΕΙ ΠΕΙΡΑΙΑ
ΤΕΧΝΟΛΟΓΙΚΟΥ ΤΟΜΕΑ
ΣΧΟΛΗ ΤΕΧΝΟΛΟΓΙΚΩΝ ΕΦΑΡΜΟΓΩΝ
ΤΜΗΜΑ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ ΑΥΤΟΜΑΤΙΣΜΟΥ

ΠΤΥΧΙΑΚΗ ΕΡΓΑΣΙΑ

**«Αυτοματισμοί και αισθητήριες διατάξεις στην αεροπορική
βιομηχανία»**

*Πέππας Αθανάσιος ΑΜ: 41703
Τάκαρη Αγγελική ΑΜ: 41279*

Επιβλέπον Καθηγητής: Δρόσος Χρήστος

ΔΗΛΩΣΗ ΣΥΓΓΡΑΦΕΑ ΠΤΥΧΙΑΚΗΣ ΕΡΓΑΣΙΑΣ

Ο/Η κάτωθι υπογεγραμμένος/η Δέσση Αθωνάτου του Κωνσταντίνου, φοιτητής του Τμήματος Δ.Π.Π.Μ.Ε.Π.Α. του Πανεπιστημίου Δυτικής Αττικής, πριν αναλάβω την εκπόνηση της Πτυχιακής Εργασίας μου, δηλώνω ότι ενημερώθηκα για τα παρακάτω:

«Η Πτυχιακή Εργασία (Π.Ε) αποτελεί προϊόν πνευματικής ιδιοκτησίας τόσο του συγγραφέα, όσο και του Ιδρύματος και θα πρέπει να έχει μοναδικό χαρακτήρα και πρωτότυπο περιεχόμενο.

Απαγορεύεται αυστηρά οποιαδήποτε κομμάτι κειμένου της να εμφανίζεται αυτοόσιο ή μεταφρασμένο από κάποια άλλη δημοσιευμένη πηγή. Κάθε τέτοια πράξη αποτελεί προϊόν λογοκλοπής και εγείρει θέμα Ηθικής Τάξης για τα πνευματικά δικαιώματα του άλλου συγγραφέα. Αποκλειστικός υπεύθυνος είναι ο συγγραφέας της Π.Ε, ο οποίος φέρει και την ευθύνη των συνεπειών, ποινικών και άλλων, αυτής της πράξης.

Πέραν των όποιων ποινικών ευθυνών του συγγραφέα, σε περίπτωση που το Ίδρυμα του έχει απονεμίσει Πτυχία, αυτό ανακαλείται με απόφαση της Συνέλευσης του Τμήματος. Η Συνέλευση του Τμήματος με νέα απόφασή της, μετά από αίτηση του ενδιαφερόμενου, του αναθέτει εκ νέου την εκπόνηση Π.Ε με άλλο θέμα και διαφορετικό επιβλέποντα καθηγητή. Η εκπόνηση της -εν-λόγω- Π.Ε πρέπει να ολοκληρωθεί εντός τουλάχιστον ενός ημερολογιακού εμήνου από την ημερομηνία ανάθεσής της. Κατά τα λοιπά εφαρμόζονται τα προβλεπόμενα στο άρθρο 18, παρ.5 του ισχύοντος Εσωτερικού Κανονισμού».

Ο Δηλών



Ημερομηνία

12 - 4 - 2016

ΔΗΛΩΣΗ ΣΥΓΓΡΑΦΕΑ ΠΤΥΧΙΑΚΗΣ ΕΡΓΑΣΙΑΣ

Ο/Η κάτωθι υπογεγραμμένος/η Τσιμπουρ Αγγελική, του Αγγελάκη, φοιτητής του Τμήματος Αντιμεταφραστική του Πανεπιστημίου Δυτικής Αττικής, πριν αναλάβω την εκπόνηση της Πτυχιακής Εργασίας μου, δηλώνω ότι ενημερώθηκα για τα παρακάτω:

«Η Πτυχιακή Εργασία (Π.Ε) αποτελεί προϊόν πνευματικής ιδιοκτησίας τόσο του συγγραφέα, όσο και του Ιδρύματος και θα πρέπει να έχει μοναδικό χαρακτήρα και πρωτότυπο περιεχόμενο.

Απαγορεύεται αυστηρά οποιοδήποτε κομμάτι κειμένου της να εμφανίζεται αυτούσιο ή μεταφρασμένο από κάποια άλλη δημοσιευμένη πηγή. Κάθε τέτοια πράξη αποτελεί προϊόν λογοκλοπής και εγείρει θέμα Ηθικής Τάξης για τα πνευματικά δικαιώματα του άλλου συγγραφέα. Αποκλειστικός υπεύθυνος είναι ο συγγραφέας της Π.Ε, ο οποίος φέρει και την ευθύνη των συνεπειών, ποινικών και άλλων, αυτής της πράξης.

Πέραν των όποιων ποινικών ευθυνών του συγγραφέα, σε περίπτωση που το Ίδρυμα του έχει απονείμει Πτυχίο, αυτό ανακαλείται με απόφαση της Συνέλευσης του Τμήματος. Η Συνέλευση του Τμήματος με νέα απόφασή της, μετά από αίτηση του ενδιαφερόμενου, του αναθέτει εκ νέου την εκπόνηση Π.Ε με άλλο θέμα και διαφορετικό επιβλέποντα καθηγητή. Η εκπόνηση της εν λόγω Π.Ε πρέπει να ολοκληρώσει εντός τουλάχιστον ενός ημερολογιακού 6μήνου από την ημερομηνία ανάθεσής της. Κατά τα λοιπά εφαρμόζονται τα προβλεπόμενα στο άρθρο 18. παρ.5 του ισχύοντος Εσωτερικού Κανονισμού».

Ο Δηλών



Ημερομηνία :

12-9-2018

ΠΕΡΙΛΗΨΗ

Τα όργανα αεροσκαφών συμβάλλουν καθοριστικά στην ασφαλή περάτωση της πτήσης. Μια πτήση αποτελείται από την διαδρόμηση, την απογείωση, την πτήση για κάποιο χρονικό διάστημα σε κάποιο ύψος, τις στροφές και τελικά την κάθοδο και την προσγείωση. Παράλληλα, κατά την διάρκεια μιας πτήσης και στο πλαίσιο των σταδίων που προαναφέραμε, το αεροσκάφος περνάει και από διάφορα ενδιάμεσα σημεία αναφοράς και εκτελεί διάφορες ενέργειες, όπως είναι οι συχνές αλλαγές ύψους και πορείας και η αντιμετώπιση της υπόλοιπης εναέριας κυκλοφορίας.

Τα όργανα του αεροσκάφους ενημερώνουν το πλήρωμα για όλα τα απαιτούμενα στοιχεία ώστε να επιτευχθεί μια ασφαλής και άνετη πτήση. Ο ιδιαίτερος τρόπος με τον οποίο τα όργανα πληροφορούν το πλήρωμα για στοιχεία του αεροσκάφους και της πτήσης, μειώνει την κόπωση και προφυλάσσει από ενδεχόμενη σύγχυση, ώστε το πλήρωμα να παίρνει τις σωστές αποφάσεις και να απαλείφεται μια σημαντική παράμετρος των αεροπορικών ατυχημάτων, που αποτελεί το ανθρώπινο λάθος. Η εργασία αυτή αφορά τη δομή και τη λειτουργία των αισθητήρων που χρησιμοποιούνται στα όργανα των αεροσκαφών, όπως είναι οι αισθητήρες πίεσης, θερμοκρασίας, υψομέτρου, ροής καυσίμου, ταχύτητας κλπ. Σκοπός της εργασίας είναι να περιγραφεί η λειτουργία των αισθητήρων αυτών και οι πληροφορίες που παρέχουν.

ΠΙΝΑΚΑΣ ΠΕΡΙΕΧΟΜΕΩΝ

ΠΕΡΙΛΗΨΗ

ΠΙΝΑΚΑΣ ΠΕΡΙΕΧΟΜΕΝΩΝ

ΚΑΤΑΛΟΓΟΣ ΕΙΚΟΝΩΝ

Πίνακας Όρων

Εισαγωγή

1. Το αεροπλάνο
 - 1.1. Τα Βασικά Μέρη του Αεροπλάνου
 - 1.2. Η Άτρακτος
 - 1.3. Οι Πτέρυγες
 - 1.4. Τα Πηδάλια
 - 1.5. Σύστημα Προσγείωσης
 - 1.6. Σύστημα Προώθησης
 - 1.7. Στροβιλοκινητήρας
 - 1.8. Δομή και Μηχανισμοί Οργάνων
2. Εισαγωγή στους Αισθητήρες
 - 2.1. Η Έννοια του Αισθητήρα
 - 2.1.1 Χαρακτηριστικά των Αισθητήρων
 - 2.2. Τα Είδη Αισθητήρων
 - 2.2.1 Αισθητήρες Θερμοκρασίας
 - 2.2.2 Οπτικοί Αισθητήρες
 - 2.2.3 Αισθητήρες Πίεσης και Βάρους
 - 2.2.4 Αισθητήρες Στάθμης και Όγκου
 - 2.2.5 Αισθητήρες Μετατόπισης και Κίνησης
3. Αισθητήρες Αεροσκαφών
 - 3.1. Ο Ρόλος των Αισθητήρων στη Λειτουργία των Αεροσκαφών
 - 3.2. Σύστημα Pilot
 - 3.2.1 Κύκλωμα Αντι-παγοποιητικής Προστασίας
 - 3.2.2 Βλάβη Συστήματος Pilot

- 3.3. Αισθητήρες Υψομέτρου
- 3.4. Αισθητήρες Ταχύτητας
- 3.5. Αισθητήρες Θερμοκρασίας
- 3.6. Αισθητήρες Γωνία Προσβολής
- 3.7. Αισθητήρες Ροής και Ποσότητας Καυσίμου
 - 3.7.1 Ροή Καυσίμου
 - 3.7.2 Ποσότητα Καυσίμου
- 3.8. Αισθητήρες Κλίσης
- 3.9. Όργανο Ρυθμού Ανόδου-Καθόδου
- 4. Σύστημα Ηλεκτρονικών Οργάνων Πτήσεως

ΚΑΤΑΛΟΓΟΣ ΕΙΚΟΝΩΝ

Εικόνα 1: Η άτρακτος ενός υποηχητικού αεροπλάνου

Εικόνα 2: Η άτρακτος ενός υπερηχητικού αεροπλάνου

Εικόνα 3: Μονόπλανο – Αεροσκάφος με 2 επίπεδα φτερών – Αεροσκάφος με φτερά τύπου δέλτα

Εικόνα 4: Τα πηδάλια του αεροσκάφους

Εικόνα 5: Σύστημα προσγείωσης σε ένα αεροσκάφος DC-3 – Σύστημα προσγείωσης με πλωτήρες

Εικόνα 6: Συνδεσμολογία Θερμοζεύγους

Εικόνα 7: Κύκλωμα θερμοζεύγους στο οποίο χρησιμοποιείται καλώδιο από τρίτο υλικό για την οδήγηση του σήματος σε βολτόμετρο ή Η/Υ

Εικόνα 8: Αισθητήρας Θερμοκρασίας – Θερμίστορ (PT100 Θερμίστορ υδάτων)

Εικόνα 9: Συνδεσμολογία LM35 ώστε να μετρά θερμοκρασίες από 0 έως 150 °C(Θερμίστορ)

Εικόνα 10: Σύγκριση αισθητήρων θερμοκρασίας

Εικόνα 11: Φωτοδίοδος

Εικόνα 12: Φωτοαντιστάσεις CdS

Εικόνα 13: Επαγωγικοί Αισθητήρες

Εικόνα 14: Αισθητήρες Πίεσης

Εικόνα 15: Κυψελίδες Φορτίου

Εικόνα 16: Το πιεζοηλεκτρικό φαινόμενο

Εικόνα 17: Μορφή του ελεγκτή 14Lτης εταιρείας SigmaHellas

Εικόνα 18: Αρχή λειτουργίας ενός χωρητικού αισθητήρα στάθμης

Εικόνα 19: Αισθητήρας μετατόπισης και κίνησης – MB360 WirelessLED

Εικόνα 20: Επιταχυνσιόμετρα σειράς EGAτης εταιρείας Entran

Εικόνα 21: Βασική συνδεσμολογία συστήματος Pilot

Εικόνα 22: Δίκτυο Pilotμεγάλου αεροπλάνου

Εικόνα 23: Εξαρτήματα κεφαλής Pilot

Εικόνα 24: Κεφαλές Pilotγια αεροσκάφη υποηχητικών και υπερηχητικών ταχυτήτων

Εικόνα 25: Αντιπαγοποιητική προστασία που τροφοδοτείται με 28VDC

Εικόνα 26: Αντιπαγοποιητική προστασία του τροφοδοτικού με 28VDC και 115VAC

Εικόνα 27: Δομή ανεροειδούς βαρόμετρου

Εικόνα 28: Περίπτωση τοπικής πίεσης

Εικόνα 29: Αρχή λειτουργίας οργάνου ταχύτητας αέρα

Εικόνα 30: Δομή οργάνου ταχύτητος αέρα

Εικόνα 31:ASI με σημαία προειδοποίησης σκελών προσγείωσης

Εικόνα 32: Αξιοσημείωτες ενδεικνυόμενες ταχύτητες αέρος IAS (IndicatedAirSpeed)

Εικόνα 33: Δομή μαχόμετρου

Εικόνα 34: Όργανο ταχύτητας αέρος με ενσωματωμένο κανόνα TAS

Εικόνα 35: Σχέδιο οργάνου αληθούς ταχύτητας αέρος του αεροπλάνου HerculesC-130

Εικόνα 36: Όργανα θερμοκρασίας αέρος για μικρά αεροπλάνα

Εικόνα 37: Κεφαλή αισθητήρα TAT

Εικόνα 38: Διάταξη των κεφαλών του αισθητήρα γύρω από το στρόβιλο του κινητήρα

Εικόνα 39: Η γωνία προσβολής

Εικόνα 40: Αισθητήρας γωνίας προσβολής τύπου σφήνας

Εικόνα 41: Δείκτης γωνιάς προσβολής (α) και βέλτιστης γωνιάς προσέγγισης (β)

Εικόνα 42: Αισθητήρας γωνιάς προσβολής τύπου κεφαλής

Εικόνα 43: Αρχή λειτουργίας ομοαξονικού μετρητή ροής καυσίμου

Εικόνα 44: Σύστημα μέτρησης ροής καυσίμου για μικρό μονοκινητήριο αεροπλάνο

Εικόνα 45: Πυκνωτής μέτρησης ποσότητας καυσίμου

Εικόνα 46: Σύστημα ένδειξης συνολικής ποσότητας καυσίμου

Εικόνα 47: Αρχή λειτουργίας συστήματος μέτρησης καυσίμου

Εικόνα 48: Ρύθμιση κενής – πλήρης δεξαμενής

Εικόνα 49: Όργανο στροφή κλίσης – VSI και δείκτης στροφών

Εικόνα 50: Αρχή λειτουργίας της μπίλιας

Εικόνα 51: Απλουστευμένος μηχανισμός οργάνου ρυθμού ανόδου καθόδου

Εικόνα 52: Λεπτομερές σχέδιο οργάνου ανόδου – καθόδου

Εικόνα 53: Συγκριτική αξιολόγηση των θαλάμων διακυβέρνησης πολιτικών αεροπλάνων

ΠΙΝΑΚΑΣ ΟΡΩΝ

ADC Air Data Computer

ADF Automatic Direction Finding

ADI Attitude Director Indicator

AFCS Automatic Flight Control System

ALT Altimeter

AoA Angle of Attack

ASI Air Speed Indicator

BDHI Bearing Distance Heading Indicator

EADI Electronic Altitude Director Indicator

FDI Flight Director Indicator

HIS Horizontal Situation Indicator

IA Indicator Altitude

IAS Indicator Air Speed

RMI Radio Magnetic Indicator

SAT Static Air Temperature

TA True Altitude

TAT Total Air Temperature

TAS True Air Speed

Εισαγωγή

Ο στόχος των αισθητήρων αεροσκαφών είναι να παρέχουν όλες τις απαραίτητες πληροφορίες σχετικά με τις μεταβλητές και τις παραμέτρους που είναι απαραίτητες για την πτήση. Τα αεροσκάφη πρώτης γενιάς που είχαν αναπτυχθεί στην αρχή του αιώνα μας ήταν εξοπλισμένα με μια πυξίδα, ένα βαρόμετρο υψόμετρου και ένα όργανο σχετικό με την ταχύτητα. Όμως τα μοντέρνα αεροσκάφη είναι εξοπλισμένα με εκατοντάδες αισθητήρες για όλα τα επίπεδα των πτητικών συστημάτων. Οι αισθητήρες έχουν γίνει ένα αναπόσπαστο κομμάτι των πτήσεων όχι μόνο κατά τη διάρκεια τους, αλλά και στις διαδικασίες που γίνονται πριν την πτήση σχετικά με την συντήρηση και την ασφάλεια.

Ακόμη και σήμερα διαδραματίζεται σημαντικός αριθμός ατυχημάτων και γι' αυτό το λόγο συνεχίζονται μέχρι και σήμερα να γίνονται έρευνες, ώστε να εξασφαλιστεί περισσότερη ακρίβεια και να αποφεύγονται τα σφάλματα κατά τη διάρκεια των πτήσεων. Οι μοντέρνοι αισθητήρες αεροσκαφών είναι άμεσοι απόγονοι των εφευρέσεων που έγιναν τον 19^ο αιώνα και στις αρχές του 20^{ου} και στηρίζονταν στη θεωρητική και πειραματική φυσική του 17^{ου} και 18^{ου} αιώνα. Σε αυτό το σημείο κρίνεται χρήσιμο να αναφέρουμε κάποια από τις πιο βασικές περιπτώσεις που μαρτυρούν ότι υπάρχει συνδετική γραμμή μεταξύ της τεχνολογίας των αισθητήρων και των νόμων της φυσικής και τις ανακαλύψεις που τους ακολούθησαν. Έτσι, για παράδειγμα η ανακάλυψη του Torricelli για την ατμοσφαιρική πίεση το 1643 γρήγορα την ακολούθησε η εφεύρεση του Pascal για το βαρομετρικό υψόμετρο το 1647 και στη συνέχεια κατά την διάρκεια 1647-1654 η ανακάλυψη των ιδιοτήτων για την αέρια ατμόσφαιρα. Η ανακάλυψη του νόμου του Νεύτωνα για την βαρύτητα το 1687, ο πρώτος νόμος για τη διατήρηση της ταχύτητας της κίνησης και ο δεύτερος νόμος που αφορά την εφαρμογή δυνάμεων σε ένα σώμα, ακολούθησαν από την ανακάλυψη του σεισμόμετρου από τον Milner το 1883.

Οι αισθητήρες αεροσκαφών μπορούν να κατηγοριοποιηθούν σε 2 κατηγορίες: η πρώτη είναι οι γεωφυσικοί αισθητήρες, οι οποίοι χρησιμοποιούν τις φυσικές ιδιότητες της Γης, τις διαστάσεις της, την περιφορά γύρω από τον άξονα της και την περιστροφή της γύρω από τον ήλιο, την έλξη της βαρύτητας, την ατμόσφαιρα, τα βαρυτικά και τα μαγνητικά πεδία. Η δεύτερη κυρίως περιλαμβάνει την κατηγορία των απομακρυσμένων αισθητήρων και βασίζεται στην χρήση της ακτινοβολίας. Η πηγή της ακτινοβολίας μπορεί να είναι είτε φυσική, είτε από τον ήλιο, είτε υπέρυθρη διασπορά.

Τα μεγέθη που εκτιμώνται με τη συμμετοχή των αισθητήρων στην περίπτωση των αεροσκαφών είναι τα εξής:

- **Η θερμοκρασία**

Η μη κατανεμημένη θερμοκρασία στο εξωτερικό περιβάλλον του αέρα μπορεί μόνο να μετρηθεί άμεσα στο αεροσκάφος σε πολύ χαμηλές ταχύτητες. Στις χαμηλές ταχύτητες η θερμοκρασία μετράται συνήθως μηχανικά με μια διμεταλλική λωρίδα που κινεί μια βελόνα δείκτη. Τα περισσότερα σύγχρονα αεροσκάφη χρησιμοποιούν ανιχνευτές ολικής θερμοκρασίας, οι οποίοι χρησιμοποιούν ηλεκτρική αντίσταση ή θερμίστορ με μηχανικό αισθητήρα. Οι περισσότεροι ανιχνευτές έχουν επίσης περιβλήματα που είναι ηλεκτρικά θερμενόμενα για να αποφεύγεται η παγοποίηση. Τα αποτελέσματα του αισθητήρα πρέπει να διορθώνονται για αυτή τη θέρμανση.

- **Μέτρηση της Γωνίας Προσβολής**

Οι θέσεις που τοποθετούνται οι αισθητήρες γωνίας ροής επηρεάζουν σημαντικά τη μέτρησή τους. Στις υποηχητικές ταχύτητες, η τοπική γωνία προσβολής επηρεάζεται από τη ροή γύρω από το σώμα και το φτερό του αεροπλάνου, το οποίο ονομάζεται ανώρευμα.

- **Θέση – Ταχύτητα**

Αρκετά όργανα αεροσκαφών για τη λειτουργία τους απαιτούν την εκτίμηση της σχετικής θέσης ή συνιστώσες ταχύτητας. Αυτά τα δεδομένα μπορεί να προσδιοριστούν με ένα αδρανειακό σύστημα πλοήγησης (INS), επίγεια ραντάρ, λέιζερ ή οπτικούς ιχνηλάτες ή το παγκόσμιο σύστημα εντοπισμού θέσης (GPS).

- **Ατμοσφαιρικά Δεδομένα**

Για να μετατραπούν τα δεδομένα από το INS ή το ραντάρ σε Airdata, η κατάσταση της ατμόσφαιρας πρέπει να είναι γνωστή. Μετρήσεις της ατμόσφαιρας μπορεί να γίνουν από επίγειες συσκευές και δορυφορικά δεδομένα. Τα επεξεργασμένα δεδομένα περιλαμβάνουν τη θερμοκρασία, την υγρασία, την πίεση, την ταχύτητα του ανέμου και την κατεύθυνση του ως συνάρτηση του υψομέτρου.

1. Το Αεροπλάνο

1.1. Τα βασικά μέρη του αεροπλάνου

Η ιστορία του αεροπλάνου ξεκινάει από την εποχή του Δαίδαλου και του Ίκαρου, αλλά το όνειρο της δημιουργίας των αεροπλάνων πραγματοποιήσαν οι αδελφοί Ράιτ (1903). Όμως από τότε σημειώθηκε σημαντική εξέλιξη στον τομέα των αεροπλάνων. Τα βασικά μέρη των αεροπλάνων είναι η άτρακτος, οι πτέρυγες, τα πηδάλια, την έλικα, τους κινητήρες και το σύστημα των τροχών.

1.2. Η Άτρακτος

Η άτρακτος συνιστά το κεντρικό μέρος του αεροσκάφους και διαφοροποιείται από αεροσκάφος σε αεροσκάφος. Το σχήμα της ατράκτου είναι συνήθως κυλινδρικό, ενώ στα άκρα το σχήμα είναι κωνικό ή κυλινδροκωνικό ή αποστρογγυλεμένο. Στα αεροπλάνα μικρότερου μεγέθους, όπως είναι τα μαχητικά, η διατομή της ατράκτου δεν είναι σταθερή κατά μήκος του αεροσκάφους. Σύμφωνα με τη δομή των σύγχρονων αεροσκαφών, ο θαλαμίσκος του πληρώματος βρίσκεται στο πρόσθιο πάνω μέρος της ατράκτου, ενώ στο πίσω μέρος βρίσκεται το ουραίο πτέρωμα, που αποτελείται από τα δυο οριζόντια σταθερά και από ένα κατακόρυφο σταθερό (ή δυο), που συντελούν την ευστάθεια του αεροπλάνου και τα πηδάλια του πίσω χείλους τους που συντελούν την οδήγησή του.

Στην περίπτωση των υποηχητικών αεροπλάνων η άτρακτος έχει μεγάλες διαστάσεις, γιατί συνήθως μεταφέρονται προϊόντα και επιβάτες, ενώ στην περίπτωση των υπερηχητικών στόχος είναι στο εμπρόσθιο τμήμα το σχήμα να είναι κώνος με μικρή γωνία, ενώ το πίσω μέρος της να καταλήγει σε κόψη, έτσι ώστε να περιορίζονται οι δίνες που προκαλούνται στην κίνηση της ατράκτου εξαιτίας του αέρα.

Το υλικό κατασκευής της ατράκτου είναι συνήθως κράματα, τα οποία μπορούν να αντέξουν τόσο σε υψηλές θερμοκρασίες, όσο και στην μηχανική καταπόνηση. Τέτοια κράματα αποτελούνται κυρίως από τιτάνιο, αλουμίνιο, νικέλιο και άλλα στοιχεία, τα οποία συναντώνται σε μικρότερες αναλογίες. Το ποσοστό συμμετοχής του κάθε στοιχείου στο κράμα καθορίζεται από τις αεροναυπηγικές εταιρίες.



Εικόνα 1: Η άτρακτος ενός υποηχητικού αεροπλάνου



Εικόνα 2: Η άτρακτος ενός υπερηχητικού αεροπλάνου

1.3. Οι Πτέρυγες

Οι πτέρυγες εξασφαλίζουν την άνοση του αεροπλάνου κατά την κίνηση του με ορισμένη ταχύτητα, δηλαδή την κάθετη στο επίπεδο τους και με κατεύθυνση προς τα πάνω δύναμη, που αντισταθμίζει το βάρος του αεροπλάνου και συντελεί στην απογείωσή του και τη διατήρησή του κατόπιν στον αέρα. Το σχήμα τους ποικίλει και μπορεί να είναι τραπεζοειδές, βελοειδές ή τριγωνικό (“δέλτα”) και μόνο σε ορισμένα αργά και σχετικά ελαφρά αεροπλάνα, ορθογώνιο. Τα αεροσκάφη ανάλογα με την θέση των πτερύγων σε σχέση με την άτρακτο, διακρίνονται σε χαμηλοπτέρυγα (π.χ. επιβατικά αεροπλάνα), όταν το επίπεδο των πτερύγων βρίσκεται στο κάτω μέρος της άτρακτου, μεσοπτέρυγα (κάποια μαχητικά αεροσκάφη), όταν τα φτερά είναι κοντά στον άξονα και υψηλοπτέρυγα (ειδικά μεταγωγικά της πολεμικής αεροπορίας) όταν τοποθετούνται στο ανώτερο τμήμα της.



Εικόνα 3: Μονόπλανο – Αεροσκάφος με δύο επίπεδα φτερών – Αεροσκάφος με φτερά τύπου δέλτα

Στο σημείο αυτό αξίζει να αναφερθεί ότι ένα μικρό ποσοστό αεροσκαφών περιλαμβάνει δύο επίπεδα φτερών. Πρόκειται για ελαφρές κατασκευές μικρών επιδόσεων, που χρησιμοποιούνται στον αεροαθλητισμό και ορισμένες ειδικές αποστολές, όπως ο αεροψεκασμός στη γεωργία. Συχνά, τα αεροσκάφη έχουν πτέρυγα σχήματος δέλτα, η οποία μπορεί να εμφανιστεί με πολλές παραλλαγές, όπως το διπλό δέλτα ή τη συνεχή μεταβολή της καμπύλης του χείλους προσβολής. Τα αεροσκάφη με πτέρυγα σχήματος δέλτα δεν έχουν οριζόντια σταθερή ουρά, αλλά σε ορισμένες περιπτώσεις είναι εφοδιασμένα με μικρές πτέρυγες στο πρόσθιο τμήμα της άτρακτου, που λέγονται “κανάρ” ή “κάναρντς”, οι οποίες βελτιώνουν την αεροδυναμική συμπεριφορά, τον έλεγχο του σκάφους και την ευελιξία.

1.4. Τα Πηδάλια

Στα αεροσκάφη το πηδάλιο αποτελεί μια επιφάνεια ελέγχου, η οποία είναι συνδεδεμένη με ένα πτερύγιο ή την ουρά του αεροσκάφους. Στα πτερύγια και στην ουρά, υπάρχουν πηδάλια ελέγχου, τα οποία εκτρέπουν τη ροή του αέρα, παρέχοντας με τον τρόπο αυτό στο αεροπλάνο τη δυνατότητα να ανυψωθεί, να χαμηλώσει ή να αποκτήσει κλίση. Στην περίπτωση της απογείωσης, ο πιλότος προεκτείνει τα πηδάλια χείλους προσβολής και επεκτείνει τα πηδάλια χείλους εκφυγής. Με τον τρόπο αυτό αυξάνεται το εμβαδόν επιφάνειας των πτερύγων και έτσι παρέχεται μεγαλύτερη άνωση με χαμηλή ταχύτητα.

Για να μπορέσει ο πιλότος να δώσει ύψος στο αεροσκάφος, τραβάει το πηδάλιο προς τα πίσω. Στην περίπτωση αυτή, τα πηδάλια εκτρέπουν προς τα πάνω τον αέρα και η ουρά ωθείται προς τα κάτω, ανυψώνοντας την μύτη της ατράκτου ενώ για να μπορέσει να χαμηλώσει, ο πιλότος σπρώχνει το πηδάλιο προς τα εμπρός, κατεβάζοντας τα πηδάλια ανόδου - καθόδου.



Εικόνα 4: Τα πηδάλια του αεροσκάφους

1.5. Σύστημα Προσγείωσης

Το σύστημα προσγείωσης στηρίζει όλο το βάρος του αεροσκάφους κατά τη διάρκεια της προσγείωσης καθώς και στις λειτουργίες του εδάφους. Ο τύπος των οργάνων που συμπεριλαμβάνονται στο σύστημα προσγείωσης εξαρτάται από το σχεδιασμό του αεροσκάφους και την προοριζόμενη χρήση του. Τα συστήματα αυτά διαθέτουν ρόδες για να διευκολύνεται η λειτουργία προσγείωσης. Τα αεροσκάφη όμως που επιχειρούν προς και από παγωμένες λίμνες και χιονισμένες περιοχές μπορεί να είναι εξοπλισμένα με σύστημα προσγείωσης που έχει σκι. Τα αεροσκάφη που μπορούν να απογειώνονται και να προσγειώνονται στο νερό έχουν επίσης σύστημα προσγείωσης με σκι. Ανεξάρτητα από το είδος του συστήματος προσγείωσης που χρησιμοποιείται, θα πρέπει σε ένα τέτοιο σύστημα να υπάρχει εξοπλισμός για την απορρόφηση κραδασμών, φρένα, συστήματα προειδοποίησης και δομικά στοιχεία απαραίτητα για τη σύνδεση της ταχύτητας του αεροσκάφους, με τα μέρη του συστήματος προσγείωσης.



Εικόνα 5: Σύστημα προσγείωσης σε ένα αεροσκάφος DC-3 –Σύστημα προσγείωσης με πλωτήρες

Στη διάρκεια της προσγείωσης χρησιμοποιείται το σύστημα τροχών και η κατασκευή του περιλαμβάνει δύο κύρια μέρη. Το πρώτο βρίσκεται στο μεσαίο τμήμα του αεροπλάνου και το δεύτερο στο πρόσθιο ή ριναίο (οπίσθιο στα παλιότερα αεροσκάφη). Στα αεροπλάνα σήμερα, το σύστημα προσγείωσης – απογείωσης δεν είναι σταθερό αλλά κατά την πτήση ανασύρεται στην άτρακτο (το πρόσθιο και πολλές φορές το κύριο) ή στις πτέρυγες. Σε μερικά υψηλότερα κυρίως αεροπλάνα το κύριο σύστημα προσγείωσης βρίσκεται θέση σε ειδικά πλευρικά ατρακτίδια του μεσαίου τμήματος της άτρακτου.

1.6. Σύστημα Προώθησης

Για να μπορέσει ένα αεροσκάφος να προσεγγίσει μια ταχύτητα και να τη διατηρήσει απαιτείται μια συνεχή δύναμη, αναγκαία για τη στήριξή του και την οριζόντια και ανοδική κίνησή του, με την εξισορρόπηση όλων των αντιστάσεων. Η ώθηση προκαλείται από έναν κινητήρα, του οποίου ο ρόλος είναι να επιταχύνει τον αέρα που βρίσκεται μπροστά από το αεροπλάνο και να τον εκτοξεύει προς τα πίσω. Η εκτόξευση αυτή του αέρα προς την ουρά έχει ως αποτέλεσμα το αεροπλάνο να κινείται προς τα εμπρός χάρη στην αντίδραση. Το κλασικότερο σύστημα προώθησης, είναι ο έλικας, αφού τα πτερύγια του μπορούν να θεωρηθούν ως σύνολο περιστρεφόμενων πτερυγίων που καθώς κινούνται μέσα στον αέρα προκαλούν αεροδυναμικές αντιδράσεις, οι οποίες μεταβάλλονται σε επιταχύνσεις του αέρα προς κατεύθυνση αντίθετη με την κίνηση του αεροσκάφους. Όμως, ο έλικας του αεροσκάφους εξαιτίας αεροδυναμικών φαινομένων, παρουσιάζει σοβαρό μειονέκτημα, καθώς η ώθηση που παρέχει ελαττώνεται με την αύξηση της ταχύτητας πτήσης του αεροπλάνου και περιστροφής των πτερυγίων της.

Για την αποφυγή αυτού του μειονεκτήματος, μπορεί να γίνει προσθήκη αεροσυμπιεστών ρυθμιζόμενων και αυτόματων, καθώς και χρησιμοποίηση στροβιλοσυμπιεστών, οι οποίοι λειτουργούν με τα καυσαέρια της εξαγωγής και εξασφαλίζουν έτσι μεγάλα πλεονεκτήματα στη διατήρηση της ισχύος και σε μεγάλα ύψη, παρά την αραιώση του αέρα. Έγιναν ακόμα προσπάθειες, με καλά αποτελέσματα, να επανακτηθεί με τα καυσαέρια μέρος της ισχύος που χάνεται, με την κίνηση ενός στροβίλου συνδεδεμένου στον ίδιο κινητήριο άξονα, ώστε να μεγαλώνει με αυτόν τον τρόπο η ροπή στρέψης. Επιπλέον, με τη βελτίωση του έλικα και του κινητήρα, δημιουργήθηκαν προωθητικά συστήματα ισχύος περίπου 3000 ίππων. Διαπιστώθηκε όμως ότι πέρα από αυτή την ισχύ, ο κινητήρας εσωτερικής καύσης με έλικα δεν είναι αρκετά αποδοτικός.

1.7. Στροβιλοκινητήρας

Οι στροβιλοκινητήρες δημιουργούν ώθηση, σπρώχνοντας τον αέρα προς τα πίσω. Σαν αποτέλεσμα στην πάνω πλευρά των φτερών δημιουργείται υπό πίεση και στην κάτω υπερπίεση, με αποτέλεσμα να δημιουργείται άνωση, εξαιτίας της οποίας σηκώνεται το αεροσκάφος. Οι στροβιλοκινητήρες των αεροπλάνων διακρίνονται σε 3 είδη: τους στροβιλοκινητήρες απλής ροής, τους στροβιλοκινητήρες διπλής ροής και τους ελικοστροβιλοκινητήρες. Οι στροβιλοκινητήρες απλής ροής έχουν την πιο απλή δομή και κατασκευή. Περιλαμβάνουν τον συμπιεστή, έναν ή περισσότερους θαλάμους καύσης, το στρόβιλο, τον αυλό εξαγωγής (κάποιες φορές σε συνδυασμό με τον μετακαυστήρα) και το ακροφύσιο εξαγωγής.

Ο στροβιλοκινητήρας διπλής ροής ή στροβιλοκινητήρας παροχέτευσης ρεύματος αέρα, μπορεί να λειτουργεί με την έλικα τοποθετημένη μπροστά ή πίσω. Στην πρώτη περίπτωση, ένα μέρος του εισερχόμενου ψυχρού αέρα δεν μπαίνει στο θάλαμο καύσης, αλλά διαχωρίζεται και συμπιέζεται από μια έλικα χαμηλής πίεσης, που βρίσκεται πριν από το συμπιεστή, διοχετεύεται γύρω από το θάλαμο καύσης και στη συνέχεια περιβάλλει τα θερμά καυσαέρια. Έτσι θερμαίνεται απότομα και αυξάνεται ο όγκος του, με αποτέλεσμα να αυξάνεται η συνολική ροή μάζας των αερίων και επομένως η ώθηση, χωρίς την επιπλέον κατανάλωση καυσίμου. Στη δεύτερη περίπτωση, η αναρρόγηση και η συμπίεση του δευτερεύοντος ρεύματος ψυχρού αέρα γίνεται γύρω από το χώρο εκτόνωσης των καυσαερίων, με τη βοήθεια μιας έλικας που βρίσκεται μετά το θάλαμο καύσης. Το ψυχρό αυτό ρεύμα αέρα αναμιγνύεται με το θερμό ρεύμα των καυσαερίων και δημιουργεί ένα μικτό ρεύμα.

Ο ελικοστροβιλοκινητήρας, στον οποίο τα θερμά αέρια βγαίνοντας από το θάλαμο καύσης κινούν έναν ή περισσότερους στροβίλους, οι οποίοι με τη σειρά τους κινούν μία έλικα που βρίσκεται μπροστά από το στόμιο εισαγωγής του στροβιλοκινητήρα. Η έλικα παρουσιάζει υψηλή απόδοση σε ένα ορισμένο εύρος ταχυτήτων, γεγονός που περιορίζει την εφαρμογή του ελικοστροβιλοκινητήρα σε αεροσκάφη μεσαίων ταχυτήτων και στα ελικόπτερα.

1.8. Δομή και Μηχανισμοί Οργάνων

Από λειτουργική άποψη, τα αεροσκάφη περιλαμβάνουν τέσσερις ενότητες εξαρτημάτων:

- ❖ Τα εξαρτήματα ανίχνευσης, που ανιχνεύουν τις μεταβολές στα απαραίτητα μεγέθη
- ❖ Τα εξαρτήματα μέτρησης, τα οποία μετρούν το μέγεθος των μεταβολών διαφόρων φυσικών μεγεθών σε συνάρτηση γραμμικών ή γωνιακών μετατοπίσεων
- ❖ Τα εξαρτήματα σύζευξης με τη βοήθεια των οποίων η προαναφερθείσα μεταβολή μετατρέπεται για το χειριστή σε ωφέλιμη τιμή
- ❖ Τα εξαρτήματα ένδειξης παρουσιάζουν την ωφέλιμη αυτή τιμή με τέτοιο τρόπο ώστε να είναι αναγνωρίσιμη και κατανοητή από το πλήρωμα του θαλάμου

Τα δυο βασικά μεγέθη που πρέπει να μετρώνται από τα όργανα αεροσκάφους είναι η πίεση και η θερμοκρασία. Ειδικότερα τα όργανα μέτρησης πίεσης κατατάσσονται σε:

- Αυτά που μετρούν και δείχνουν την πίεση επί τόπου. Σε αυτή την περίπτωση, το εξάρτημα μέτρησης βρίσκεται εντός του οργάνου.
- Τα όργανα που αφού μετρήσουν την πίεση σε κάποιο σημείο του αεροσκάφους, τη μεταφέρουν στο όργανο που βρίσκεται στο θάλαμο διακυβέρνησης μέσω κάποιου υγρού ή ενός ηλεκτρικού ρεύματος. Σε αυτή την περίπτωση, το εξάρτημα μέτρησης βρίσκεται εκτός του οργάνου και συνδέεται με το όργανο μέσω κάποιου σωλήνα ή ηλεκτρικού καλωδίου.

Ο συνήθης τρόπος μέτρησης της πίεσης στα αεροσκάφη είναι η μέτρηση της τάσης που ασκείται πάνω σε κάποιο ελαστικό υλικό. Αυτό σημαίνει ότι το ελαστικό υλικό θα πάθει παραμόρφωση ανάλογη με την πίεση και εμείς θα μετρήσουμε είτε ηλεκτρονικά, είτε μηχανικά το μέγεθος της παραμόρφωσης και θα το αντιστοιχήσουμε στην ασκηθείσα πίεση. Σε αυτή την αρχή βασίζονται δυο τύποι εξαρτημάτων, ο σωλήνας Bourdon και τα διαγράμματα.

2. Εισαγωγή στους Αισθητήρες

2.1. Η Έννοια του Αισθητήρα

Οι μετρήσεις των φυσικών μεγεθών γίνονται με τη βοήθεια των αισθητήρων (sensors). Οι αισθητήρες αποτελούν διατάξεις, οι οποίες χαρακτηρίζονται από συγκεκριμένες ιδιότητες, οι οποίες μπορούν να μεταβάλλονται, σύμφωνα με τις αλλαγές που συμβαίνουν σε κάποιο φυσικό μέγεθος, το οποίο ο συγκεκριμένος αισθητήρας μετράει. Ο κλάδος που ασχολείται με την μελέτη των αισθητήρων και τον τρόπο που εφαρμόζονται.

Όπως συνέβη και με το πλήθος άλλων τεχνολογιών, τα δίκτυα από αισθητήρες εμφανίστηκαν για πρώτη φορά εξαιτίας της εμφάνισης των στρατιωτικών ερευνητικών προγραμμάτων. Το πρώτο δίκτυο αισθητήρων ήταν το ονομαζόμενο «Sound Surveillance System (SOSUS)» το οποίο χρησιμοποιήθηκε για πρώτη φορά στις αρχές τις δεκαετίας του 1950, κατά την διάρκεια του ψυχρού πολέμου, για την ανίχνευση και εντοπισμό Σοβιετικών υποβρυχίων. Συγκεκριμένα χρησιμοποιήθηκε ειδικό υδρόφωνο ως αισθητήρας. Σήμερα, το SOSUS συνεχίζει να βρίσκεται ακόμη σε λειτουργία, χρησιμοποιώντας τον αισθητήρα για ειρηνικούς σκοπούς (π.χ. ανίχνευση σεισμικών δονήσεων και καταγραφή δραστηριότητας θαλάσσιων οργανισμών).

Το επόμενο δίκτυο αισθητήρων κατασκευάστηκε και αυτό για στρατιωτικούς σκοπούς όπου το Distributed Sensor Networks (DSNs) πρόγραμμα ξεκίνησε από την Defense Advanced Research Project Agency (DARPA). Το αρχικό όνομα της DARPA ήταν το «Advanced Research Projects Agency (ARPA)». Το ARPANET ήταν ένα δίκτυο που δημιουργήθηκε το 1969 και οδήγησε στην δημιουργία του σημερινού Internet.

Η πιθανότητα να επεκταθεί το ARPANET στα δίκτυα αισθητήρων μελετήθηκε από τον R. Kahn (ένα από τους εφευρέτες του πρωτόκολλου TCP/IP που έπαιξε επίσης σημαντικό ρόλο στην ανάπτυξη του Internet). Οι εξελίξεις σε υλικό (hardware) και λογισμικό (software) οδήγησαν στη ραγδαία εξέλιξη των δικτύων αισθητήρων.

Συγκεκριμένα, σήμερα έχουν αναπτυχθεί αισθητήρες μικροί σε διαστάσεις και φτηνοί βασισμένοι σε μικρό-ηλεκτρονικομηχανικά συστήματα (MEMS). Η ασύρματη δικτύωση και οι χαμηλής κατανάλωσης-κόστους αλλά ισχυροί μικρό-επεξεργαστές επέτρεψαν την οικονομικά εφικτή ανάπτυξη ασύρματων δικτύων από αισθητήρες για διάφορες εφαρμογές.

2.1.1 Χαρακτηριστικά αισθητήρων

Τα χαρακτηριστικά των αισθητήρων συγκροτούν τις προδιαγραφές (specifications) και είναι πολλά. Παρότι οι ποικίλοι αισθητήρες που υπάρχουν σήμερα στηρίζονται σε διαφορετικές αρχές λειτουργίας, έχουν κοινά τα βασικά τους χαρακτηριστικά. Τα χαρακτηριστικά των αισθητήρων μπορούν να ομαδοποιηθούν σε στατικές ή δυναμικές παραμέτρους, περιβαλλοντικές συνθήκες και δομικά χαρακτηριστικά. Οι στατικές παράμετροι περιγράφουν τη σχέση μεταξύ της εισόδου (ερέθισμα) και της εξόδου (απόκριση) ενός αισθητήρα, όταν η είσοδος δεν μεταβάλλεται σημαντικά με το χρόνο. Από την άλλη μεριά, οι δυναμικές παράμετροι περιγράφουν την απόδοση του αισθητήρα λαμβάνοντας υπόψη τις μεταβολές της εισόδου με το χρόνο. Περιβαλλοντικές συνθήκες είναι όλοι αυτοί οι παράγοντες που παρεμβαίνουν στο μηχανισμό του αισθητήρα είναι αυτά που προκύπτουν από τον ειδικό σχεδιασμό και τα συστατικά μέρη του αισθητήρα και συμπεριλαμβάνουν, εκτός των άλλων, το κόστος, το βάρος, την κατανάλωση ενέργειας, το χρόνο ζωής και τη συμβατότητα με τεχνολογίες πληροφορικής.

Οι αισθητήρες παρουσιάζουν κάποια κοινά χαρακτηριστικά, τα οποία ουσιαστικά αποτελούν τις ονομαζόμενες «προδιαγραφές» των αισθητήρων. Τα πιο βασικά από τα κοινά αυτά χαρακτηριστικά είναι η γραμμικότητα, η ευαισθησία, η ακρίβεια, το εύρος τιμών εισόδου και εξόδου. Με την έννοια της «γραμμικότητας» αναφερόμαστε στο χαρακτηριστικό των αισθητήρων, σύμφωνα με το οποίο η τιμή της εξόδου y του αισθητήρα αλλάζει γραμμικά με τις μεταβολές της φυσικής ποσότητας x που μετρείται, δηλαδή ισχύει μια σχέση $y=ax$. Γενικά όμως, η σχέση αυτή μπορεί να μην είναι γραμμική και να αναπαρίσταται από μια σχέση της μορφής $y=f(x)$. Επομένως, αν ο αισθητήρας δεν είναι γραμμικός, τότε η σχέση της εξόδου με το μετρούμενο μέγεθος δίνεται από μια καμπύλη γραμμή και η βαθμονόμηση του συστήματος απαιτεί τιμές της εξόδου σε πολλές επιβεβαιωμένες τιμές της εισόδου. Η βαθμονόμηση των συστημάτων γίνεται με τη βοήθεια «προτύπων».

Το επόμενο χαρακτηριστικό των αισθητήρων, το οποίο θεωρείται σημαντικό είναι η ευαισθησία, η οποία αποτελεί ένδειξη για το πόσο μεγάλο σήμα εξόδου αποδίδει ο αισθητήρας για κάθε μονάδα του μετρούμενου φυσικού μεγέθους. Η ακρίβεια αποτελεί μια ένδειξη για το πόσο κοντά στην πραγματική τιμή είναι η τιμή που αποδίδεται στην έξοδο του αισθητήρα. Η ακρίβεια του αισθητήρα εκφράζεται με το σφάλμα που αντιστοιχεί σε μια συγκεκριμένη μέτρηση και μπορεί να εκφραστεί τόσο σε απόλυτες τιμές, όσο και σε ποσοστό.

Το χαρακτηριστικό «εύρος τιμών εισόδου» ορίζει σε ποιά πλαίσια του μετρούμενου φυσικού μεγέθους μπορεί να χρησιμοποιηθεί ο αισθητήρας. Για παράδειγμα όσον αφορά την μέτρηση της θερμοκρασίας έχουν κατασκευαστεί πολλοί αισθητήρες, οι οποίοι είναι σε θέση να μετράνε τη θερμοκρασία, όπως

είναι τα θερμοζεύγη, το θερμίστορ και τα θερμόμετρα αντίστασης, αλλά όλοι αυτοί οι αισθητήρες δεν είναι κατάλληλοι για τη μέτρηση θερμοκρασιών της τάξης των 1000°C. Η γνώση του εύρους τιμών εισόδου μας επιτρέπει να επιλέξουμε τον κατάλληλο αισθητήρα που ταιριάζει στις ανάγκες της εφαρμογής. Από την άλλη πλευρά, το χαρακτηριστικό του «εύρους τιμών εξόδου» σχετίζεται με τη μορφή που μπορεί να πάρει η τάση ή το ρεύμα που παρουσιάζεται στην έξοδο του αισθητήρα. Οι αισθητήρες διατίθενται εν γένει σε παραλλαγές με διάφορα εύρη τιμών εξόδου, ώστε να μπορεί ο χρήστης να επιλέξει τη μορφή που ταιριάζει περισσότερο στα κυκλώματα που θα παραλάβουν το σήμα εξόδου. Συχνά, το εύρος τιμών εξόδου καθορίζεται από ένα κύκλωμα ρύθμισης σήματος, το οποίο συνδέεται μόνιμα με τον αισθητήρα.

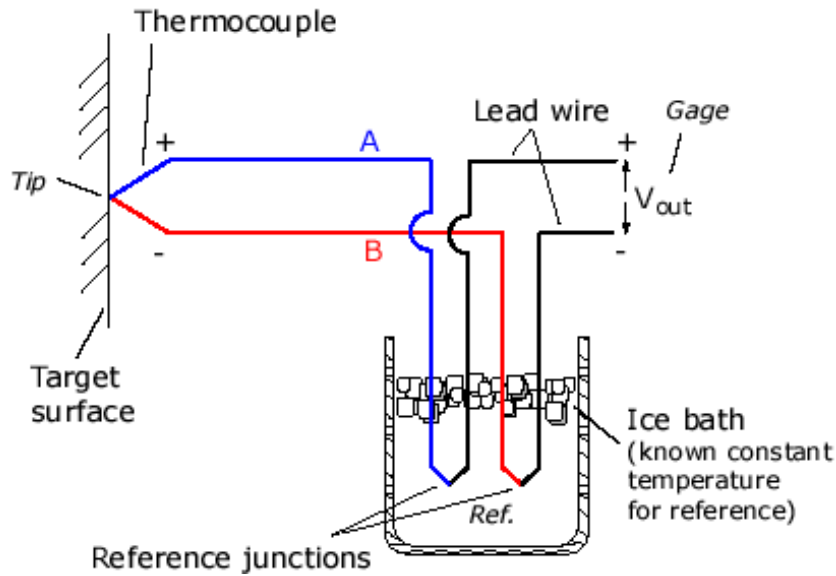
2.2. Τα Είδη Αισθητήρων

Οι αισθητήρες, όπως ήδη αναφέρθηκε παραπάνω, ανάλογα με την ιδιότητα ή τις ιδιότητες που έχουν, μπορούν να μετρήσουν κάποιο συγκεκριμένο φυσικό φαινόμενο. Με βάση το γεγονός αυτό, οι αισθητήρες διακρίνονται για παράδειγμα σε αισθητήρες θερμοκρασίας, σε αισθητήρες πίεσης και όγκου, σε αισθητήρες μετατόπισης και θέσης κλπ.

2.2.1 Αισθητήρες Θερμοκρασίας

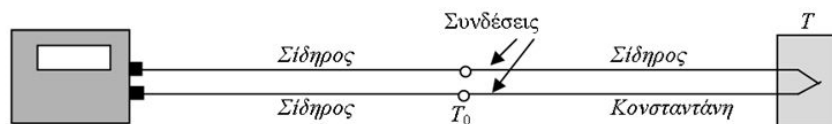
Πολλά φυσικά φαινόμενα εξαρτώνται από την θερμοκρασία, με αποτέλεσμα να μπορούμε να μετρήσουμε τη θερμοκρασία συχνά έμμεσα από την μέτρηση της πίεσης, της έντασης, της ηλεκτρικής αντίστασης κλπ. Τα είδη αισθητήρων θερμοκρασίας είναι τα εξής:

- ❖ Τα θερμοηλεκτρικά ζεύγη ή θερμοζεύγη (thermocouples), που αποτελούν ένα εξαιρετικά διαδεδομένο είδος ανιχνευτών θερμοκρασίας, μεγάλης κλίμακας, υψηλής ακρίβειας και χαμηλού κόστους. Αποτελούνται από δύο σύρματα διαφορετικών μετάλλων, τα οποία είναι ενωμένα σε ένα σημείο, όπου βρίσκεται η άγνωστη θερμοκρασία, ενώ στην άλλη άκρη, που βρίσκεται το σημείο αναφοράς μετριέται μια τάση που είναι ανάλογη της θερμοκρασιακής διαφοράς άγνωστης θερμοκρασίας και θερμοκρασίας αναφοράς.



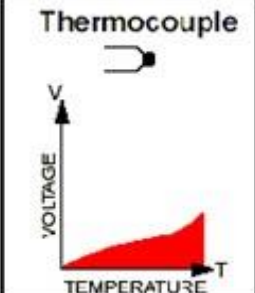
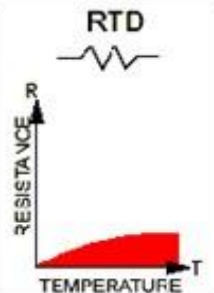
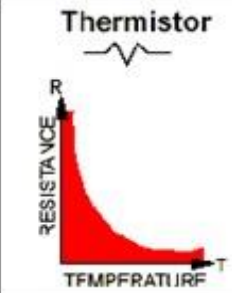
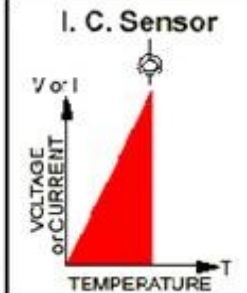
Εικόνα 6: Συνδεσμολογία Θερμοζεύγους

Η ένωση των μετάλλων ενός θερμοζεύγους με το όργανο μέτρησης δημιουργεί μία ή δύο επιπλέον θερμοηλεκτρικές επαφές (επαφές αναφοράς). Οπότε, πρέπει να εξασφαλιστεί η τοποθέτηση της επαφής αναφοράς σε μία γνωστή, σταθερή θερμοκρασία T_0 . Ένας τρόπος για να γίνει αυτό είναι η τοποθέτηση της επαφής αναφοράς σε λουτρό πάγου, οπότε η σταθερή θερμοκρασία είναι 0°C (προηγούμενη εικόνα). Άλλος τρόπος μπορεί να είναι ένα κουτί σταθερής θερμοκρασίας (zero-box), το οποίο βρίσκεται συνήθως στη θερμοκρασία του περιβάλλοντος (-22°C). Το απλούστερο δυνατό κύκλωμα θερμοζεύγους, είναι αυτό στο οποίο αποφεύγεται η χρήση καλωδίου από τρίτο υλικό, για την οδήγηση του σήματος στο βολτόμετρο ή H/Y.



Εικόνα 7: Κύκλωμα Θερμοζεύγους, στο οποίο χρησιμοποιείται καλώδιο από τρίτο υλικό για την οδήγηση του σήματος σε βολτόμετρο ή H/Y

- ❖ Το ολοκληρωμένο κύκλωμα LM35 κατασκευάζεται από την εταιρία National Semiconductor και είναι από τους πιο διαδεδομένους αισθητήρες θερμοκρασίας. Η λειτουργία του στηρίζεται στις ιδιότητες της επαφής pn. Όπως είναι γνωστό, όταν η επαφή pn είναι πολωμένη ανάστροφα, τότε το ανάστροφο ρεύμα κόρου είναι συνάρτηση της θερμοκρασίας της επαφής. Τα ολοκληρωμένα αισθητήρια γενικά εμφανίζουν άριστη γραμμικότητα. Το LM35 μεταβάλλει την έξοδο του κατά 10 mV όταν η θερμοκρασία μεταβάλλεται κατά 1°C.

	Thermocouple	RTD	Thermistor	I. C. Sensor
				
Πλεονεκτήματα	<ul style="list-style-type: none"> • Αυτο-τροφοδοτούμενο • Απλό • Φθηνό • Σε μεγάλη ποικιλία • Μεγάλη περιοχή θερμοκρασιών 	<ul style="list-style-type: none"> • Πολύ σταθερό • Πολύ ακριβές • Πιο γραμμικό από θερμοζεύγος 	<ul style="list-style-type: none"> • Υψηλή έξοδος • Γρήγορο • Απλό 	<ul style="list-style-type: none"> • Πολύ γραμμικό • Υψηλή έξοδος • Φθηνό
Μειονεκτήματα	<ul style="list-style-type: none"> • Μη γραμμικό • Χαμηλή τάση • Χρειάζεται αναφορά • Ελάχιστα ευαίσθητο 	<ul style="list-style-type: none"> • Ακριβό • Χρειάζεται πηγή ρεύματος • Μικρές μεταβολές R • Αυτοθέρμανση 	<ul style="list-style-type: none"> • Μη-γραμμικό • Μικρή περιοχή θερμοκρασιών • Χρειάζεται πηγή ρεύματος • Αυτοθέρμανση 	<ul style="list-style-type: none"> • $T < 200\text{ }^{\circ}\text{C}$ • Χρειάζεται τροφοδοσία • Αργό • Αυτοθέρμανση

Εικόνα 10: Σύγκριση αισθητήρων θερμοκρασίας

- ❖ Θερμόμετρα Αντίστασης (RTDs): Η μέτρηση της αντίστασης ενός στοιχείου γίνεται με τη βοήθεια γέφυρας Wheatstone ή με τη βοήθεια πηγής ρεύματος, που διεγείρει κατάλληλα την αντίσταση. Προσφέρουν υψηλή ακρίβεια στην περιοχή -200°C έως $+650^{\circ}\text{C}$. Παρέχουν ηλεκτρική έξοδο κατάλληλη για εφαρμογές ψηφιακής επεξεργασίας δεδομένων. Εφαρμόζοντας γνωστό ρεύμα μέσω της αντίστασης παράγεται μια τάση στην έξοδο που αυξάνει με τη θερμοκρασία. Η ψηφιακή μέτρηση της

αντίστασης αισθητηρίου RTD, πραγματοποιείται με τη βοήθεια ADC (MAX197). Η έξοδος Ref παρέχει σταθεροποιημένη τάση, που μετρείται σε ρεύμα με OpAmp. Η μέτρηση είναι τεσσάρων επαφών. Η μέτρηση της τάσης πάνω στο αισθητήριο γίνεται με διαφορικό ενισχυτή με κέρδος 10. Η έξοδος εισάγεται στο κανάλι εισόδου του ADC και η ψηφιακή τιμή μεταδίδεται σε έναν μP. Εκεί υπολογίζεται η αντίσταση και μετατρέπεται σε θερμοκρασία με τη σχέση της προηγούμενης διαφάνειας.

2.2.2 Οπτικοί Αισθητήρες

Οι οπτικοί αισθητήρες προσέγγισης χρησιμοποιούν οπτικά και ηλεκτρονικά μέσα, για την ανίχνευση της παρουσίας οποιουδήποτε αντικειμένου. Οι οπτικοί αισθητήρες αναφέρονται και ως φωτοκύτταρα. Ένας οπτικός αισθητήρας αποτελείται από δύο μέρη: τον πομπό και το δέκτη. Ο πομπός εκπέμπει ερυθρό ή υπέρυθρο φως και για το σκοπό αυτό χρησιμοποιούνται δίοδοι φωτοεκπομπής (LED). Ο δέκτης περιλαμβάνει στο κύκλωμα του στοιχεία ευαίσθητα στο ερυθρό ή υπέρυθρο φως, δηλαδή φωτοδιόδους ή φωτοτρανζίστορ. Οι οπτικοί αισθητήρες διακρίνονται στις κατηγορίες που παρατίθενται παρακάτω.

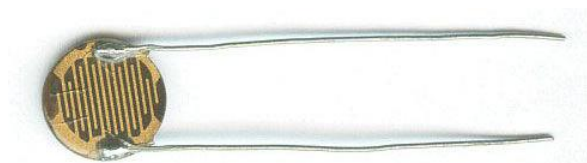
- ❖ Φωτοδιόδοι και φωτοτρανζίστορ: Οι φωτοδιόδοι και τα φωτοτρανζίστορ αποτελούν τα βασικά είδη φωτοβολταϊκών ανιχνευτών. Αυτά δημιουργούν ρεύμα, που ονομάζεται φωτόρευμα (photocurrent), ανάλογο της προσπίπτουσας φωτεινής έντασης. Τα φωτοτρανζίστορ είναι στην ουσία φωτοδιόδοι που επιπρόσθετα εκτελούν ενίσχυση του δημιουργούμενου ρεύματος και έτσι η αρχή λειτουργίας του είναι ίδια με αυτή των φωτοδιόδων. Ο όρος φωτοδιόδος μπορεί να επεκταθεί ώστε να περιλαμβάνει έως και τα φωτοβολταϊκά, αλλά συνήθως αναφέρεται μόνο στους αισθητήρες φωτεινής στάθμης.



Εικόνα 11: Φωτοδιόδος

Οι δυνατότητες των φωτοδιόδων επεκτείνονται εάν αντικατασταθούν από φωτοτρανζίστορς, καθώς στα τελευταία ενισχύεται το δημιουργούμενο στη φωτοευαίσθητη επαφή p-n φωτορεύμα. Έτσι μπορούν να μετρηθούν μικρότερες φωτεινές εντάσεις και επακόλουθα αυξάνει το δυναμικό εύρος του αισθητήρα.

- ❖ Φωτοαντιστάσεις (LDRs): Γνωρίζουμε ότι το ηλεκτρικό ρεύμα μεταφέρεται μέσα σε ένα υλικό από τα ηλεκτρόνια του υλικού που μπορούν να κινηθούν μέσα σε αυτό και λέγονται ελεύθερα ηλεκτρόνια ή ηλεκτρόνια αγωγιμότητας (conduction electrons). Όσο περισσότερα ηλεκτρόνια αγωγιμότητας έχει ένα υλικό, τόσο μεγαλύτερη αγωγιμότητα, και άρα μικρότερη αντίσταση, εμφανίζει στη ροή του ρεύματος. Όταν προσπίπτει φως σε ένα φωτοαγώγιμο υλικό, αυξάνει ο αριθμός των ελεύθερων ηλεκτρονίων του. Αυτό γίνεται γιατί τα προσπίπτοντα φωτόνια διεγείρουν ηλεκτρόνια που είναι δεσμευμένα και τα καθιστούν ελεύθερα. Έτσι η αντίσταση του φωτοαγώγιμου υλικού μειώνεται.



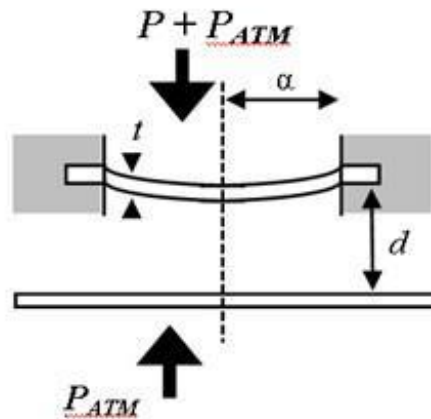
Εικόνα 12: Φωτοαντιστάσεις CdS

Οι φωτοαντιστάσεις είναι εν γένει πολυκρυσταλλικά υμένα ή μονοκρύσταλλοι του ημιαγωγικού υλικού θείουχου καδμίου (CdS). Το υλικό αυτό είναι από τα πλέον κατάλληλα και εμφανίζει μέγιστη ευαισθησία σε μήκος κύματος 1 μm (που εμπίπτει στην περιοχή του κοντινού υπερύθρου).

2.2.3 Αισθητήρες Πίεσης και Βάρους

Η πίεση αποτελεί μέτρο της δύναμης ή μηχανικής τάσης που ασκείται στην εξωτερική επιφάνεια κάποιου σώματος από ένα εξωτερικό αίτιο. Η μέτρηση του βάρους ανάγεται στη μέτρηση πίεσης και γι' αυτό οι μετρήσεις πίεσης χρησιμοποιούνται και για τη μέτρηση βάρους. Οι αισθητήρες πίεσης και βάρους διακρίνονται σε μανόμετρα υγρού και αερίου, χωρητικοί αισθητήρες, επαγωγικοί αισθητήρες, πιεζοηλεκτρικοί αισθητήρες και αισθητήρες πιεζοαντίστασης, καθώς και μετρητές μηχανικής τάσης και κυψελίδες φορτίου.

2.2.3.1 Χωριτικοί και Επαγωγικοί Αισθητήρες Πίεσης

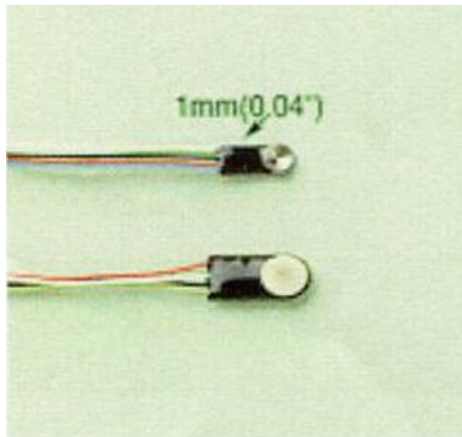


Εικόνα 13: Επαγωγικοί Αισθητήρες

Οι αισθητήρες αυτοί στηρίζονται στην ύπαρξη ενός ελαστικού διαφράγματος, το οποίο χωρίζει έναν κλειστό χώρο σε δύο ημιχώρους. Εάν ο ένας ημιχώρος βρίσκεται στην πίεση που θέλουμε να μετρήσουμε και ο άλλος σε μια πίεση αναφοράς (όπως π.χ. σε ατμοσφαιρική πίεση), τότε το διάφραγμα μετατοπίζεται προς μια κατεύθυνση, προς την μικρότερη πίεση. Η μετατόπιση αυτή μπορεί να προκαλέσει αλλοίωση των γεωμετρικών χαρακτηριστικών ενός πυκνωτή και άρα αλλαγή της χωρητικότητας του ή αλλοίωση της μαγνητικής επαγωγής μεταξύ δύο πηνίων, και άρα αλλαγή της ηλεκτρεγερτικής δύναμης που αυτά παρουσιάζουν στα άκρα τους.

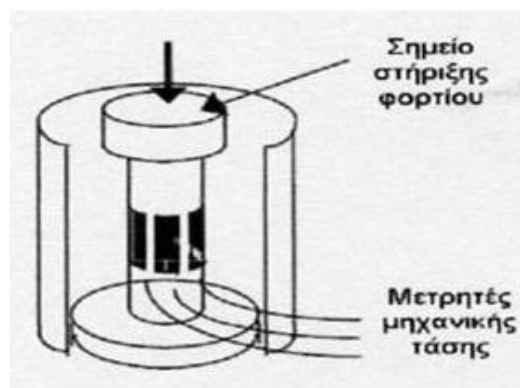
2.2.3.2 Αισθητήρες Πιεζοαντίστασης

Οι αισθητήρες αυτοί στηρίζονται στη μεταβολή της τιμής της αντίστασης ενός μεταλλικού σύρματος όταν αυτό πιεστεί ή τεντωθεί κατά μήκος της κύριας διάστασής του. Για την κατασκευή πιεζοαντιστάσεων μπορούν να χρησιμοποιηθούν μέταλλα ή κράματα μετάλλων αλλά και γνωστοί ημιαγωγοί, όπως πυρίτιο με προσμίξεις (δηλαδή τύπου p ή n).



Εικόνα 14: Αισθητήρες πίεσης

2.2.3.3 Μετρητές Μηχανικής Τάσης και Κυψελίδες Φορτίου



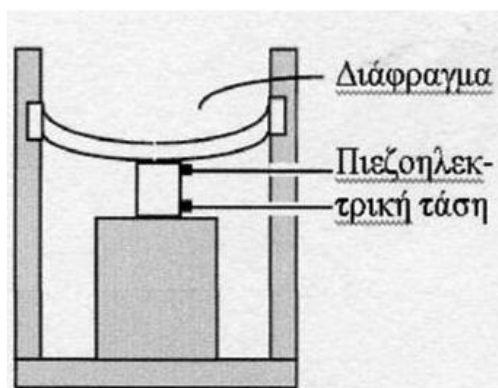
Εικόνα 15: Κυψελίδες Φορτίου

Οι κυψελίδες φορτίου (load cells) είναι συσκευές που αποτελούνται από μετρητές μηχανικής τάσης τύπου πιεζοαντίστασης (συνήθως τέσσερις και μετρούν δυνάμεις. Ενδείκνυνται για τη μέτρηση πιέσεων.

2.2.3.4 Πιεζοηλεκτρικοί Αισθητήρες Πίεσης

Όταν συμπιέζεται ή εφελκύεται ένας κρύσταλλος, μετατοπίζονται οι θέσεις των θετικών και αρνητικών φορτίων του και έτσι εμφανίζεται στα άκρα του μια ποσότητα φορτίου (θετικού στο ένα άκρο και αρνητικού στο άλλο άκρο), δηλαδή διαφορά δυναμικού (ηλεκτρική τάση). Το φαινόμενο αυτό ονομάζεται *πιεζοηλεκτρικό φαινόμενο* (piezoelectric effect) και εμφανίζεται σε όλα τα κρυσταλλικά υλικά, είναι

όμως ιδιαίτερα έντονο σε ορισμένα μόνο υλικά, τα οποία ονομάζονται για το λόγο αυτό πιεζοηλεκτρικά. Τα υλικά αυτά εμφανίζουν και το αντίστροφο πιεζοηλεκτρικό φαινόμενο, κατά το οποίο η εφαρμογή στα άκρα του υλικού μιας τάσης V προκαλεί συμπίεση (ή εφελκυσμό, ανάλογα με το πρόσημο της τάσης) κατά διάστημα x .



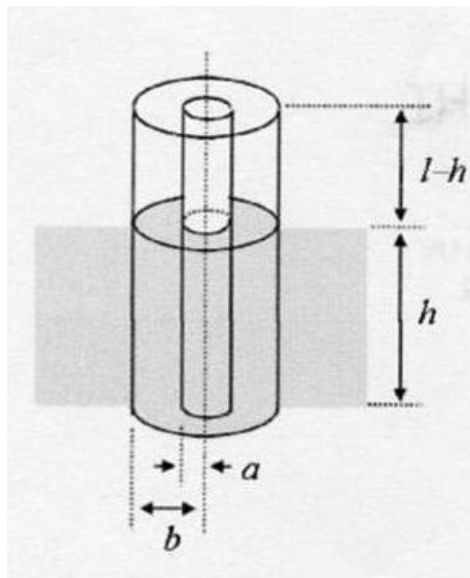
Εικόνα 16: Το πιεζοηλεκτρικό φαινόμενο

2.2.4 Αισθητήρες Στάθμης και Όγκου

Οι αισθητήρες στάθμης και όγκου χρησιμοποιούνται στην περίπτωση υγρών, τα οποία καταλαμβάνουν το κάτω τμήμα του δοχείου ή της δεξαμενής στην οποία τίθενται και σχηματίζουν μια οριζόντια ελεύθερη επιφάνεια στο άνω μέρος. Το πόσο μεγάλο είναι το μέρος της δεξαμενής που καταλαμβάνεται εξαρτάται από τον όγκο του υγρού. Η απόσταση της ελεύθερης επιφάνειας από τον πυθμένα της δεξαμενής αποτελεί τη στάθμη (level) του υγρού. Πέρα από τα δοχεία παρατήρησης, τους ογκομετρικούς κυλίνδρους και τις ράβδους βυθομέτρησης, που είναι βαθμολογημένα σκεύη και αναφέρονται σε εφαρμογές μικρής κλίμακας (δηλαδή σε μικρές ποσότητες υγρών) και μικρής ακρίβειας, σήμερα χρησιμοποιούνται για τη μέτρηση της στάθμης υγρών χωρητικοί αισθητήρες και αισθητήρες πίεσης.



Εικόνα 17: Μορφή του ελεγκτή 14L της εταιρίας Sigma Hellas



Εικόνα 18: Αρχή λειτουργίας ενός χωρητικού αισθητήρα στάθμης

2.2.5 Αισθητήρες Μετατόπισης και Κίνησης

Η ανίχνευση της φυσικής θέσης και της κίνησης των αντικειμένων έχει ζωτική σημασία, αφού οι περισσότερες κατασκευές και διατάξεις διαθέτουν κινητά μηχανικά μέρη. Είναι συχνά απαραίτητο να γνωρίζουμε τη θέση ενός αντικειμένου. Ενδέχεται να θέλουμε να προσδιορίσουμε εάν ή ποτέ ένα κινητό μέρος ευρίσκεται σε κάποια προκαθορισμένη θέση του χώρου. Άλλοτε είναι αναγκαίο να γνωρίζουμε εάν και σε ποιο βαθμό ένα κινητό μέρος κινείται ή περιστρέφεται προς κάποια κατεύθυνση ή την αντίθετη της. Κάποιες φορές μας ενδιαφέρει πόσο γρήγορα κινείται ένα κινητό μέρος. Σε όλες τις παραπάνω περιπτώσεις, η γνώση της θέσης, της προσέγγισης, της μετατόπισης και της ταχύτητας ή επιτάχυνσης ενός αντικειμένου αφορούν στο γενικότερο ζήτημα της ανίχνευσης κάποιας παραμέτρου της κίνησης του.



Εικόνα 19: Αισθητήρας Μετατόπισης και Κίνησης – MB360 Wireless LED

Ανάλογα επομένως με τη φύση της εφαρμογής μας πρέπει να χρησιμοποιήσουμε αισθητήρες που να ανιχνεύουν κάποιο από τα ακόλουθα μεγέθη: θέση, προσέγγιση, μετατόπιση (ευθύγραμμη ή περιστροφική) και ταχύτητα ή επιτάχυνση.

Η μετατόπιση (displacement) προκύπτει από τον υπολογισμό της απόστασης ανάμεσα στη νέα και την παλαιά θέση του εξεταζόμενου αντικειμένου, και άρα η ανίχνευση της θέσης ανάγεται στην ανίχνευση της μετατόπισης και αντίστροφα. Η προσέγγιση (proximity) αποτελεί μια ειδική περίπτωση ανίχνευσης θέσης, καθώς τότε μας ενδιαφέρει να γνωρίζουμε εάν θα ευρεθεί το εξεταζόμενο αντικείμενο σε μια συγκεκριμένη, προκαθορισμένη θέση. Έτσι η ανίχνευση της προσέγγισης δίνει δύο

δυνατά αποτελέσματα (ναι και όχι) και είναι απλούστερη από την ανίχνευση θέσης, η οποία πρέπει να δίνει ως αποτελέσματα συνεχείς αριθμητικές τιμές (σε χιλιοστάμετρα ή μοίρες). Η μέτρηση της ταχύτητας και της επιτάχυνσης διαφέρει από τις μετρήσεις μηκών και γωνιών (θέσεων, μετατοπίσεων κ.α.) και στηρίζεται σε διαφορετικές αρχές. Στο εμπόριο διατίθενται επιταχυνσιόμετρα που μετρούν επιταχύνσεις παράλληλα στην κύρια διάστασή τους αλλά και διαξονικά και τριαξονικά επιταχυνσιόμετρα (μετρούν επιτάχυνση και στους τρεις άξονες x,y,z).



Εικόνα 20: Επιταχυνσιόμετρα σειράς EGA της εταιρίας Entran

3 Αισθητήρες Αεροσκαφών

3.1 Ο ρόλος των αισθητήρων στη λειτουργία των αεροσκαφών

Για την πραγματοποίηση μιας πτήσης είναι απαραίτητα τα λεγόμενα δεδομένα του «αέρα». Δύο κύρια φυσικά χαρακτηριστικά που πρέπει να προσδιορίζονται είναι η θερμοκρασία και η πίεση. Χρησιμοποιώντας αυτές τις βασικές μετρήσεις και επί μέρους και σε συνδυασμό γίνεται ο υπολογισμός πολλών άλλων παραμέτρων της πτήσης. Τα δεδομένα αυτά μετριοούνται χρησιμοποιώντας μια ποικιλία από αισθητήρες. Η έξοδος αυτών των συσκευών παρέχει τις απαραίτητες πληροφορίες για να μπορούν τα αεροσκάφη να πετούν με ασφάλεια. Με χρήση των πληροφοριών των μετρήσεων του «αέρα» μπορούν να βρεθούν: η ταχύτητα, το υψόμετρο, τα ποσοστά ανόδου ή καθόδου και η γωνία εκτροπής.

Οι δύο ευρείες κατηγορίες των δεδομένων «αέρος» όπως ήδη αναφέρθηκε παραπάνω είναι η θερμοκρασία και η πίεση, οι οποίες όμως περιέχουν διάφορους τύπους μετρήσεων. Οι μετρήσεις πίεσης περιλαμβάνουν τη στατική και τη συνολική πίεση. Αφαιρώντας τη στατική πίεση από την ολική πίεση προκύπτει μια Τρίτη μέτρηση, η επίδραση της κίνησης στην πίεση, QC.

Η στατική πίεση είναι το βάρος της ατμόσφαιρας πάνω από μια συγκεκριμένη περιοχή σε μια δεδομένη τοποθεσία. Όσο μεγαλύτερο είναι το υψόμετρο, τόσο λιγότερη ατμόσφαιρα βρίσκεται πάνω από αυτό και συνεπώς τόσο χαμηλότερη είναι η τιμή της πίεσης. Στο επίπεδο της θάλασσας, η στατική πίεση του αέρα είναι επαρκής για την διατήρηση σε ένα βαρόμετρο μιας στήλης υδράργυρου ύψους 760mm (που αντιστοιχεί σε 1013 mbars). Αλλά σε 18.000 πόδια πάνω από την επιφάνεια της θάλασσας, η πίεση επαρκεί μόνο για την διατήρηση σε ένα βαρόμετρο μιας στήλης υδραργύρου ύψους 380mm. Με αυτό τον τρόπο, οι μετρήσεις στατικής πίεσης μπορεί να δώσουν μια ένδειξη του υψόμετρου.

Η μέτρηση της στατικής πίεσης όμως σε σταθερή θέση σχετικά με το έδαφος είναι εντελώς διαφορετικό πράγμα από τη μέτρηση της σε ένα αεροσκάφος που είναι εν πτήση. Αυτό συμβαίνει γιατί τα αεροσκάφη διαταράσσουν την ατμόσφαιρα μέσω της οποίας πετούν. Η αλλαγμένη ατμόσφαιρα με τη σειρά της επηρεάζει την ικανότητα του αισθητήρα να παρέχει μια ακριβή μέτρηση της στατικής πίεσης. Μια κοινή τεχνική για να μετρηθεί η στατική πίεση είναι η τοποθέτηση των εισόδων για την μέτρηση της πίεσης στην άτρακτο των αεροσκαφών, αλλά αυτή η λύση απαιτεί εύρεση θέσης στην άτρακτο αεροσκάφους που θα έχει καθαρό αέρα.

Επιπλέον, η περιοχή γύρω από αυτές τις εισόδους πρέπει να είναι λεία και ομοιόμορφη για να εξασφαλιστεί η ακριβής μέτρηση. Αυτό σημαίνει ότι η ακριβής μέτρηση στατικής πίεσης πρέπει να λάβει υπόψη μια σειρά από παράγοντες, όπως είναι οι ταχύτητες των ανέμων, ο αριθμός Mach (M), η γωνία πρόσβασης (AOA), η γωνία εκτροπής (AOS) και ο σχεδιασμός των αεροσκαφών (τοποθεσία των πτερυγίων, της προσγείωσης κλπ.)

Ένας άλλος τρόπος για τη μέτρηση της πίεσης είναι η τοποθέτηση μιας στατικής εισόδου στο σώμα ενός αισθητήρα pitot. Αυτή η προσέγγιση δίνει καλύτερες μετρήσεις επειδή βρίσκεται μακριά από την άτρακτο των αεροσκαφών και μακριά από τις επιρροές του περιβλήματος του αεροσκάφους. Η είσοδος του αισθητήρα δεν είναι μέρος της ατράκτου και μπορεί να κατασκευαστεί με μεγαλύτερη ακρίβεια για την παροχή μιας ομαλότερης επιφάνειας για πρόσβαση του αέρα. Τοποθετώντας τη στατική είσοδο σε αισθητήρα pitot, βελτιώνεται σημαντικά η ακρίβεια και η επαναληψιμότητα των μετρήσεων της στατικής πίεσης.

Επίδραση της πίεσης

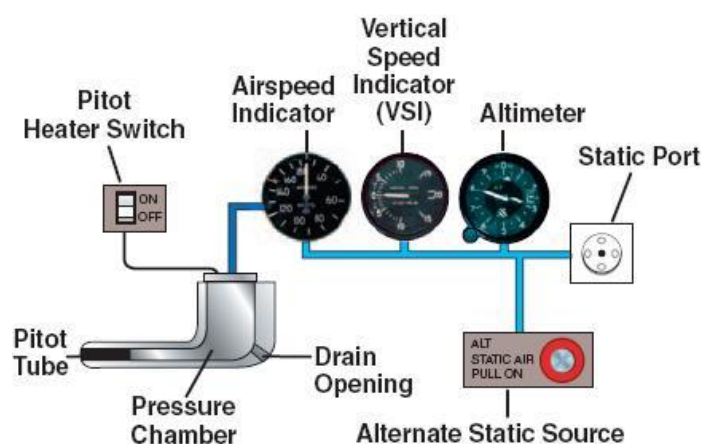
Όταν τα αεροσκάφη λειτουργούν, αντιμετωπίζουν επίσης, επίδραση της πίεσης. Η δύναμη του κινούμενου αέρα στο πίσω μέρος του κλειστού σωλήνα ενός αισθητήρα pitot αντιμετωπίζεται σαν πίεση. Οι διαταραχές ροής του αέρα που προκαλείται από την κίνηση των αεροσκαφών πρέπει να εξεταστεί κατά το σχεδιασμό και την τοποθέτηση των αισθητήρων pitot.

Τεχνολογία μετρήσεων πίεσης

Ολοένα και περισσότερο, αισθητήρες πίεσης ενσωματώνουν μια προηγμένη τεχνολογία πυριτίου που παρέχει ανώτερη ακρίβεια και αξιοπιστία σε σύγκριση με αισθητήρες που δεν είναι κατασκευασμένοι από πυρίτιο.

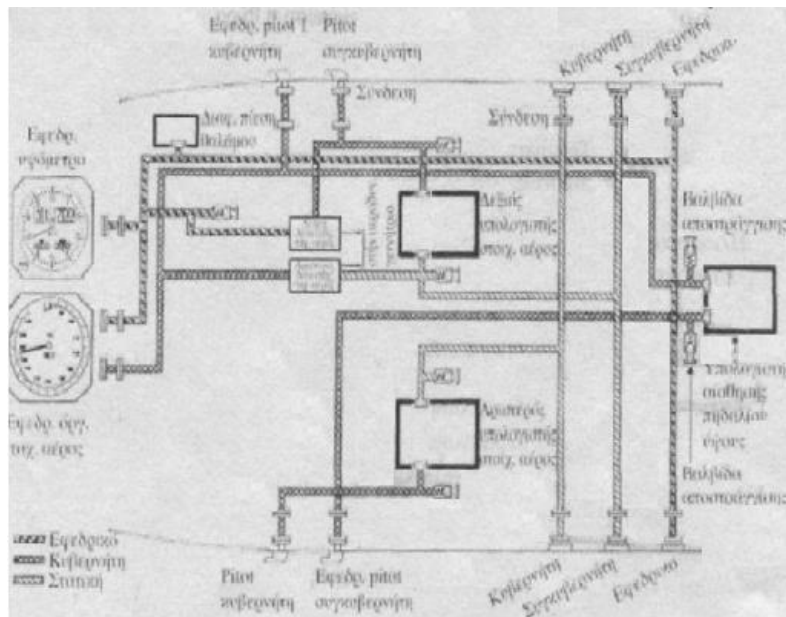
3.2 Σύστημα Pitot

Το σύστημα Pitot αποτελεί ένα ολοκληρωμένο σλυστημα αεροσκάφους, με το οποίο μετράται η ολική πίεση που δημιουργείται με την πρόσθια κίνηση του αεροσκάφους αλλά και η στατική πίεση της περιβάλλουσας ατμόσφαιρας. Βάσει αυτών των δεδομένων, υπολογίζονται η ταχύτητα αέρος, το ύψος και ο ρυθμός ανόδου-καθόδου. Στην πιο βασική του μορφή, ένα σύστημα Pitot αποτελείται από την κεφαλή μέτρησης, τις σωληνώσεις με τις απαραίτητες βαλβίδες αποστράγγισης και τα τρία πρωτεύοντα όργανα πτήσεως, το όργανο ταχύτητας αέρος, το υψόμετρο και το όργανο ρυθμού ανόδου-καθόδου.



Εικόνα 21: Βασική συνδεσμολογία συστήματος Pitot

Η περιπλοκότητα του συστήματος εξαρτάται κυρίως από το μέγεθος και τον τύπο του αεροσκάφους, τον αριθμό των οργάνων τα οποία εμφανίζουν τα στοιχεία αέρος, καθώς και τα άλλα συστήματα που χρειάζονται στοιχεία αέρος για να λειτουργήσουν.

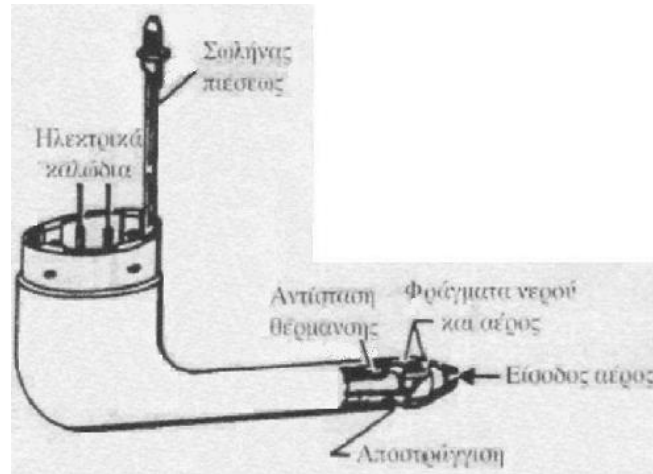


Εικόνα 22: Δίκτυο Pitot μεγάλου αεροσκάφους

Η μέτρηση της ολικής πίεσεως P_t και της στατικής πίεσεως P_s γίνεται με τις κεφαλές πίεσεως, που είναι κατάλληλα τοποθετημένες στη ροή του αέρα και μεταφέρουν τα μεγέθη αυτά μέσω των σωληνώσεων στα εξαρτήματα μέτρησης των οργάνων. Η μεταβολή των πιέσεων προκαλεί μικρές μετακινήσεις στα εξαρτήματα μέτρησης ώστε οι μεταβολές αυτές να αντιστοιχούν:

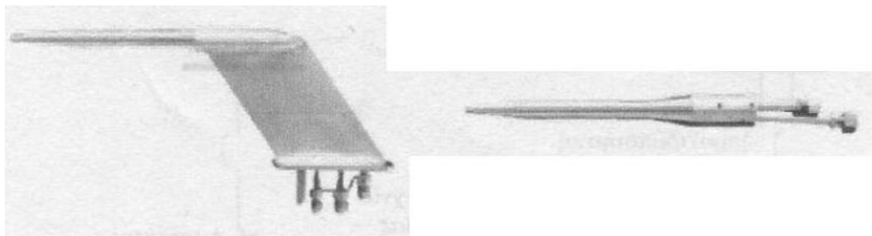
- Στην ταχύτητα αέρος που είναι ανάλογη με την δυναμική πίεση $P_d = P_t - P_s$
- Στο ύψος που είναι ανάλογο με τη P_s και
- Στο ρυθμό ανόδου-καθόδου ή κατακόρυφη ταχύτητα που είναι ανάλογη με $P_s - P_c$ όπου P_c είναι η πίεση του οργάνου, δηλαδή η πίεση που επικρατεί εντός του κελύφους του οργάνου.

Οι κεφαλές μπορεί να αποτελούνται είτε μόνο από το σωλήνα Pitot, είτε να έχουν ενσωματωμένο σύστημα Pitot. Στην πρώτη περίπτωση η θύρα του Pitot είναι χωριστά.



Εικόνα 23: Εξαρτήματα κεφαλής Pitot

Στην περίπτωση κεφαλής Pitot, ο σωλήνας Pitot και ο θάλαμος Pitot είναι ομοκεντρικά τοποθετημένοι. Ο σωλήνας Pitot βρίσκεται στο κέντρο, ενώ ο θάλαμος της στατικής πίεσης αποτελεί και το κέλυφος της κεφαλής καθώς αυτή μετρείται μέσω μικρών οπών που είναι τοποθετημένες περιφερειακά του κελύφους. Οι πιέσεις μεταφέρονται μέσω λεπτών μεταλλικών αγωγών.



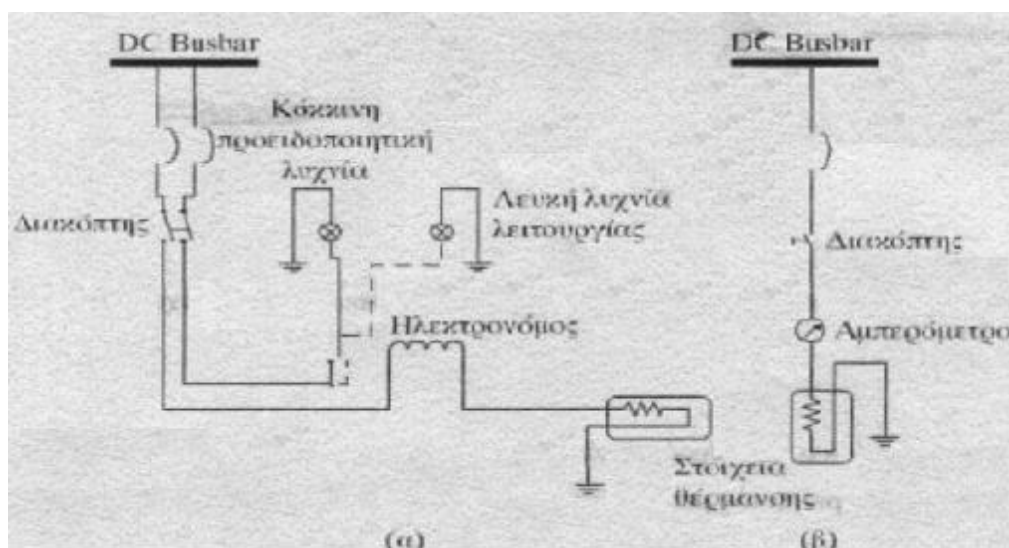
Εικόνα 24: Κεφαλές Pitot για αεροσκάφη υποηχητικών και υπερηχητικών ταχυτήτων

Μεταξύ του αγωγού και των θυρών υπάρχει ένας θάλαμος απόσβεσης των τριβών του εισερχόμενου αέρα, πριν αυτός μεταφερθεί στα όργανα. Οι τριβές δημιουργούνται όταν η κεφαλή είναι υπό γωνία στη ροή του αέρα.

Αντιπαγοποιητική προστασία παρέχεται με μια αντίσταση που αποτελεί το στοιχείο θέρμανσης. Πράγματι, επειδή καμπυλώνεται το άκρο της κεφαλής, τοπικά πέφτει η πίεση σύμφωνα με το νόμο του Bernoulli. Αν λοιπόν επικρατούν συνθήκες παγοποίησης (όταν η θερμοκρασία είναι χαμηλότερη από 22°C και υπάρχει υγρασία στην ατμόσφαιρα) λόγω της πτώσης της πίεσης, η παγοποίηση μπορεί να συμβεί γρηγορότερα ακόμα και σε υψηλότερες θερμοκρασίες και να φράξει η κεφαλή.

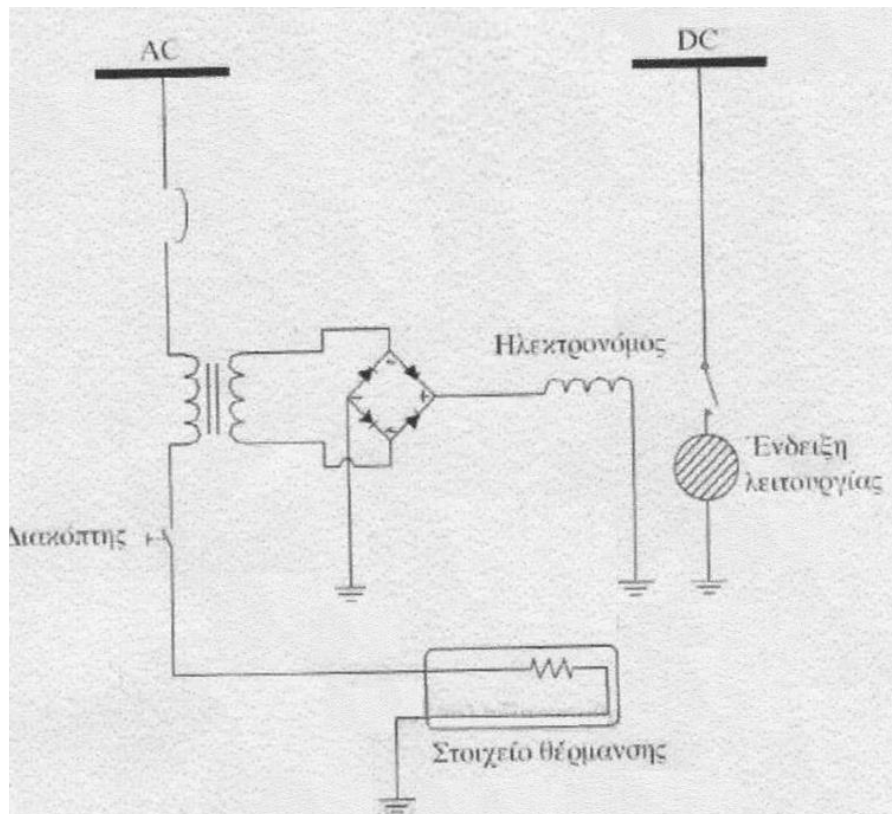
3.2.1 Κύκλωμα αντί-παγοποιητικής προστασίας

Ανάλογα με το ποιο είναι το πρωτεύον σύστημα ηλεκτρικής ισχύος του αεροσκάφους, οι κεφαλές Pitot διαθέτουν σύστημα αντιπαγοποίησης, που τροφοδοτείται είτε αποκλειστικά με 28VDC, είτε με VAC ταυτόχρονα.



Εικόνα 25: Αντί-παγοποιητική προστασία που τροφοδοτείται με 28VDC

Όλα τα συστήματα αντί-παγοποίησης χρησιμοποιούν ένα διακόπτη ενεργοποίησης, καθώς και μια ένδειξη ότι το κύκλωμα λειτουργεί κανονικά. Με την ενεργοποίηση του διακόπτη που τροφοδοτεί το στοιχείο θέρμανσης, ενεργοποιείται ταυτόχρονα και ένας ηλεκτρονόμος που κλείνει την επαφή της λευκής λυχνίας. Σε περίπτωση βλάβης, αν δηλαδή δεν ρέει ρεύμα από την αντίσταση, δεν ενεργοποιείται ο ηλεκτρονόμος, με αποτέλεσμα να παραμένει αναμμένη η κόκκινη προειδοποιητική λυχνία. Σε περίπτωση τροφοδοσίας με AC και DC ταυτόχρονα, το AC τροφοδοτεί το στοιχείο θέρμανσης και το DC την ενδεικτική λυχνία. Όταν το ρεύμα τροφοδοτεί το στοιχείο θέρμανσης, επίσης τροφοδοτεί και έναν ηλεκτρονόμο μέσω ενός μετασχηματιστή και μια γέφυρα ανόρθωσης. Έτσι ο ηλεκτρολόγος ενεργοποιεί το κύκλωμα της ενδεικτικής λυχνίας λειτουργίας.



Εικόνα 26: Αντί-παγοποιητική προστασία του τροφοδοτικού με 28VDC και 115VAC

3.2.2 Βλάβη Συστήματος Pitot

Καθώς είδαμε, ο σωλήνας Pitot τροφοδοτεί το όργανο ταχύτητας αέρος, ενώ η θύρα του και τα άλλα όργανα στοιχείων αέρος, δηλαδή πέραν του οργάνου ταχύτητας αέρος, το όργανο υψόμετρου και το όργανο ρυθμού ανόδου-καθόδου. Οι πιο συνήθεις βλάβες που παρουσιάζει το σύστημα είναι να φράξει κάποιος αισθητήρας. Αυτό συμβαίνει από πλημμελή προ π?ότι ποτέ δεν πιάνουμε την κεφαλή πίεσεως με το χέρι, διότι υπάρχει πιθανότητα το στοιχείο θέρμανσης να είναι υπό τάση με αποτέλεσμα να υποστούμε έγκαυμα.

3.3 Αισθητήρες Υψομέτρου

Σύμφωνα με τη διεθνή πρότυπη ατμόσφαιρα, η σχέση του ύψους με την αντίστοιχη ατμοσφαιρική πίεση δίνεται από την εξίσωση:

$$H = \frac{T_0}{L} \left[1 - \left(\frac{P_h}{P_0} \right)^{\frac{LR}{g_0}} \right]$$

Όπου

- H: το ύψος (σε ft),
- T₀: η θερμοκρασία στην επιφάνεια της θάλασσας (σε K),
- L: η κατακόρυφη θερμοβαθμονομία (σε °C/ft)
- P_h: η πίεση του αέρα στο ζητούμενο ύψος (σε Atm)
- P₀: η πίεση του αέρα στην επιφάνεια της θάλασσας (σε Atm)
- R: η σταθερά των αερίων με τιμή 0,08205 (Atm*lt)/(mole*K)
- g₀: η επιτάχυνση της γης (ft/s²)

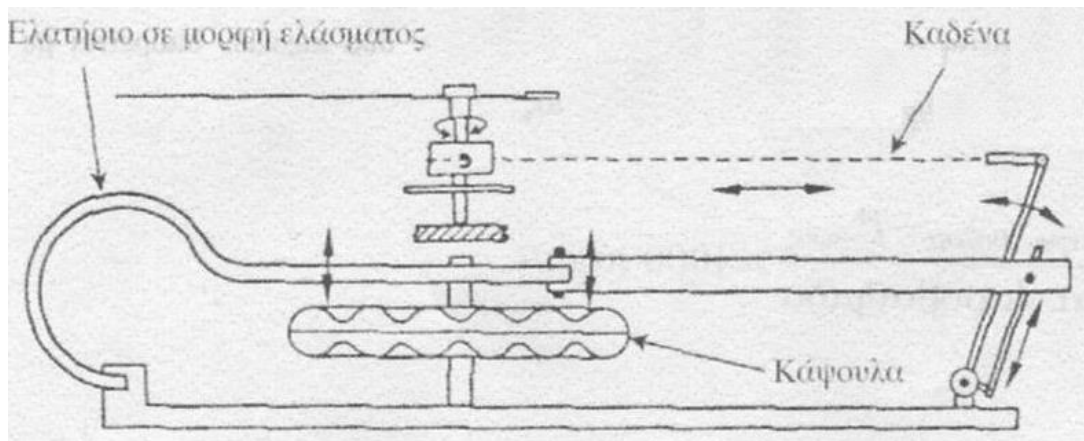
Όταν επικρατούν οι πρότυπες συνθήκες ατμόσφαιρας, τα μεγέθη λαμβάνουν τις παρακάτω τιμές:

$$T_0 = 288.16 \text{ } ^\circ\text{K}, L = 0.0019812 \text{ } ^\circ\text{C/ft} \quad LR/g_0 = 0.190255,$$

Τότε, η παραπάνω εξίσωση γίνεται:

$$H_p = \frac{288.16}{0.0019812} \left[1 - \left(\frac{P_h}{P_0} \right)^{0.190255} \right]$$

Με τον τρόπο αυτό εκτιμάται το ύψος για συγκεκριμένη πίεση, όπου P_h είναι η πίεση του αέρα στο ζητούμενο ύψος και P₀ είναι η πίεση του αέρα στην επιφάνεια της θάλασσας, P₀=0,9973 Atm. Η παρακάτω γραφική παράσταση απεικονίζει τη σχέση μεταξύ της πίεσης και του υψόμετρου.



Εικόνα 27: Δομή ανεροειδούς βαρόμετρου

Το εξάρτημα που χρησιμοποιείται για τη μέτρηση της πίεσης σε ένα ανεροειδές βαρόμετρο είναι η ανεροειδής κάψουλα. Το εσωτερικό της είναι κενό και η πίεση που ασκεί η ατμόσφαιρα αντισταθμίζεται από τη δύναμη ενός ελατηρίου σε μορφή ελάσματος. Επειδή η πίεση και η δύναμη του ελατηρίου ενεργούν ανταγωνιστικά, στην περίπτωση που η πρώτη αυξηθεί, η κάψουλα θα συρρικνωθεί, με αποτέλεσμα να τραβήξει το βραχίονα χαλαρώνοντας την καδένα. Το τριχοειδές ελατήριο θα θελήσει να χαλαρώσει και αυτό, περιστρέφοντας το δείκτη και διατηρώντας την καδένα υπό τάση. Αν η πίεση ελαττωθεί, υπερισχύει η δύναμη του ελατηρίου που ανοίγει και σπρώχνει το βραχίονα, ο οποίος με τη σειρά του ξετυλίγει την καδένα που περιστρέφει το δείκτη. Καθώς οι μεταβολές της πίεσης είναι ανάλογες με τη συστολή ή διαστολή της κάψουλας και κατά συνέπεια τη μετακίνηση του ελατηρίου, που αυτή με τη σειρά της καθορίζει τη γωνία περιστροφής του δείκτη. Αν πίσω από το δείκτη τοποθετηθεί ένα καντράν βαθμονομημένο με τα ύψη, τότε κάθε θέση της κάψουλας θα αντιστοιχεί σε κάποιο ύψος. Αυτή η δομή, αν και είναι κάπως πολύπλοκη, καταλήγει στο αεροπορικό υψόμετρο.

Ο καθορισμός του ύψους του αεροσκάφους είναι ιδιαίτερα σημαντική διαδικασία, ώστε να αποφευχθεί μια σύγκρουση με κάποιο βουνό ή με κάποιο άλλο αεροσκάφος. Ως ύψος προσδιορίζεται η απόσταση από την επιφάνεια της θάλασσας, καθώς αυτή θεωρείται ως σημείο αναφοράς.

Ουσιαστικά θεωρείται ότι στην επιφάνεια της θάλασσας επικρατεί πίεση ίση με 29,92' Hg και μετρίεται η πίεση στο ύψος πτήσεως. Η διαφορά των δύο πιέσεων διαιρείται με τη βαροβαθμίδα (0,9973 Hg/1000ft) για να βρει το ύψος.

$$H \approx \frac{P_{\text{επιφ. θάλασ.}} - P_{\text{ύψος}}}{\text{κατ. βαροβαθμίδα}} \times 1000 \text{ πόδια}$$

Το πρόβλημα με την παραπάνω περιγραφή που κάναμε για τον προσδιορισμό του υψόμετρου είναι ότι η πίεση στην επιφάνεια της θάλασσας δεν είναι σταθερή και σπάνια έχει την τιμή 0,9973 Atm. Για να μπορέσει να διορθωθεί το σφάλμα αυτό θα πρέπει να παρέχεται η δυνατότητα στους χειριστές να μπορούν να ρυθμίσουν το υψόμετρο με βάση την τοπική πίεση που θα δίνεται από το σταθμό ελέγχου ή το κέντρο ελέγχου εναέριας κυκλοφορίας. Η ρύθμιση αυτή που έχει κώδικα Q γίνεται με τη βοήθεια ενός κομβίου ρύθμισης κατά τη διάρκεια της οποίας η τοπική πίεση εμφανίζεται στο παράθυρο Kollsman, ενώ ταυτόχρονα περιστρέφονται οι δείκτες ακολουθώντας τη ρύθμιση.

Βέβαια, στα αεροδρόμια θα πρέπει να υπάρχει ένας μετεωρολογικός σταθμός που θα διαθέτει βαρόμετρο, όπου θα μετράει την τοπική πίεση και ο πύργος ελέγχου με τη σειρά του θα μεταδίδει την μέτρηση αυτή στα αεροσκάφη που ίπτανται εντός της ζώνης ελέγχου του. Η πίεση που μεταδίδει ο πύργος ελέγχου δεν είναι ακριβώς αυτή που μετράται στο μετεωρολογικό σταθμό, αλλά η αναγόμενη στην επιφάνεια της θάλασσας.

Για παράδειγμα ας δούμε την Ελλάδα, η οποία επηρεάζεται από ένα ομοιόμορφο και ενιαίο πεδίο πύεσεως, Έστω ότι ένα αεροπλάνο θέλει να απογειωθεί από το αεροδρόμιο της Τανάγρας με προορισμό το αεροδρόμιο Αριστοτέλης της Καστοριάς. Το βαρόμετρο στο μετεωρολογικό σταθμό της Τανάγρας μετράει πίεση 0,985 Atm (29,5'' Hg). Ο πύργος ελέγχου επειδή γνωρίζει ότι η Τανάγρα είναι σε ύψος 500 πόδων θα προσθέσει 0,017 Atm (0,5'' Hg) και να ανάγει τη μέτρηση στο επίπεδο της θάλασσας και στη συνέχεια θα δώσει στο προς αναχώρηση αεροπλάνο τοπική πίεση 1,002 Atm (30''Hg). Ο χειριστής ρυθμίζοντας το υψόμετρο στις 1,002 Atm, θα διαπιστώσει ότι το υψόμετρο θα προσεγγίσει τα 500 ft, δηλαδή το υψόμετρο της Τανάγρας. Στην Καστοριά ο πύργος ελέγχου διαβάζει στο βαρόμετρο 0,969 Atm (29''Hg) και αφού γνωρίζει ότι το υψόμετρο του αεροδρομίου Αριστοτέλης είναι 1000 ft, για να το ανάγει στην επιφάνεια της θάλασσας θα προσθέσει 0,033 Atm (1''Hg) και το αεροπλάνο θα προσεγγίζει τοπική πίεση 1,002 Atm όταν τα σκέλη προσγείωσης πιάσουν διάδρομο και ο χειριστής του αεροπλάνου θα γνωρίζει ότι το υψόμετρο είναι 1000ft.

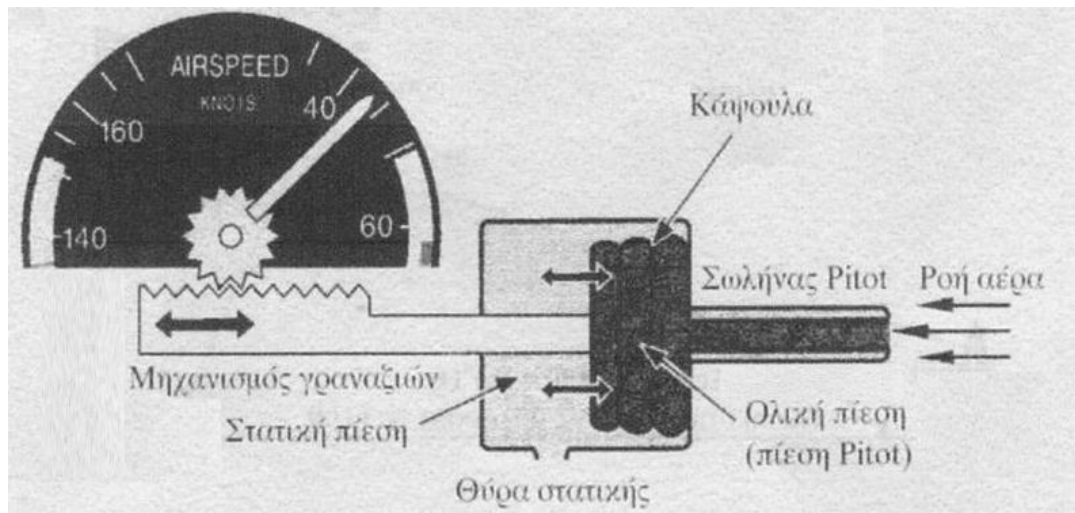


Εικόνα 28: Περίπτωση τοπικής πίεσης

3.4 Αισθητήρες Ταχύτητας

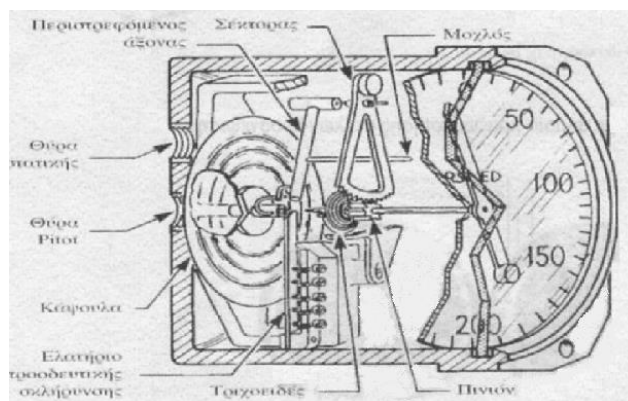
Τα όργανα ταχύτητας αέρος εμφανίζουν την ταχύτητα του αεροσκάφους και οι μετρούμενες ταχύτητες είναι ενδεικτικές για τις διάφορες φάσεις της πτήσης και την κατάσταση του αεροσκάφους. Δηλαδή, ανάλογα με το αν πραγματοποιείται αποκόλληση ριναίου τροχού, απογείωση, προσέγγιση, απώλεια στήριξης, υπάρχουν οι αντίστοιχες ενδεικνυόμενες ταχύτητες αέρος.

Τα παλιά όργανα μέτρησης έπασχαν από σφάλματα θέσης, όμως τα σύγχρονα όργανα και η βέλτιστη τοποθέτηση των ακροδεκτών των οργάνων έχουν μειώσει τα λάθη αυτά σε αμελητέο επίπεδο. Στο εσωτερικό του οργάνου μέτρησης της ταχύτητας (αισθητήρας Pitot) επικρατεί η στατική πίεση, που μετριέται από την κεντρική είσοδο στον αισθητήρα μέσω κάψουλας, όπως φαίνεται στην εικόνα 30. Η κάψουλα διαστέλλεται εξαιτίας της διαφοράς της ολικής πίεσης από τη στατική, εξαιτίας δηλαδή της δυναμικής πίεσης που δημιουργείται. Η διαστολή που δημιουργείται, δηλαδή η δυναμική πίεση, είναι ανάλογη της ταχύτητας του αέρα.



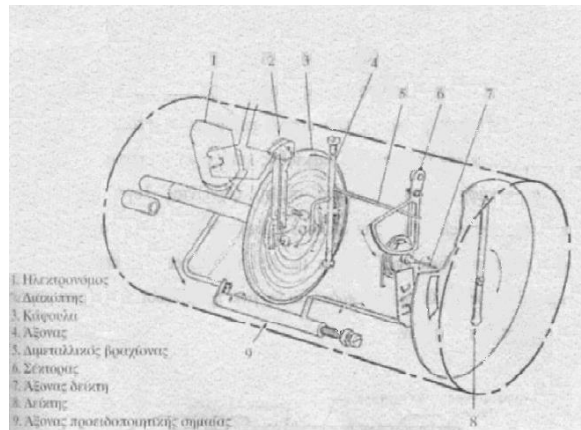
Εικόνα 29: Αρχή λειτουργίας οργάνου ταχύτητας αέρα

Όσο διαστέλλεται η κάψουλα, μετακινεί τον άξονα του οργάνου προς τα πίσω, με αποτέλεσμα να μετατοπίζεται με τον ίδιο τρόπο και ένας μοχλός. Ο τελευταίος με τη σειρά του μετατοπίζει το δείκτη δεξιόστροφα. Ένα ελατήριο ελέγχει τη διαστολή της κάψουλας ώστε να αντισταθμιστούν σφάλματα. Κάποια αεροπορικά ατυχήματα οφείλονται στο γεγονός ότι ο χειριστής ξέχασε να κατεβάσει το σκέλος προσγείωσης κατά την προσγείωση. Αυτό συνήθως συμβαίνει όταν οι χειριστές, που αρχικά πετούσαν με αεροπλάνα που είχαν εξωτερικά σκέλη (οπότε δεν υπήρχε θέμα επέκτασης κατά την προσγείωση), κι αργότερα πέρασαν σε αεροσκάφη με ανασυρόμενα σκέλη, ξεχνώντας λόγω συνήθειας, να ακολουθήσουν πιστά την checklist πριν και κατά τη διάρκεια της προσγείωσης. Γι' αυτό το λόγο πολλά αεροσκάφη είναι εφοδιασμένα με ASI (AirSpeedIndicator), που όταν διαπιστώσει μικρή ταχύτητα, θεωρεί ότι πρόκειται να γίνει προσγείωση και φέρνει μπροστά τη σημαία προειδοποίησης σκελών.

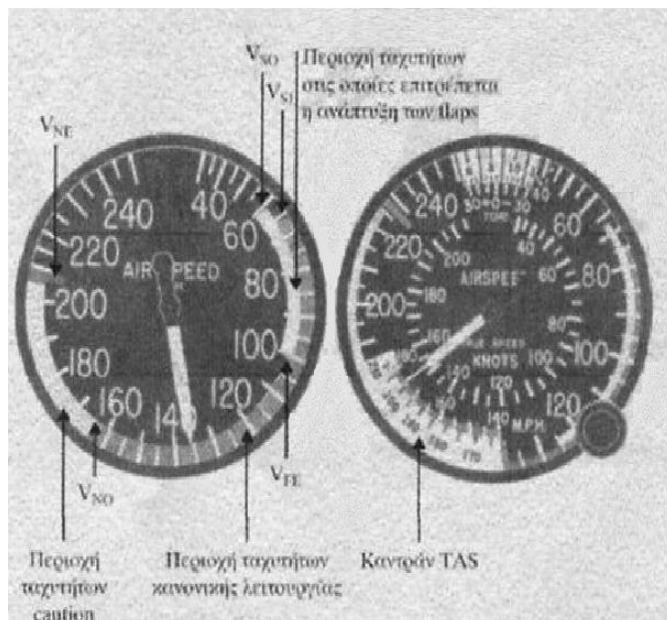


Εικόνα 30: Δομή οργάνου ταχύτητας αέρα

Αν τα σκέλη προσγείωσης δεν έχουν ενεργοποιηθεί από πριν, θα περάσει ρεύμα από τον ηλεκτρονόμο που θα φέρει προς τα εμπρός τη σημαία προειδοποίησης. Όταν όμως επεκταθούν και κλειδώσουν τα σκέλη, αυτά με το δικό τους διακόπτη θα κόψουν το ρεύμα από τον ηλεκτρονόμο και θα αποσυρθεί η σημαία. Συνήθως ο ηλεκτρονόμος ενεργοποιεί ένα βομβητή ως ηχητική προειδοποίηση.



Εικόνα 31: ASI με σημαία προειδοποίησης σκελών προσγείωσης



Εικόνα 32: Αξιοσημείωτες ενδεικνύμενες ταχύτητες αέρος IAS (Indicated Air Speed)

Σε πολλά αεροπλάνα τα όργανα ταχύτητας αέρος διαθέτουν ένα χρωματικό κώδικα ώστε να υπενθυμίζονται στο χειριστή οι σημαντικότερες αξιοσημείωτες ταχύτητες.

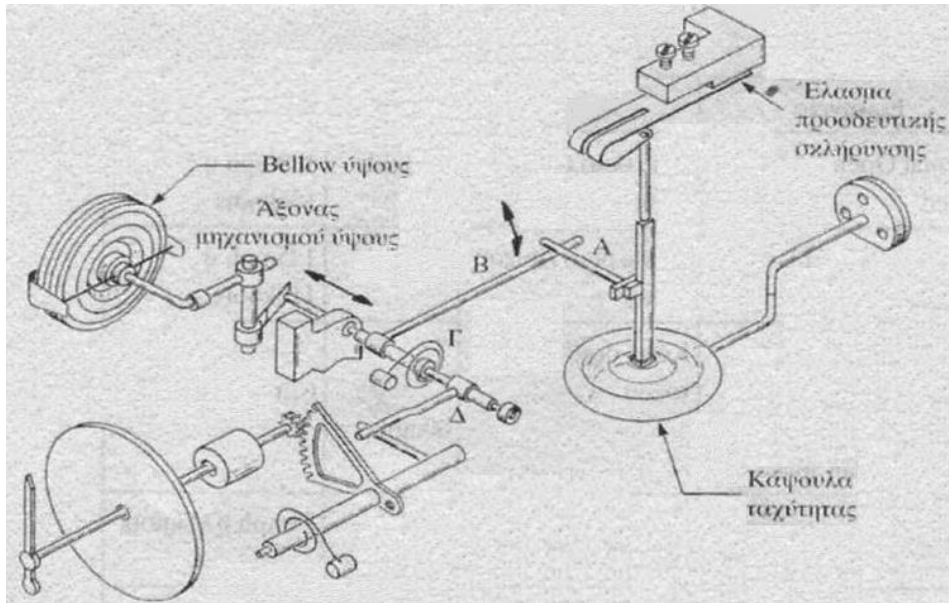
Οι κύριες αξιοσημείωτες ενδεικνυόμενες ταχύτητες IAS, οι συντμήσεις και ο σχετικός χρωματικός κώδικας παρουσιάζεται στον παρακάτω σχετικό πίνακα.

Πίνακας 1: Αξιοσημείωτες IAS και ο σχετικός κώδικας

Κωδικός	Ερμηνεία	Χρώμα	ASI 1	ASI 2
V_{NO}	Normal Operating Speed	Άνω όριο πράσινου τόξου	165mph	180mph ή 156knots
V_{FE}	Flaps extended placard speed	Πάνω όριο λευκού τόξου	100mph	125mph ή 110knots
V_{SO}	Stall speed σε διαμόρφωση προσγείωσης με φλαπς και σκέλη ή power off stall speed	Κάτω όριο λευκού τόξου	60mph	67mph ή 60knots
V_{SI}	Stall speed χωρίς φλαπς	Κάτω όριο πράσινου τόξου	65mph	75mph ή 65knots
V_{NE}	Never Exceed Speed	Κόκκινη γραμμή	205mph	225mph ή 195knots

Πολλές φορές, πέρα από το σφάλμα θέσης, τα όργανα παρουσιάζουν σφάλμα εξαιτίας του γεγονότος ότι η πτήση γίνεται με γωνία βύθισης ή γωνία εκτροπής σε σχέση με το διάνυσμα της ταχύτητας του αεροπλάνου. Το σφάλμα του οργάνου αυτού είναι σημαντικό όταν η βύθιση ή η κλίση ξεπερνούν της 20°.

Στην περίπτωση που τα αεροσκάφη ίπτανται με υψηλές ταχύτητες που προσεγγίζουν ή ξεπερνούν την ταχύτητα του ήχου, η αεροδυναμική και η δομική τους σχεδίαση πρέπει να είναι τέτοια ώστε να ελαχιστοποιεί τις επιπτώσεις των δυνάμεων που προκαλούνται από ροές υψηλών ταχυτήτων στο αεροσκάφος και στην ίδια πτήση. Καθώς η ταχύτητα του ήχου εξαρτάται από την ατμοσφαιρική πίεση και η πυκνότητα, αυτή θα μεταβάλλεται με το ύψος. Κατά συνέπεια, αν το αεροπλάνο πρέπει να επιχειρεί σε όρια ταχυτήτων ασφάλειας, αυτά θα πρέπει να είναι μεταβαλλόμενα καθ' ύψος. Δηλαδή το αεροπλάνο θα πρέπει να μπορεί να επιχειρεί σε διαφορετικό ύψος. Επειδή το παραπάνω δεν αποτελεί πρακτική λύση, αυτό που γίνεται είναι ο υπολογισμός του λόγου ταχύτητας αέρα προς την ταχύτητα ήχου και ο λόγος αυτός ονομάζεται λόγος Μαχ. Ο λόγος Μαχ μετριέται με μαχόμετρα.

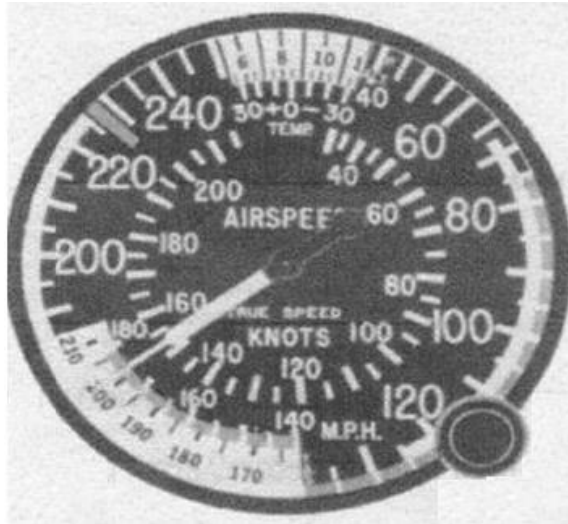


Εικόνα 33: Δομή μαχομέτρου

Τα μαχόμετρα δέχονται την πίεση Pitot, βάση της οποίας υπολογίζουν την ταχύτητα, και επομένως υπό αυτή λειτουργούν σαν όργανα ταχύτητας. Όμως έχουν ένα αισθητήρα στατικής πίεσεως, το οποίο σύμφωνα με το ύψος διορθώνει την ένδειξη της ταχύτητας και ανάγει τον αριθμό Mach. Το σφάλμα που πραγματοποιούν τα μηχανικά μαχόμετρα είναι αμελητέο. Αν θεωρήσουμε ότι το αεροπλάνο ίπταται μερικά πόδια πάνω από την επιφάνεια της θάλασσας, όσο αυξάνεται η ταχύτητα, η κάψουλα ταχύτητας διαστέλλεται, ακολουθώντας την αύξηση της ολικής πίεσης, ο οποία έχει ως αποτέλεσμα να σηκωθεί ο βραχίονας Α, ο οποίος με τη σειρά του ελευθερώνει το βραχίονα Β που στρέφεται προς τα πάνω, ακολουθώντας τον Α. Η άνοδος του βραχίονα Β σημαίνει κάθοδο του Δ. Ο τελευταίος πιέζει τον σέκτορα που περιστρέφεται αριστερόστροφα, το οποία με τη σειρά του προκαλεί περιστροφή στο πηνίο και συνεπώς κινεί το δείκτη δεξιόστροφα έτσι ώστε να αυξηθεί η τιμή του Mach.

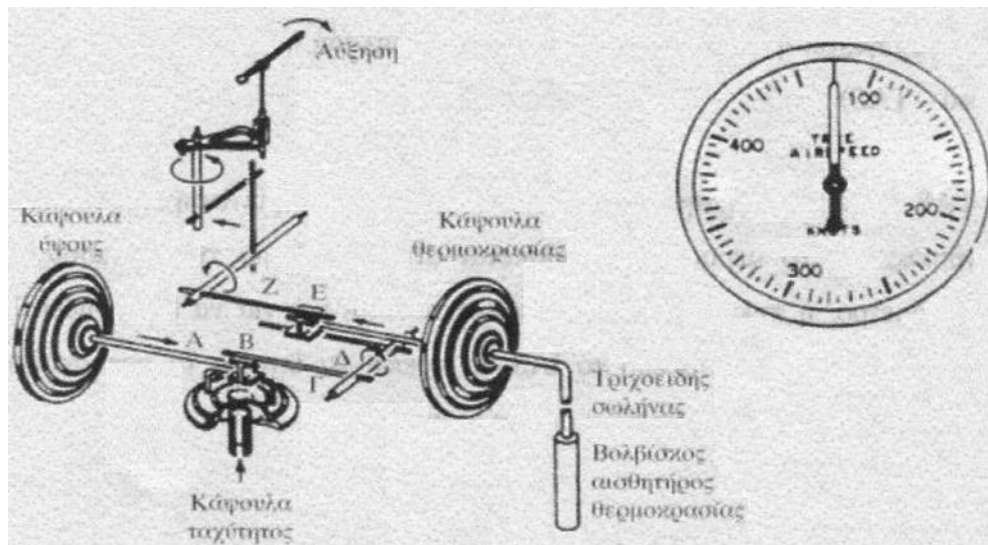
Όπως έχουμε ήδη αναφέρει η πτήση του αεροπλάνου γίνεται με βάση τις ενδεικνυόμενες ταχύτητες (Indicated Air Speed- IAS). Στην περίπτωση που ενταχθούν στις μετρήσεις αυτές και τα σφάλματα και θεωρηθεί ο αέρας συμπιεστό αέριο, τότε λαμβάνεται η τιμή Calibrated Air Speed (CAS). Και στην περίπτωση αυτή οι συνθήκες της ατμόσφαιρας θεωρούνται πρότυπες, γεγονός το οποίο δεν ισχύει πάντα καθώς πολλές φορές υπάρχουν θερμοκρασίες αναστροφές. Αν συμπεριληφθούν οι δύο παραπάνω περιορισμοί στον υπολογισμό της ταχύτητας, θα υπολογιστεί η σωστή ταχύτητα του αέρα, δηλαδή η «αληθή ταχύτητα αέρος» (True Air Speed – TAS).

Η ταχύτητα TAS είναι ίση με την ταχύτητα IAS μόνο στην περίπτωση που επικρατούν πρότυπες συνθήκες και το αεροσκάφος βρίσκεται στην επιφάνεια της θάλασσας. Όσο αυξάνεται το υψόμετρο, η πυκνότητα του αέρα ελαττώνεται και για να διατηρηθεί ίδια η δυναμική πίεση και επομένως σταθερό το IASθα πρέπει να ίπταται το αεροσκάφος με μεγαλύτερη ταχύτητα οπότε η TASθα είναι μεγαλύτερη της IAS.



Εικόνα 34: Όργανο ταχύτητας αέρος με ενσωματωμένο κανόνα TAS

Για τον υπολογισμό της TAS απαιτείται πέρα από την CAS, η εξωτερική θερμοκρασία και το ύψος, καθώς και οι 2 παράμετροι αυτοί είναι σημαντικοί για τον προσδιορισμό της πυκνότητας του αέρα. Σε πολλά όργανα υπάρχει ενσωματωμένος κανόνας, τον οποίο με τη βοήθεια κομβίου περιστρέφουμε, ώστε το παράθυρο να φέρουμε το ύψος του αεροπλάνου στην κατάλληλη ένδειξη θερμοκρασίας. Τότε, στο κάτω παράθυρο η ταχύτητα που δείχνει η βελόνα είναι η TAS.



Εικόνα 35: Σχέδιο οργάνου αληθούς ταχύτητας αέρος του αεροπλάνου Hercules C-130

Στα παλαιότερα αεροσκάφη που χρησιμοποιούσαν ναυτίλο ή ιπτάμενο μηχανικό, στην κονσόλα υπήρχε το όργανο αληθούς ταχύτητας αέρος. Το όργανο αυτό αποτελείται από τρεις κάψουλες, την κάψουλα της ταχύτητας, την κάψουλα του ύψους και την κάψουλα της θερμοκρασίας. Η κάψουλα θερμοκρασίας συνδέεται μέσω ενός λεπτού σωλήνα με ένα φιαλίδιο που περιέχει μια πεπτική ουσία, η οποία δημιουργεί υδρατμούς όταν ζεσταθεί. Το φιαλίδιο τοποθετείται στην άτρακτο σε σημείο που να μην το βλέπει άμεσα ο ήλιος, πίσω από ένα σκιάχτρο. Αυτό γίνεται, ώστε να μην επηρεάζεται η θερμοκρασία από τον ήλιο, παρά μόνο από τον περιβάλλον αέρα. Ανάλογα με τη θερμοκρασία του αέρα, δημιουργούνται υδρατμοί που ασκούν με τη σειρά τους πίεση στο εσωτερικό της κάψουλας θερμοκρασίας, της οποίας το πάχος μεταβάλλεται ανάλογα. Στα σύγχρονα όμως αεροπλάνα ο υπολογισμός της αληθούς ταχύτητας γίνεται από τον υπολογιστή στοιχείων αέρος, το Air Data Computer.

3.5 Αισθητήρες Θερμοκρασίας

Η μέτρηση της θερμοκρασίας του περιβάλλοντος έχει βαρύνουσα σημασία για τη λειτουργία του αεροπλάνου αφού είναι χρήσιμη για τον υπολογισμό της ταχύτητας και του ύψους. Η μέτρηση θερμοκρασίας σχετίζεται με τη μέτρηση της θερμοκρασίας του εξωτερικού αέρα (Outside Air Temperature – OAT), καθώς είναι δύσκολο να μετρηθεί η θερμοκρασία στατικής κατάστασης (Static Air Temperature – SAT), εξαιτίας της συμπίεσης του αέρα και αεροδυναμικής υπερθέρμανσης λόγω τριβής του αέρα στην άτρακτο.

Γενικά, όταν οι ταχύτητες είναι κάτω από 0,2-0,3 M, η θερμοκρασία αέρος είναι πολύ κοντά στη θερμοκρασία της στατικής κατάστασης. Στην περίπτωση των αεροσκαφών που μπορούν να κινηθούν με πολύ υψηλές ταχύτητες, η θερμοκρασία αυξάνεται σημαντικά εξαιτίας του οριακού στρώματος και της τριβής, με το φαινόμενο αυτό να ονομάζεται «άνοδος αεροδυναμικού εμβολισμού – Ramrise». Στην τελευταία περίπτωση, για να μετρηθεί η ταχύτητα θα πρέπει ο αέρας να βρίσκεται σε ηρεμία, χωρίς καμία επαγωγή θερμότητας. Η τιμή αυτή της θερμοκρασίας είναι γνωστή ως Ολική Θερμοκρασία Αέρος (Total Air Temperature – TAT).

Η μέτρηση της θερμοκρασίας του αέρος μπορεί να γίνει με τη χρήση πολλών τύπων αισθητήρων. Στην περίπτωση των μικρών αεροσκαφών που πετούν με χαμηλές ταχύτητες, η μέτρηση της SAT (OAT) γίνεται με διμεταλλικό εξάρτημα, το οποίο μπορεί να παραμορφώνεται ανάλογα με τη θερμοκρασία. Το εξάρτημα αυτό έχει τη μορφή σπειροειδούς ελάσματος, το οποίο έχει το ένα άκρο του στερεωμένο στο κέλυφος του οργάνου και το άλλος στον άξονα του δείκτη. Όταν η θερμοκρασία ανεβαίνει το έλασμα ζετυλίγεται και περιστρέφει το δείκτη.

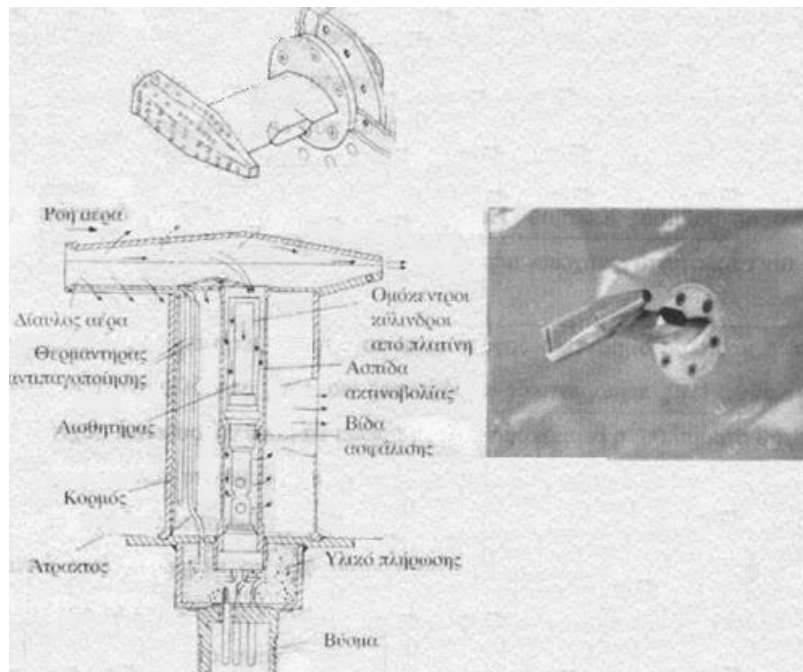
Στην περίπτωση της μέτρησης της TAT, οι αισθητήρες που χρησιμοποιούνται είναι περισσότερο περίπλοκοι, καθώς θα πρέπει να έχουν την ικανότητα να μπορούν να ανιχνεύσουν μια ιδιαίτερα αυξημένη θερμοκρασία, που όπως αναφέρθηκε παραπάνω οφείλεται στην υψηλή ταχύτητα που αναπτύσσουν τα αεροπλάνα.



Εικόνα 36: Όργανα θερμοκρασίας αέρος για μικρά αεροπλάνα

Οι αισθητήρες αυτής της κατηγορίας έχουν την μορφή που απεικονίζεται στην παρακάτω εικόνα. Στην κεφαλή υπάρχει ένας αεραγωγός από εμπλουτισμένο κράμα νικελίου, που συνδυάζει καλή μηχανική αντοχή και θερμική αγωγιμότητα. Οι αισθητήρες αυτοί τοποθετούνται κυρίως στα πλευρά ή στο πάνω μέρος του ρύγχους του αεροσκάφους και εκτός του οριακού στρώματος. Στη διάρκεια της πτήσης, ο αέρας εισέρχεται στη κεφαλή και αναγκάζεται σε αλλαγή τροχιάς 90 μοιρών, οπότε λόγω φυγοκέντρου δυνάμεως, αποχωρίζεται από τα σταγονίδια νερού που μπορεί να έχει. Οι οπές στον αεραγωγό χρησιμεύουν στο να μένει έξω από αυτόν το οριακό στρώμα¹, λόγω της υψηλότερης πίεσης που δημιουργείται εντός του αεραγωγού.

¹ Η παρουσία ενός στερεού ορίου στις εσωτερικές ή εξωτερικές ροές επηρεάζει τη ροή κοντά σε αυτό δηλ. (α) «επιβάλλει» το μηδενισμό της ροής στο όριο (φυσική οριακή συνθήκη) και (β) επιβραδύνει το ρευστό, εξαιτίας των τριβών. Η επίδραση αυτή του στερεού ορίου περιορίζεται σε ένα χώρο που καλείται **οριακό στρώμα**.



Εικόνα 37: Κεφαλή αισθητήρα TAT

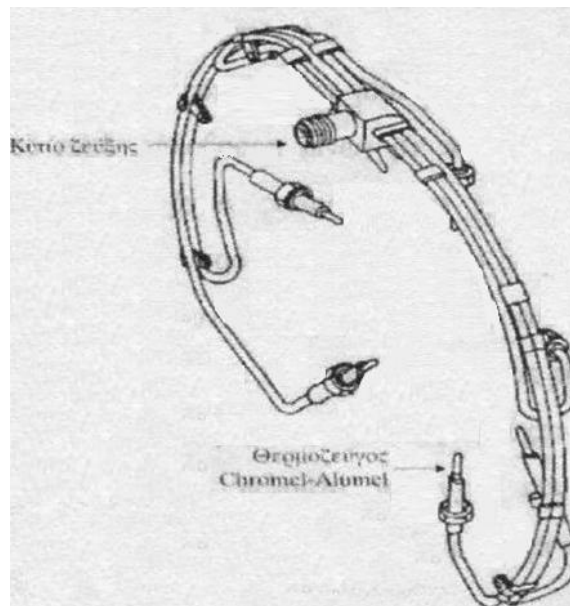
Ο αισθητήρας είναι μια αντίσταση σύρματος κατασκευασμένο από πλατίνα, δηλαδή ένα θερμόμετρο αντίστασης, που είναι περιτυλιγμένη γύρω από έναν κυλινδρικό πυρήνα, όμοια κατασκευασμένο από πλατίνα. Καθώς, όλα τα εξαρτήματα του αισθητήρα είναι από το ίδιο μέταλλο, παρέχεται ίδιος συντελεστής διαστολής και μειώνονται έτσι οι μηχανικές τάσεις. Ο αισθητήρας έχει άμεση απόκριση και ο συντελεστής ανάκτησης πλησιάζει το 100%. Το σύστημα αυτό προστατεύεται από ένα θερμαντήρα αντιπαγοποίησης με ικανότητα αυτοαντιστάθμισης. Δηλαδή, καθώς η θερμοκρασία ανεβαίνει, η τιμή της αντίστασης αυξάνεται και αυτή και το ρεύμα του θερμαντήρα μειώνεται. Το ίδιο σύστημα υπάρχει περίπτωση να επηρεάσει τη μέτρηση της θερμοκρασίας, όμως το σφάλμα που μπορεί να προκύψει είναι πολύ μικρό (το οποίο κυμαίνεται στους 0,9°C, στην περίπτωση των 0,1M και πέφτει στους 0,15°C στην περίπτωση των 1M).

Για να μπορέσει να μειωθεί το σφάλμα αυτό περαιτέρω, μέρος του ζεστού αέρα του κινητήρα μπορεί να εισαχθεί στην κεφαλή με στόχο να δημιουργηθεί χαμηλή πίεση εντός της κεφαλής. Με τον τρόπο αυτό μπορεί να αυξηθεί ο ρυθμός εισόδου του εξωτερικού αέρα, με συνέπεια να μειωθεί η επίδραση του θερμαντήρα. Ο αισθητήρας που είναι μια αντίσταση σύρματος αποτελεί ένα σκέλος μιας γέφυρας Wheatstone της οποίας το αμπερόμετρο είναι βαθμονομημένο σε °C . Πολλά από τα όργανα έχουν τη δυνατότητα να τροφοδοτήσουν τον υπολογιστή στοιχείων αέρος.

Στα αεροσκάφη, ιδιαίτερα σημαντικό όργανο είναι το όργανο μέτρησης της θερμοκρασίας καυσαερίων. Καθώς ένας περιοριστικός παράγοντας για τους στροβιλοκινητήρες είναι η θερμοκρασία του στροβίλου, η θερμοκρασία του στροβίλου, η θερμοκρασία αυτή πρέπει να παρακολουθείται συχνά από το πλήρωμα, προκειμένου να αποφευχθεί μια ενδεχόμενη υπερθέρμανση των πτερυγίων του στροβίλου και των διαφόρων τμημάτων του σταδίου εξάτμισης. Γι' αυτό το λόγο, σε όλα τα αεροσκάφη που έχουν στροβιλοκινητήρες πρέπει να παρακολουθείται η θερμοκρασία από το πλήρωμα, έτσι ώστε να αποφευχθεί μια ενδεχόμενη υπερθέρμανση στα τμήματα αυτά, και γι' αυτό το λόγο όλα τα αεροσκάφη που έχουν στροβιλοκινητήρες πρέπει να διαθέτουν σύστημα μέτρησης της θερμοκρασίας καυσαερίων (Exhaust Gas Temperature-EGT).

Στην περίπτωση αυτή, ο αισθητήρας θα έπρεπε να βρίσκεται πάνω σε πτερύγιο του στροβίλου, αλλά αυτό πρακτικά δεν είναι εφικτό. Όμως υπάρχουν διάφορα πρακτικά σημεία στα οποία μπορούμε να τοποθετήσουμε τους αισθητήρες θερμοκρασίας. Το σημείο μέτρησης του EGT είναι διαφορετικό από κατασκευαστή σε κατασκευαστή, καθώς και από ένα τύπο κινητήρα σε άλλο. Υπάρχουν τέσσερα σημεία από τα οποία μπορεί να μετρηθεί η θερμοκρασία του καυσαερίου: στην είσοδο στο στροβίλο, στο σημείο μεταξύ του στροβίλου και στον κώνο εξόδου καυσαερίων.

Οι αισθητήρες που χρησιμοποιούνται είναι θερμοζεύγη τύπου K από κράματα alumel και chromel, τα οποία είναι κράματα με βάση το νικέλιο. Το alumel πέρα από το νικέλιο και χρώμιο. Τα θερμοζεύγη αυτά μπορούν να μετρήσουν θερμοκρασίες της τάξης των 1370°C με ακρίβεια της τάξης των 0,1°C . Η ευαισθησία του 41μV/ °C. Η κεφαλή του αισθητήρα μπορεί να διαθέτει δύο θερμοζεύγη, το πρώτο για τη μέτρηση της θερμοκρασίας περιφερειακά και το δεύτερο για τη μέτρηση σε μεγαλύτερο βάθος, εντός της ροής καυσαερίου. Η διάταξη αυτή χρησιμοποιείται για να μπορεί να μετρηθεί η θερμοκρασία σε πολλά σημεία, καθώς αυτές οι διαφορετικές μετρήσεις μας επιτρέπουν να καταλήξουμε σε μια τελική ένδειξη, η οποία αποτελεί το μέσο όρο θερμοκρασίας.



Εικόνα 38: Διάταξη των κεφαλών του αισθητήρα γύρω από το στρόβιλο του κινητήρα

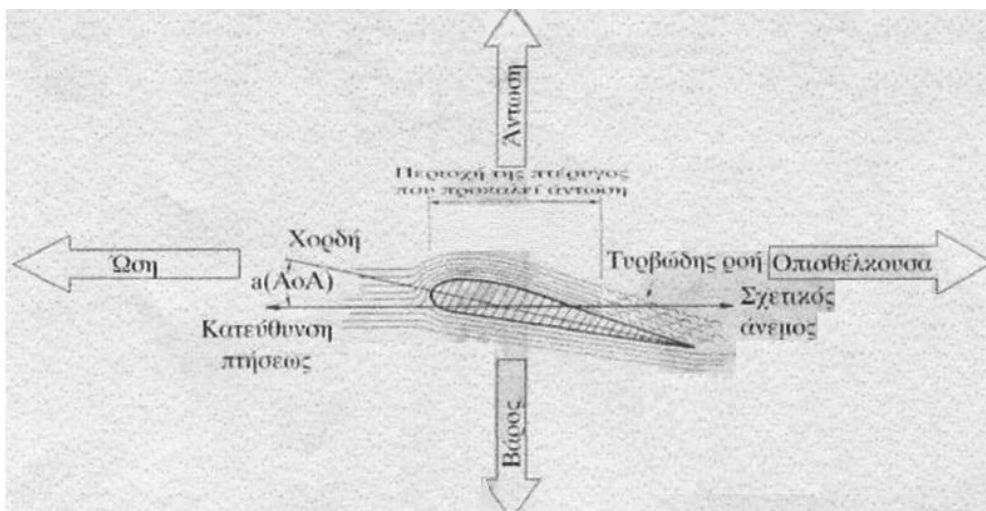
3.6 Αισθητήρες Γωνία Προσβολής

Η γωνία προσβολής είναι η γωνία που σχηματίζεται μεταξύ της χορδής της πτέρυγας και της κατεύθυνσης της σχετικής ροής ανέμου. Η γωνία προσβολής είναι η καθοριστική παράμετρος της αντώσεως που δημιουργεί μια πτέρυγα, με την άντωση να αυξάνει καθώς η γωνία προσβολής μεγαλώνει. Αυτό συμβαίνει μέχρι τη στιγμή που η γωνία προσβολής φτάνει μια οριακή τιμή, όπου η ροή του αέρα δεν μπορεί να ακολουθήσει την καμπυλότητα της πτέρυγας με αποτέλεσμα η άντωση να καταρρεύσει. Σε αυτή την κρίσιμη γωνία προσβολής συμβαίνει το

φαινόμενο απώλειας στήριξης που είναι εντελώς ανεξάρτητη από την ταχύτητα και η γωνία ονομάζεται «γωνία απώλειας στήριξης».

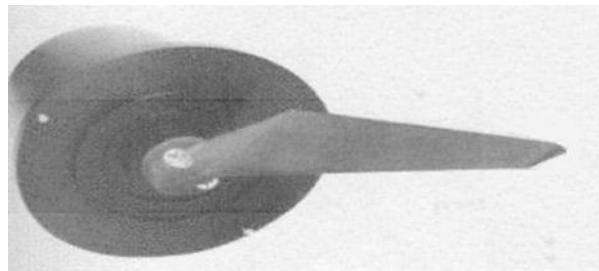
Η απώλεια στήριξης, αν και εξαρτάται από τη γωνία προσβολής, δύναται να συσχετιστεί και με κάποιες ταχύτητες στις οποίες το αεροσκάφος μπορεί να εμπέσει σε αυτή την κατάσταση. Για να μπορέσει να αντισταθμιστεί μια πιθανή μείωση της άντωσης στις ταχύτητες αυτές, θα πρέπει να μεγαλώσει η γωνία προσβολής. Υπάρχει όμως μια οριακή ταχύτητα στην οποία για να διατηρήσει το αεροπλάνο το ύψος του, χρειάζεται να φτάσει σε οριακή γωνία προσβολής του. Δηλαδή, η επιπλέον μείωση της ταχύτητας δεν μπορεί να αντισταθμιστεί με περαιτέρω αύξηση της γωνίας προσβολής, διότι στο σημείο αυτό η άντωση θα καταρρεύσει. Από την άλλη, υπάρχει μια οριακή χαμηλή ταχύτητα που το αεροσκάφος δεν δύναται να κερδίσει ύψος αυξάνοντας τη γωνία προσβολής, διότι δεν υπάρχουν πλέον διαθέσιμα όρια περιθώρια αύξησης της αντώσεως. Αυτή η ταχύτητα ορίζεται με το σύμβολο V_{s1} στο όργανο ταχύτητας αέρος, στο κάτω όριο του πράσινου τόξου. Η ταχύτητα αυτή επηρεάζεται και από άλλους παράγοντες όπως είναι το βάρος του αεροσκάφους, ο ρυθμός στροφής², η διαμόρφωση που έχει σε αντωτικές επιφάνειες κλπ. Γι' αυτό το λόγο στα αεροσκάφη υπάρχουν πολλές ταχύτητες απώλειας στήριξης, με κυριότερη την V_{s0} , η οποία αντιπροσωπεύει την απώλεια ταχύτητας στήριξης σε διαμόρφωση προσγείωσης. Αυτή η ταχύτητα αντιστοιχεί στο κάτω όριο του λευκού τόξου του οργάνου ταχύτητας αέρος.

² Με τον όρο ρυθμό στροφής εννοούμε για συγκεκριμένη ταχύτητα και κλίση πόσο χρόνο θα χρειαστεί για να διαγράψει ένα κύκλο ή ένα ημικύκλιο.



Εικόνα 39: Η γωνία προσβολής

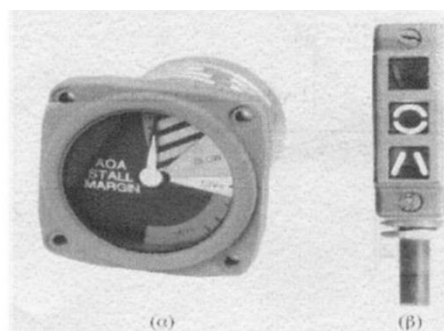
Η απώλεια στήριξης εμφανίζεται στο αεροσκάφος με μια ελαφριά πτώση του ρύγχους και με μια αίσθηση χαλαρότητας στα πηδάλια. Υπάρχουν πλέον όμως εξειδικευμένοι αισθητήρες για την μέτρηση της γωνίας προσβολής και προειδοποιούν για την επερχόμενη απώλεια στήριξης. Ο πιο διαδεδομένος αισθητήρας είναι ο αισθητήρας που απεικονίζεται στην παρακάτω εικόνα. Ο αισθητήρας χωνεύεται στην άτρακτο κατά τέτοιο τρόπο ώστε ένα πτερύγιο σε διατομή σφήνας να εξέχει και να περιστρέφεται ελεύθερα. Η σφήνα εντός του οργάνου είναι συνδεδεμένη σε ρότορα σερβομηχανισμού.



Εικόνα 40: Αισθητήρας γωνίας προσβολής τύπου σφήνας

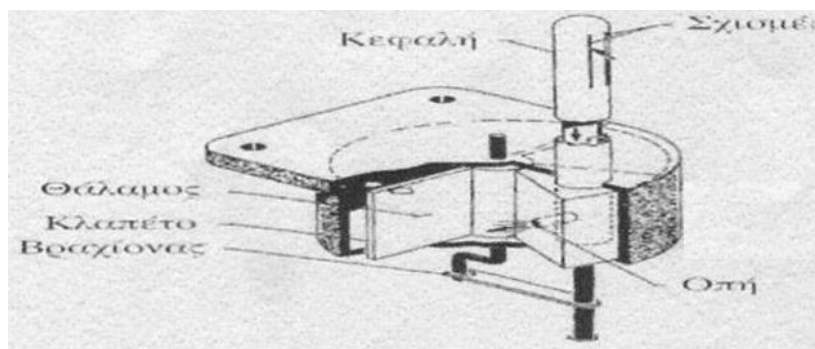
Κατά την πτήση, η σφήνα είναι πάντα παράλληλη με τη ροή του σχετικού ανέμου, δηλαδή του διανύσματος ταχύτητας. Στην περίπτωση που η άτρακτος κάνει γωνία, θα περιστρέψει τον στάτορα του σερβομηχανισμού γύρω από τον σταθερό ρότορα, που μια και είναι συνδεδεμένος με τη σφήνα παραμένει και αυτός παράλληλος με τη ροή του σχετικού ανέμου.

Αυτό αντιστοιχεί με τη σχετική περιστροφή του ρότορα αν ο στάτορας θεωρηθεί σταθερός. Η διαμορφωθείσα νέα γωνία είναι η γωνία προσβολής.



Εικόνα 41: Δείκτης γωνίας προσβολής (α) και βέλτιστης γωνίας προσέγγισης (β)

Στο όργανο, ο στάτορας του σερβομηχανισμού είναι σταθερός και ο ρότορας ελέγχει το δέκτη. Ο ρότορας θα περιστραφεί κατά την ίδια σχετική γωνία με αυτή την οποία έχει περιστραφεί ο ρότορας του αισθητήρα σε σχέση με το στάτορά του.



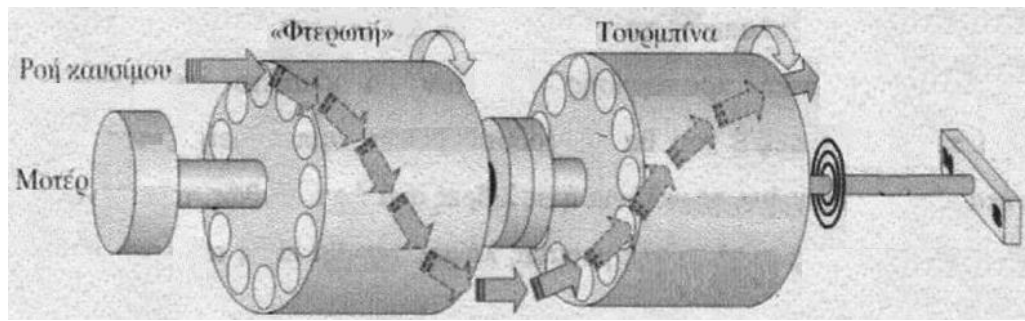
Εικόνα 42: Αισθητήρας γωνίας προσβολής τύπου κεφαλής

Ο δεύτερος πολύ διαδεδομένος αισθητήρας είναι αυτός τύπου κεφαλής. Ο αισθητήρας είναι σταθερά συναρμολογημένος στην άτρακτο του αεροσκάφους έτσι ώστε η κεφαλή να εξέχει και δυο σχισμές επί της κεφαλής να βρίσκονται πάνω και κάτω από το νοητό διαμήκη άξονα του αεροσκάφους σε ίση γωνία από τον άξονα της κεφαλής. Κατά την πτήση ο αέρας ρέει γύρω από την κεφαλή και καθώς γλύφει τις δυο σχισμές, λόγω του φαινομένου Bernoulli δημιουργεί ίση υπό πίεση με αποτέλεσμα το κλαπέτο να χωρίζει το θάλαμο σε δυο ίσους όγκους. Αν το αεροσκάφος μεταβάλλει τη γωνία προσβολής τότε σε μια σχισμή θα εμφανιστεί μεγαλύτερη υποπίεση από την άλλη και συνεπώς το κλαπέτο θα στραφεί προς την κατεύθυνση του θαλάμου του οποίου η σχισμή έχει μεγαλύτερη υπό πίεση. Καθώς το κλαπέτο είναι συνδεδεμένο με το ρότορα σερβομηχανισμού, η περιστροφή αυτού μεταφέρεται στο δείκτη του οργάνου που εξοπλίζει το κόκπιτ.

3.7 Αισθητήρες Ροής και Ποσότητας Καυσίμου

3.7.1 Ροή Καυσίμου

Η ροή καυσίμου αποτελεί μια σημαντική ένδειξη για το αν λειτουργεί σωστά ο κινητήρας. Συγκεκριμένα αφορά την ποσότητα του καυσίμου σε βάρος ανά ώρα που καταναλώνει ο κινητήρας. Στην περίπτωση των μεγάλων και σύγχρονων αεροσκαφών, για τη μέτρηση της ροής του καυσίμου χρησιμοποιείται ένας ομοαξονικός μετρητής (Εικόνα 44) που τοποθετείται ενδιάμεσα στο σωλήνα τροφοδοσίας καυσίμου του κινητήρα.

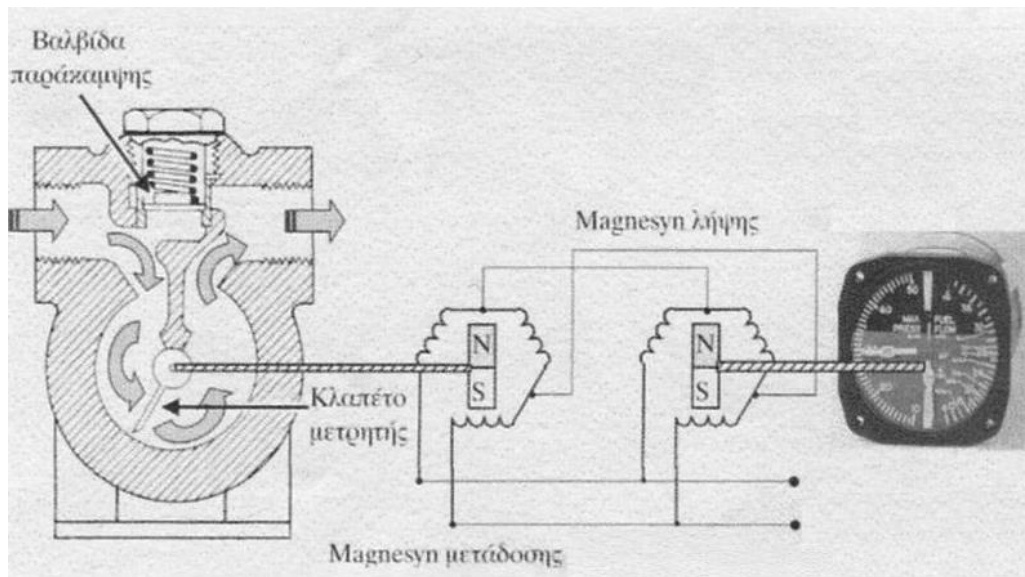


Εικόνα 43: Αρχή λειτουργίας ομοαξονικού μετρητή ροής καυσίμου

Το σύστημα μέτρησης ροής του καυσίμου συνίσταται από δύο τμήματα, τη φτερωτή που περιστρέφεται με τη βοήθεια ενός μοτέρ και τη τουρμπίνα. Η φτερωτή περιστρέφεται με σταθερή ταχύτητα από ένα μοτέρ. Όταν ρέει το καύσιμο, στο διάνυσμα της ταχύτητας ροής προστίθεται και το διάνυσμα ταχύτητας της φτερωτής, οπότε η ροή του καυσίμου γίνεται σπειροειδής. Με την κίνηση που προκαλείται, το καύσιμο εισέρχεται στο εσωτερικό της τουρμπίνας και προσπαθεί να την παρασύρει. Όμως ένα σπειροειδές ελατήριο αντιδρά και επιτρέπει την περιστροφή της τουρμπίνας σε ένα σημείο που η ασκούμενη από την ταχύτητα του καυσίμου μηχανική τάση, εξισορροπείται από την τάση του ελατηρίου. Όσο πιο γρήγορα ρέει ένα καύσιμο, τόσο πιο γρήγορα κινείται και τόσο μεγαλύτερη γίνεται και η στρέψη της τουρμπίνας, η οποία προκαλεί στρέψη του ρότορα ενός σερβομηχανισμού μετάδοσης τύπου magnesyh.

Στην περίπτωση των μικρών αεροσκαφών της γενικής αεροπορίας χρησιμοποιείται ο αισθητήρας περιστρεφόμενου κλαπέτου. Το σύστημα που περιγράφεται από την εικόνα 45 αφορά ένα μικρό μηχανοκινητήριο αεροπλάνο με έλικα μεταβλητού βήματος. Ο αισθητήρας αποτελείται από δύο μικρούς θαλάμους, το θάλαμο εισαγωγής και το θάλαμο εξαγωγής. Οι δύο θάλαμοι διαχωρίζονται με ένα περιστρεφόμενο κλαπέτο που ο άξονας του στηρίζεται σε ένα σπειροειδές ελατήριο.

Ο αισθητήρας λειτουργεί με τον εξής τρόπο: το καύσιμο εισέρχεται με μια δεδομένη ταχύτητα. Ανάλογη της ταχύτητας αυτής είναι και η πίεση που ασκείται στο κλαπέτο, το οποίο περιστρέφεται μέχρι η πίεση του καυσίμου να αντισταθμιστεί με την τάση του ελατηρίου που στηρίζει το κλαπέτο, το οποίο οδηγεί το ρότορα του σερβομηχανισμού μετάδοσης. Μια διαφορετική προσέγγιση θα ήταν το κλαπέτο να ρυθμίζει ένα ποτενσιόμετρο που με τη σειρά του θα τροφοδοτούσε ένα αμπερόμετρο, του οποίου η κλίμακα θα ήταν βαθμονομημένη σε γαλόνια ή σε λίβρες ανά ώρα. Καθώς, το ποτενσιόμετρο είναι ένας διαιρέτης τάσεως, η τάση της μεσαίας λήψης του θα είναι ανάλογη με τη ροή καυσίμου.



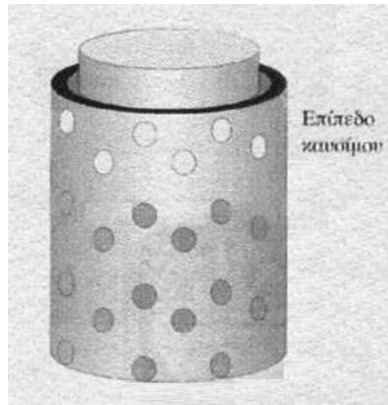
Εικόνα 44: Σύστημα μέτρησης ροής καυσίμου για μικρό μονοκινητήριο αεροπλάνο

Σε μετρητές όπως είναι αυτός, υπάρχει μια βαλβίδα παράκαμψης, η οποία ανοίγει μόνη της, όταν η διαφορά πίεσεως μεταξύ του θαλάμου εισαγωγής καυσίμου και του θαλάμου εξαγωγής καυσίμου υπερβεί τις 2,5 λίβρες/τετ. ίντσα. Όταν συμβεί αυτό σημαίνει ότι ο μετρητής παρουσιάζει βλάβη και είναι πιθανόν να φρακάρει το κλαπέτο ή να υπάρχει ξένο σώμα στο καύσιμο. Οπότε η βαλβίδα παράκαμψης παρέχει ασφάλεια για τη συνεχή τροφοδοσία του κινητήρα με καύσιμο.

Σε πολλά αεροπλάνα, η κλίμακα του οργάνου ροής καυσίμου είναι προσημειωμένη με τις προβλεπόμενες ροές καυσίμου για τις ισχύεις σε ρελαντί, σε απογείωση και σε ευθεία οριζόντια πτήση. Ιδιαίτερα κατά της φάσης της απογείωσης και η ροή μαζί με τις στροφές N1 δηλώνει αν ο κινητήρας δουλεύει στην προβλεπόμενη ισχύ.

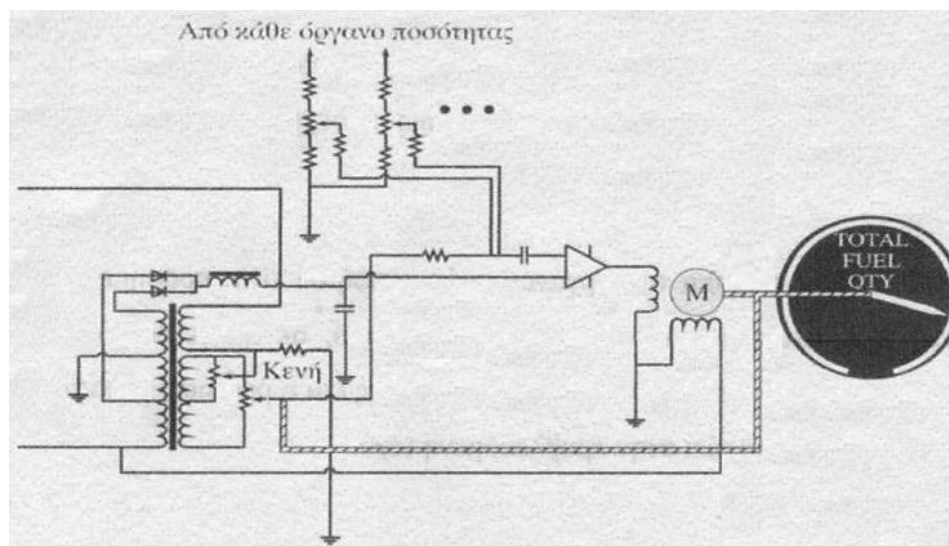
3.7.2 Ποσότητα Καυσίμου

Στα μεγάλα αεροσκάφη ο αισθητήρας που χρησιμοποιείται για τη μέτρηση της ποσότητας καυσίμου στη δεξαμενή είναι τύπου πυκνωτή.



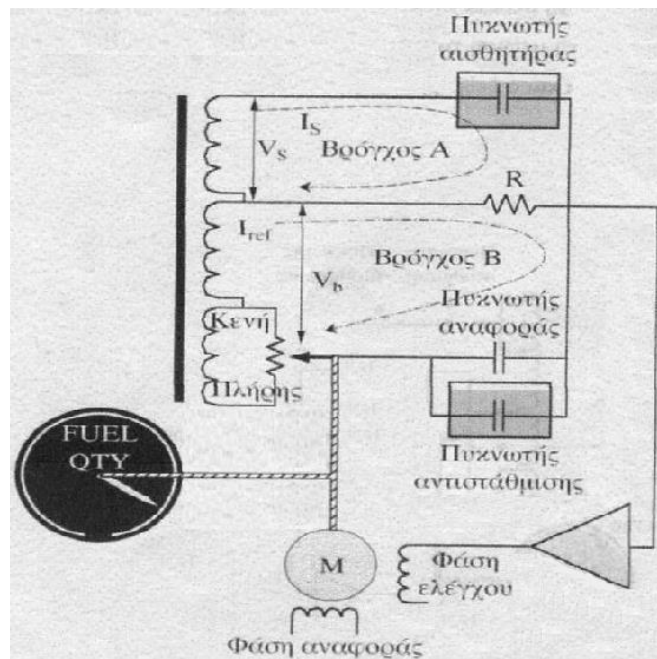
Εικόνα 45: Πυκνωτής μέτρησης ποσότητας καυσίμου

Το σχήμα των πυκνωτών αυτού του τύπου των αισθητήρων είναι κυλινδρικό και είναι κατασκευασμένοι από αλουμίνιο, έτσι ώστε να μπορούν να προστατεύονται από οξειδώσεις, βραχυκυκλώματα και γειώσεις. Πολλές φορές ο εσωτερικός κύλινδρος είναι επιμεταλλωμένο πλαστικό υλικό και γύρω από την εξωτερική πλάκα υπάρχουν μικρές οπές, ώστε να μπορέσει το καύσιμο να εισέλθει εύκολα.



Εικόνα 46: Σύστημα συνολικής ποσότητας καυσίμου

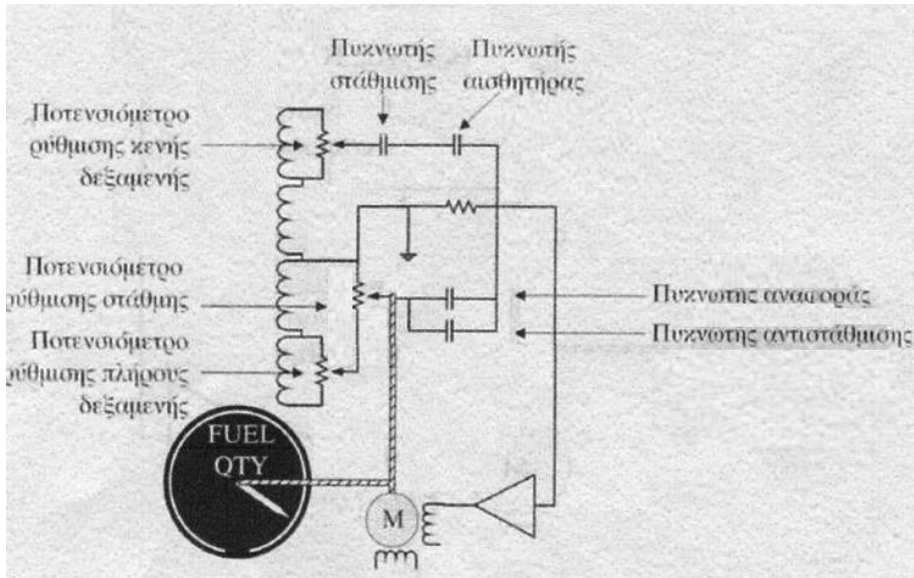
Το κύκλωμα του συστήματος μέτρησης στη βασική του μορφή είναι όπως παρουσιάζεται στην παραπάνω εικόνα. Συγκεκριμένα, αποτελείται από μια γέφυρα μέτρησης πυκνωτή, όπου τα δυο ήμισυ δευτερεύοντος ενός μετασχηματιστή με τη μεσαία του λήψη παίζουν το ρόλο των δύο πηνίων της γέφυρας. Ο τρίτος βραχίονας της γέφυρας είναι ένας πυκνωτής αναφοράς γνωστής χωρητικότητας, που είναι εκτός δεξαμενής. Ο τέταρτος βραχίονας αποτελείται από τη συνολική χωρητικότητα που προκύπτει από τους αισθητήρες πυκνωτές που είναι συνδεδεμένοι παράλληλα.



Εικόνα 47: Αρχή λειτουργίας συστήματος μέτρησης καυσίμου

Όταν η δεξαμενή είναι πλήρης, τότε η γέφυρα είναι σε ισορροπία και το ρεύμα στον κλάδο της χωρητικότητας των αισθητήρων είναι ίσο με το ρεύμα αναφοράς του βρόγχου. Τα δυο ρεύματα αυτά εξουδετερώνονται και στα άκρα της αντίστασης που είναι ο κεντρικός βραχίονας της γέφυρας δεν δημιουργείται καμία τάση. Όσο το καύσιμο καταναλώνεται, η χωρητικότητα του αισθητήρα μειώνεται και δημιουργείται διαφορά δυναμικού στα άκρα της αντίστασης.

Η τάση αυτή ενισχύεται και στέλνεται σε ανιχνευτή φάσεως, η έξοδος του οποίου στέλνεται στην περιέλιξη ελέγχου ενός μοτέρ δύο φάσεων. Το μοτέρ κινεί το δείκτη προς την αρχή του οργάνου και ταυτόχρονα τη μεσαία λήψη του ποτενσιόμετρου προς την κατεύθυνση μείωσης της τάσης, που οδηγεί στη μείωση του ρεύματος, ώστε όταν σταματήσει η κατανάλωση της δεξαμενής να σταματήσει και δείκτης του οργάνου.

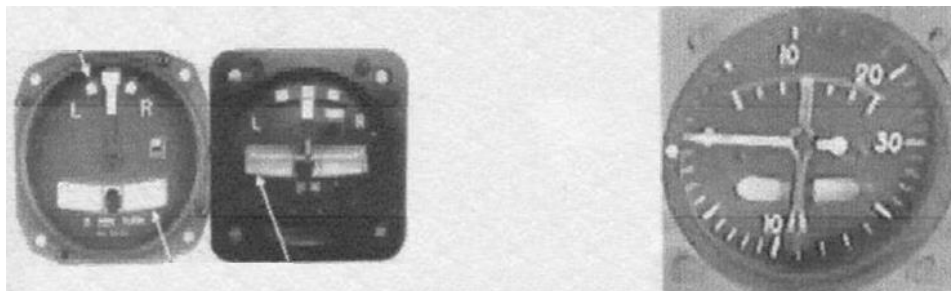


Εικόνα 48: Ρύθμιση κενής- πλήρης δεξαμενής

Στα συστήματα μέτρησης της ποσότητας του καυσίμου όπως το περιγράψαμε παραπάνω, η γέφυρα δεν είναι εξαρχής ισορροπημένη και γι' αυτό απαιτείται η βαθμονόμηση της για τις συνθήκες πλήρους και κενής δεξαμενής, όπως φαίνεται στην παραπάνω εικόνα.

3.8 Αισθητήρες Κλίσης

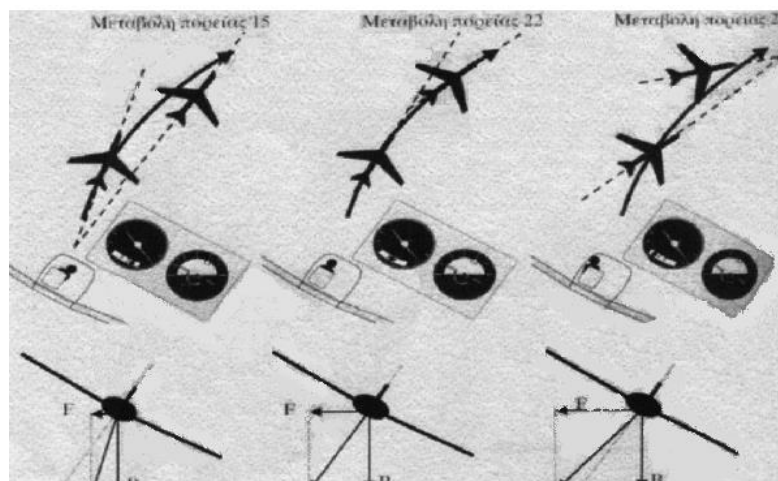
Τα αεροσκάφη διαθέτουν όργανο στροφής – κλίσης το οποίο στην πραγματικότητα αποτελείται από δύο επιμέρους ανεξάρτητα όργανα, το όργανο στροφής και το δείκτη κλίσης. Στα αεροσκάφη ρωσικής κατασκευής το όργανο αυτό βρίσκεται ενσωματωμένο στο όργανο ανόδου – καθόδου. Ο λόγος του συνδυασμού αυτού είναι ότι ο χειριστής ταυτόχρονα με την στροφή να ελέγχει και την πιθανή μεταβολή ύψους, μια και οι στροφές που εκτελούνται είτε είναι στροφές με διατήρηση του ύψους είτε είναι ανοδικές ή καθοδικές με συγκεκριμένο ρυθμό ft/λεπτό.



Εικόνα 49: Όργανο στροφή κλίσης – VSI και δείκτης στροφών

Ο δείκτης κλίσης είναι ένας υάλινος σωλήνας όπου περιέχει κηροζίνη και μια μπίλια μαύρου χρώματος. Πολλές φορές η μπίλια μπορεί να είναι και μεταλλική. Όταν το όργανο είναι οριζοντιωμένο τότε η μπίλια βρίσκεται ανάμεσα σε δυο γραμμές, ενώ αν το όργανο πάρει κλίση, η μπίλια κυλάει από την πλευρά κλίσης υπό την επήρεια της βαρύτητας.

Για να διαπιστωθεί η σημασία της μπίλιας, θα εξετάσουμε τρεις περιπτώσεις στοφών. Έστω ότι ο χειριστής ξεκινάει δεξιά στροφή με δεδομένη κλίση και διστακτικά πατάει το δεξί ποδοστήριο. Αυτό σημαίνει ότι η φυγόκεντρος είναι μικρότερη από την πρέπουσα, οπότε το κεφάλι του χειριστή, υπό την επήρεια της βαρύτητας, θα γείρει προς την κλίση. Ακριβώς το ίδιο θα συμβεί και στην μπίλια, η οποία θα κυλήσει και αυτή δεξιά. Επίσης, και το αεροσκάφος θα παρασυρθεί στο εσωτερικό της επιθυμητής τροχιάς της στροφής. Πέραν από αυτό, επειδή το πηδάλιο στροφής, δεν έχει στρίψει προς τα αριστερά επαρκώς, η αλλαγή του αεροσκάφους θα είναι μικρότερη της επιθυμητής. Αυτός ο ελιγμός είναι ο slip.



Εικόνα 50: Αρχή λειτουργίας της μπίλιας

Έστω ότι ο χειριστής πιέζει περισσότερο το δεξί ποδοστήριο αυξάνοντας το ρυθμό στροφής, και παράλληλα αυξάνεται και η φυγόκεντρος. Οπότε η στυνισταμένη της φυγόκεντρος και του βάρους, το φορτίο δηλαδή, έρχεται παράλληλα με τον κατακόρυφο άξονα. Επίσης, ο ρυθμός στροφής του αεροσκάφους είναι μεγαλύτερος από την προηγούμενη φορά και το αεροσκάφος μένει πάνω στην τροχιά της στροφής. Αυτή η στροφή ονομάζεται συντονισμένη στροφή.

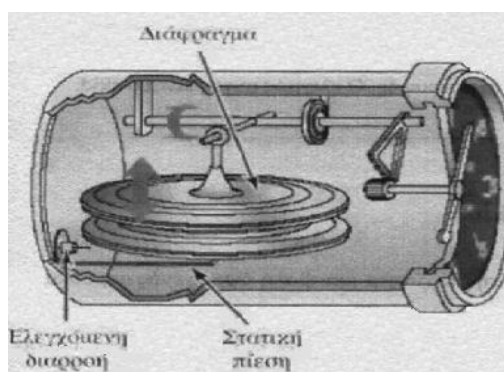
Τέλος, αν ο χειριστής πατάει περισσότερο το δεξί ποδοστήριο από ότι πρέπει, αυξάνεται μεν ο ρυθμός στροφής, αλλά ταυτόχρονα αυξάνεται και η φυγόκεντρος που παρασύρει το αεροσκάφος εκτός της επιθυμητής τροχιάς της στροφής. Ο ελιγμός αυτός είναι ο skid.

3.9 Όργανο ρυθμού ανόδου – καθόδου

Το όργανο ρυθμού ανόδου καθόδου δείχνει την ταχύτητα μεταβολής ύψους ενός αεροσκάφους σε χιλιάδες πόδια το λεπτό. Λόφου χάρη αν ο δείκτης δείξει 2 προς τα πάνω, σημαίνει ότι έχουμε ταχύτητα ανόδου 2000 πόδια το λεπτό, ενώ αν δείξει 0,5 προς τα κάτω έχουμε κάθοδο με ταχύτητα 500 πόδια το λεπτό. Όταν το αεροπλάνο ίπταται σε ευθεία – οριζόντια πτήση, ο δείκτης είναι σε οριζόντια θέση και δείχνει 0. Όταν το ύψος μετράται ως συνάρτηση της στατικής πίεσης, όπως γνωρίζουμε από τη φυσική, η ταχύτητα μεταβολής ύψους μπορεί να εκφραστεί με διαφορικό:

$$V_h = \frac{dh}{dt} = \frac{\Delta h}{\Delta t} = \frac{h_2 - h_1}{t_2 - t_1} = \frac{Ps_2 - Ps_1}{t_2 - t_1}$$

Καθώς, το διαφορικό αποτελεί διαφορά των τιμών μιας παραμέτρου και συγκεκριμένα της στατικής πίεσης ως προς το χρόνο, θα επικεντρωθούμε σε ένα μηχανισμό που σε δυο διαφορετικούς χώρους διατηρεί την πίεση Ps_1 του χρόνου t_1 και την πίεση Ps_2 του χρόνου t_2 : με το διαφορικό αυτό διάφραγμα, το όργανο φαίνεται στην παραπάνω εικόνα. Η στατική πίεση εισέρχεται στην κάψουλα μέσω ενός τριχοειδούς σωλήνα και στον εσωτερικό χώρο του οργάνου μέσω ενός ρυθμιστή ως μια ελεγχόμενη διαρροή. Κανονικά η πίεση στο εσωτερικό του οργάνου και στο εσωτερικό της κάψουλας είναι οι ίδιες και επομένως η κάψουλα είναι στην ουδέτερη της θέση και ο δείκτης στην οριζόντια δείχνοντας το 0.



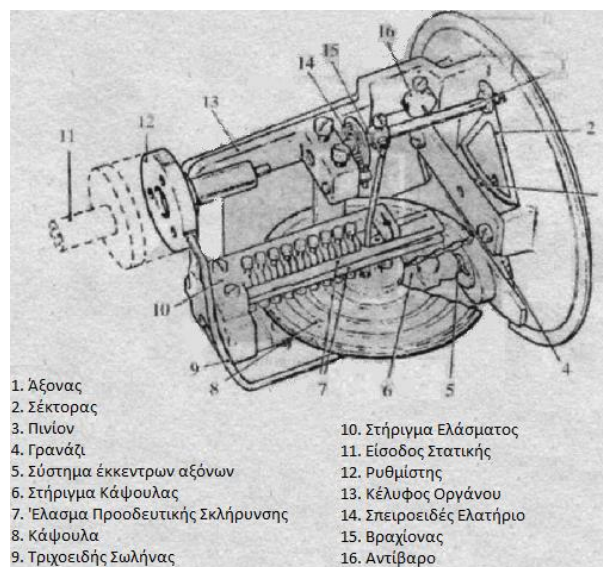
Εικόνα 51: Απλουστευμένος μηχανισμός οργάνου ρυθμού ανόδου – καθόδου

Όταν το αεροσκάφος κατεβαίνει, η στατική πίεση ανεβαίνει και αέρας μπαίνει ταυτόχρονα στο εσωτερικό του οργάνου και στην κάψουλα. Λόγω της ελεγχόμενης διαρροής και του ότι ο ρυθμιστής είναι μια στένωση, η ταχύτητα της ροής του αέρα αυξάνεται. Η αύξηση της ταχύτητας πάντα συνοδεύεται από μια

μείωση της πίεσης. Πέρα από αυτό ο όγκος του οργάνου είναι πολύ μεγαλύτερος από αυτόν της κάψουλας. Έτσι, η πίεση στο εσωτερικό του οργάνου υπερτερεί έναντι της πίεσης στην κάψουλα. Αυτή η υστέρηση είναι ανάλογη με την ταχύτητα μεταβολής της στατικής πίεσης. Αυτό σημαίνει ότι ο σέκτορας θα κινηθεί δεξιόστροφα, το δε πηνίο και ο δείκτης αριστερόστροφα στην κατεύθυνση της καθόδου.

Όταν το αεροπλάνο ανεβαίνει, η στατική πίεση πέφτει και ο αέρας προσπαθεί να βγει ταυτόχρονα από το εσωτερικό του οργάνου και από την κάψουλα. Λόγω της ελεγχόμενης διαρροής που καθορίζεται από το ρυθμιστή, μιας και ο αέρας φεύγει από το εσωτερικό του οργάνου, αλλά και επειδή ο όγκος του οργάνου είναι πολύ μεγαλύτερος από αυτόν της κάψουλας, η πίεση στο εσωτερικό του οργάνου θα καθυστερήσει να πέσει. Αυτή η υστέρηση είναι ανάλογη με την ταχύτητα καθόδου και συνεπώς, η διαστολή της κάψουλας θα είναι ανάλογη με την ταχύτητα μεταβολής της στατικής πίεσης. Αυτό σημαίνει ότι ο σέκτορας θα κινηθεί δεξιόστροφα, το δε πηνίο και ο δείκτης αριστερόστροφα, στην κατεύθυνση καθόδου.

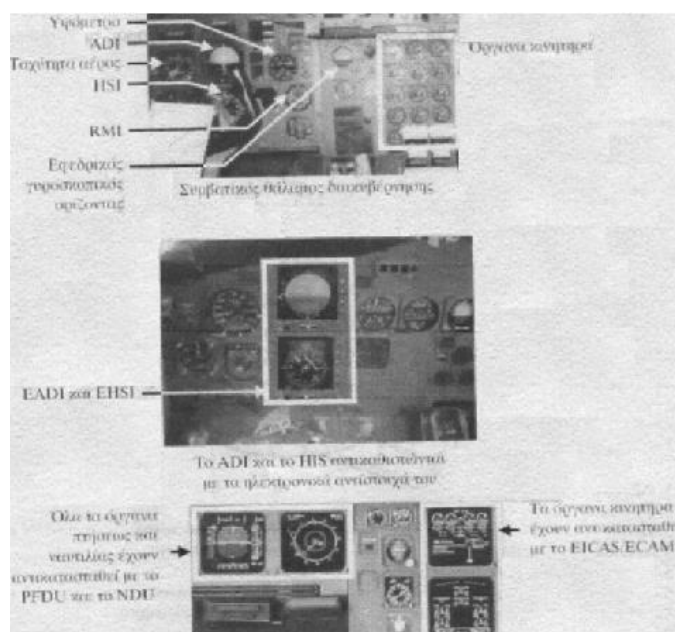
Καθώς ο ρυθμιστής είναι μια στένωση, η ταχύτητα ροής του αέρα αυξάνεται. Η αύξηση της ταχύτητας πάντα συνοδεύεται από μια μείωση της πίεσης. Αυτό σημαίνει ότι στην κάθοδο στο εσωτερικό του οργάνου, η πίεση θα παρουσιάζει μια καθυστέρηση στην αύξηση, ενώ στην άνοδο μια καθυστέρηση στην πτώση. Έτσι, λοιπόν, ο ρυθμιστής που καθορίζει και τη χρονική καθυστέρηση, που είναι το κλειδί στη λειτουργία του οργάνου. Το έλασμα προοδευτικής σκλήρυνσης ρυθμίζεται κατά τρόπο που η κίνηση του δείκτη να ακολουθεί τη σχέση διαστολής – συστολής/διαφοράς των πιέσεων σε όλη την περιοχή λειτουργίας του οργάνου.



Εικόνα 52: Λεπτομερές σχέδιο οργάνου ανόδου – καθόδου

4 Σύστημα Ηλεκτρονικών Οργάνων Πτήσεως

Σήμερα η εξέλιξη των Η/Υ και των δικτύων παρέχει τη δυνατότητα της συλλογής των ενδείξεων των οργάνων που αναφέρθηκαν στο προηγούμενο κεφάλαιο και μεταβίβασης τους σε ηλεκτρονικούς υπολογιστές, όπου στη συνέχεια εμφανίζονται συγκεντρωτικά σε έγχρωμες οθόνες, με τις οποίες είναι εξοπλισμένα τα πάνελ του θαλάμου διακυβέρνησης. Ο θάλαμος που είναι εξοπλισμένος με τα ηλεκτρονικά αυτά όργανα ονομάζεται Glass Cockpit.



Εικόνα 53: Συγκριτική αξιολόγηση των θαλάμων διακυβέρνησης πολιτικών αεροπλάνων

Ο συμβατικός θάλαμος διακυβέρνησης διαθέτει όλα τα όργανα πτήσεως και ναυτιλίας σε διαμόρφωση T. Στο κέντρο του T, υπάρχει το flight director indicator, που αποτελείται από το attitude indicator και κάτω από το υψόμετρο υπάρχει RMI δύο δεικτών. Το πρώτο στάδιο εξέλιξης περιλαμβάνει την αντικατάσταση του ηλεκτρικού flight director indicator με δυο οθόνες LCD ή CRT, όπου στην πρώτη εμφανίζεται ηλεκτρονικά το attitude indicator director (EADI) και στη δεύτερη το horizontal situation indicator (EHSI). Σε ορισμένα EHSI μπορεί να προστεθεί και ηλεκτρονική μορφή του δείκτη ADF. Τα δύο συστήματα έχουν ενσωματωμένο τον πίνακα ελέγχου, διότι τα αεροσκάφη στα οποία έχουν εφαρμοστεί δεν είναι εξοπλισμένα με δίαυλο ψηφιακών δεδομένων, και συνεπώς η συνεργασία τους με τα λοιπά συστήματα του αεροσκάφους παραμένει σε επίπεδα φάσεων των ηλεκτρονικών σημάτων. Με άλλα λόγια το μόνο που επιτυγχάνουν είναι η εμφάνιση των δεδομένων στην οθόνη. Φυσιολογικό είναι λοιπόν όλα τα άλλα όργανα να παραμένουν επί του παρόντος συμβατικά. Επίσης, παραμένει και το ηλεκτρικό RMI δύο δεικτών.

Στο δεύτερο στάδιο εξέλιξης δεν υπάρχει κανένα συμβατικό όργανο παρά μόνο οθόνες τεχνολογίας CRT, LCD ή TFT πολλαπλών λειτουργιών. Δύο οθόνες βρίσκονται ακριβώς μπροστά από κάθε χειριστή. Αυτές, ανάλογα με τον κατασκευαστή του αεροσκάφους μπορεί να είναι είτε η μία πάνω από την άλλη, είτε η μία δίπλα στην άλλη. Η πρώτη έχει το EADI και επί πλέον όλες τις ενδείξεις των στοιχείων αέρος, γι' αυτό ονομάζεται και «Primary Flight Display Unit-PFDU». Ανάλογα με τον κατασκευαστή μπορεί να δείχνει και μέρος του HIS. Η δεύτερη οθόνη ενσωματώνει όλα τα δεδομένα ναυτιλίας και γι' αυτό ονομάζεται «Navigation Display Unit-NDU». Οι δύο αυτές οθόνες αποτελούν το σύστημα ηλεκτρονικών οργάνων πτήσεως «Electronic Flight Instrument Systems-EFIS». Επίσης, τα όργανα του κινητήρα αντικαθίστανται η μία από την άλλη. Επίσης, τα όργανα του κινητήρα αντικαθίστανται από μία ή δύο (ανάλογα με τον κατασκευαστή του κινητήρα και τον αριθμό των κινητήρων που φέρει κάθε αεροπλάνο) οθόνες, οι οποίες αποτελούν μέρος δύο συστημάτων ελέγχου κινητήρα: του Engine Indicating and Crew Alerting System-EICAS και του Electronic Centralized Aircraft Monitoring-ECAM. Οι δύο αυτές οθόνες εμφανίζουν όλα τα αξιοσημείωτα δεδομένα που αφορούν την υγεία του αεροσκάφους και των κινητήρων. Τέλος, το σύστημα ολοκληρώνεται με έναν κεντρικό ηλεκτρονικό υπολογιστή διαχείρισης πτήσεως «Flight Management Computer-FMC».

Η γενική δομή του συστήματος παρουσιάζεται στην παρακάτω εικόνα. Σε γενικές γραμμές λοιπόν μπορούμε να πούμε ότι το σύστημα παρέχει στους χειριστές πληροφορίες για τις συνθήκες της πτήσεως, για τη θέση και τις επιδόσεις του αεροσκάφους, καθώς επίσης και για τα δεδομένα καθοδήγησης. Αυτά τα δεδομένα ασφαλώς, εμφανίζονται στις οθόνες, αλλά ταυτόχρονα τροφοδοτούν το FMC, που υπολογίζει το ίχνος πτήσεως του αεροσκάφους σε τρεις διαστάσεις και το καθοδηγεί ανάλογα πάνω στο επιθυμητό δρομολόγιο.

Το σύστημα ναυτιλίας είναι ενσωματωμένο στο FMC. Οπότε, όλα τα δεδομένα είναι σε ψηφιακή μορφή, καθώς όλα τα ηλεκτρολογικά συστήματα έχουν αντικατασταθεί με μικροεπεξεργαστές και το απαραίτητο λογισμικό. Τα δεδομένα που αφορούν τα στοιχεία πτήσεως υπολογίζονται από το ψηφιακό υπολογιστή στοιχείων αέρος και διαβάζονται μέσω του διαύλου ψηφιακών δεδομένων στο FMC, στον υπολογιστή EFDS του συστήματος αυτόματου ελέγχου πτήσεως και στη γεννήτρια συμβόλων του EFIS, για να εμφανιστούν στο PFDU. Τα εφεδρικά όργανα πτήσεως τροφοδοτούνται απευθείας από το δίκτυο pitot-static, όμως σε κάποια αεροσκάφη υπάρχουν εφεδρικά όργανα που τροφοδοτούνται ηλεκτρικά από το ADC. Το πρόβλημα στην περίπτωση αυτή είναι ότι αν τεθεί εκτός λειτουργίας ο ADC ή το ηλεκτρικό σύστημα του αεροσκάφους, τα εν λόγω όργανα θα πάψουν να λειτουργούν ή η λειτουργία τους θα είναι αναξιόπιστη.

Η κεντρική γυροσκοπική πλατφόρμα τα αδρανειακού συστήματος ναυτιλίας τροφοδοτεί με δεδομένα το FMC και τη γεννήτρια συμβόλων του EFIS, ώστε η στάση του αεροσκάφους να εμφανιστεί στο EADI. Ταυτόχρονα, μέσω του εφεδρικού ηλεκτρικού δικτύου, τροφοδοτείται και ο εφεδρικός γυροσκοπικός ορίζοντας. Έχει

συμβεί στο παρελθόν, κατά τη διάρκεια νυχτερινής πτήσης, να βγει εκτός λειτουργίας το αδρανειακό σύστημα, με αποτέλεσμα ούτε το EADI, αλλά και ούτε εφεδρικός γυροσκοπικός ορίζοντας να παίρνουν σήματα στάσης και το πλήρωμα να χάσει εντελώς την αναφορά στάσης του αεροσκάφους. Πολλά, όμως αεροσκάφη διαθέτουν ένα επιπλέον αυτόματο γυροσκοπικό ορίζοντα με το δικό του ενσωματωμένο γυροσκόπιο.

Τα δεδομένα ναυτιλίας συλλέγονται από μια πληθώρα αισθητήρων, όπως VOR, ILS, GPS, αδρανειακό σύστημα και τροφοδοτούν το FMC και τη γεννήτρια συμβόλων, προκειμένου αυτή να εμφανίσει τις πληροφορίες ναυτιλίας στην NDU. Τέλος, οι αισθητήρες στους κινητήρες και στα παρελκόμενα αυτού, οδηγούν τον υπολογιστή EICAS/ECAM, ώστε τα οικεία δεδομένα να εμφανιστούν στις δύο οικείες οθόνες.

Βιβλιογραφία

- Lawford, J., A., Nippers, K., R., (1983) Calibration of Air-Data Systems and Flow Direction Sensor. AGARD-AG-300, vol. 1.
- Wuest, W., et al., (1980) Pressure and Flow Measurement – Flight Testing, AGARD-AG-160, vol. 11.
- Gracey, W. (1980) Measurement of Aircraft Speed and Altitude. NASA RP-1046.
- DeAnda, A., G., (1981) AFFTC Standard Airspeed Calibration Procedures,” AFFTC-TIH-81-5.
- Federal Aviation Administration, Federal Aviation Regulations (1974) Volume 3, Transmittal 11, Part 25, “Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes,” U.S. Government Printing Office, Washington, DC.
- U.S. Navy, Bureau of Aeronautics (1951) Instrument Systems, Pitot tube and Flush Static Port Operated, Installation of. MIL-I-6115A.
- Richardson, Norman R. and Pearson, Albin O. (1959) Wind-Tunnel Calibrations of a Combined Pitot-Static Tube, Vane-Type Flow-Direction Transmitter, and Stagnation-Temperature Element at Mach Numbers From 0.60 to 2.87,” NASA TN D-122.
- Holman, J., P., Gajda, W., J., Jr., (1984) Experimental Methods for Engineers, 4th ed., McGraw-Hill, New York.
- Whitmore, S., A., (1983) Reconstruction of the Shuttle Reentry Air Data Parameters Using a Linearized Kalman Filter,” AIAA 83-2097S.
- Whitmore, S., A., et al., (1984) Air Data Position-Error Calibration Using State Reconstruction Techniques,” NASA TM-86029.
- Whitmore, S., A., (1985) Formulation and Implementation of a Nonstationary Adaptive Estimation Algorithm with Applications to Air-Data Reconstruction. NASA TM-86727.
- Haering, Edward A, Jr., (1990) Airdata Calibration of a High-Performance Aircraft for Measuring Atmospheric Wind Profiles. NASA TM-101714.
- Noffz, G., K., et al., (1991) Aerothermal Test Results From the First Flight of the Pegasus Air-Launched Space Booster,” NASA TM-4330.
- Cohen, C., E., et al., (1993) Flight Tests of Attitude Determination Using GPS Compared against an Inertial Navigation Unit,” presented at the ION National Technical Meeting San Francisco, California.
- Haering, E., A., Whitmore, S., A., (1994) FORTRAN Program for the Analysis of Ground-Based Radar Data – Usage and Derivations, Version 6.2. NASA TP-3430.
- National Oceanic and Atmospheric Administration, National Aeronautics and Space Administration, and United States Air Force (1976) “U.S. Standard Atmosphere, 1976,” NOAA/T 76-1562, U.S. Government Printing Office, Washington DC.

- Ehernberger, L.J., et al., (1992) Atmospheric Analysis for Airdata Calibration on Research Aircraft, AIAA-92-0293.
- Brown, Edward N., (1988) Position Error Calibration of a Pressure Survey Aircraft Using a Trailing Cone. NCAR TN-313-STR.
- Stephens, R.W.B., (1966) Acoustic and Vibrational Physics, 2d ed., Edward Arnold, London.
- Schlichting, H., (1979) Boundary-Layer Theory, 7th ed., McGraw-Hill, New York.
- Schuder, C., B., Binder, R., C., (1959) The Response of Pneumatic Transmission Lines to Step Inputs. Transactions of the American Society of Mechanical Engineers.
- Hougen, J., O., et al., (1963) Dynamics of Pneumatic Transmission Lines. J. Control Engineering.
- Whitmore, S., A., Moes, T., R., (1991) The Effects of Pressure Sensor Acoustic on Airdata Derived from a High-Angle-of-Attack Flush Airdata Sensing (HI-FADS) System. NASA TM-101736.
- Irwin, K., S., (1963) Lag in Aircraft Altitude Measuring Systems. AFFTC-TDR-63-26.
- Whitmore, S., A., (1988) Formulation of a General Technique for Predicting Pneumatic Attenuation Errors in Airborne Pressure Sensing Devices. NASA TM-100430.
- Moes, T., R. Whitmore, S., A., (1990) A Preliminary Look at Techniques Used to Obtain Airdata From Flight at High Angles of Attack. NASA TM-101729.
- Gracey, W., (1957) Wind-Tunnel Investigation of a Number of Total-Pressure Tubes at High Angles of Attack: Subsonic, Transonic, and Supersonic Speeds. 43rd Annual Report of the National Advisory Committee for Aeronautics, NASA TR-1303, pp. 495+.
- Geenen, R., J., et al., (1991) A System for Testing Airdata Probes at High Angles of Attack Using a Ground Vehicle. AIAA 91-0088.
- Larson, T., J., Ehernberger, L., J., (1975) Techniques Used for Determination of Static Source Position Error of a High Altitude Supersonic Airplane. NASA TM X-3152.
- Larson, T., J., (1974) Compensated and Uncompensated Nose Boom Static Pressure Measured from Tow Airdata Systems on a Supersonic Airplane. NASA TM X-3132.
- Webb, L., D., Washington, H., P., (1972) Flight Calibration of Compensated and Uncompensated Pitot-Static Airspeed Probes and Application of the Probes to Supersonic Cruise Vehicles. NASA TN D-6827.
- Larson, Terry J., et al., (1987) Qualitative Evaluation of a Flush Air Data System at Transonic Speeds and High Angles of Attack. NASA TP-2716.
- Siemers, P., M., III, et al., (1988) Shuttle Entry Airdata System (SEADS) – Flight Verification of an Advanced Airdata System Concept. AIAA-88-2104.

- Whitmore, S., A., et al., (1990) Preliminary Results From a Subsonic High Angle-of-Attack Flush Airdata Sensing (HI-FADS) System: Design, Calibration, and Flight Test Evaluation. NASA TM-101713.
- Whitmore, Stephen A., et al., (1992) Development of a Pneumatic High-Angle-of-Attack Flush Airdata Sensing (HI-FADS) System. Control and Dynamic Systems: Advances in Theory and Application, vol. 52, Academic Press, San Diego.
- Fleming, R., J., (2003) National Environmental observing system to mitigate the effects of nuclear-biological-chemical (NBC) attacks: strategic and tactical. Proc., SPIE Sensors, and Command, Control, Communications and Intelligence (C31) Technologies for Homeland Defense and Law Enforcement II, Vol. 5071, 22-32, Orlando FL.
- Fleming, R., J., Gallant, D., R., Feltz, W., Meitin, J., G., Moninger, W., R., Williams, S., F., Baker, R.T., (2002) Water vapor profiles from commercial aircraft. FAA Report, 37p.
- Fleming, R., J., May, R., D., (2004) The 2nd Generation water vapor sensing system and benefits of its use on commercial aircraft for air carriers and society," in press.
- Hills, A., J., Fleming, R., J., (1994) Commercial aviation sensing humidity Sensor evaluation phase, FAA report, 149 p.
- Hinsta, E. J., Weinstock, E., M., Anderson, J., G., May, R., D., Hurst, D., F., (1999) On the accuracy of in situ water vapor measurements in the troposphere and lower stratosphere with the Harvard Lyman- α hygrometer. 104, 8183-8189.
- May, R., D., (1998) Open-Path, near-infrared tunable diode laser spectrometer for atmospheric measurements of H₂O. J. of Geophys. Res., 103, 19, 161-19, 172.
- Salasmaa, E., Kostamo, P., (1975) New thin film humidity sensor," Preprints, 3rd Symp. Meteorological Observations and Instrumentation, 33-38.