

Békési Bertold

Műszertan I.

Absztrakt

Jelen tanulmányban a repülőgépműszerek és azok elméleti alapjai témaköreiből csak egy nagyon szűk szegmensen, nevezetesen a műszerfalakkal, azok kialakulásával és a teljes-statikus nyomásrendszerrel¹ foglalkozom.

Bevezetés

A tanulmány célja az Állami Légiközlekedési szak Állami légijármű-vezető, Katonai repülésirányító és Katonai Repülőműszaki szakirányain a Repülési ismeretek II., Repülőgépek műszerei és elektromos berendezései, valamint a *Katonai légi járművek fedélzeti műszerrendszerei* című tantárgyakon belül az általános repülőgépműszerek és azok elméleti alapjai témaköreinek feldolgozása a fellelhető magyar és angol nyelvű szakirodalmak segítségével. Jelen tanulmányban csak egy nagyon szűk szegmensen, nevezetesen a műszerfalakkal, azok kialakulásával és a Pitot-statikus rendszerrel foglalkozom.

Célom, hogy az új képzésekhez megfelelő modern új oktatási tananyagrészek jöhesse-
senek létre, amelyek az egyetemi oktatás keretein belül hasznosíthatók lesznek a BSc-s
képzésben, a jövő légijármű-vezető, valamint repülőműszaki tisztjelöltjei számára.

A tanulás megkönnyítése és az átláthatóság növelése szempontjából a tanulmány-
ban egy rövidítéseket tartalmazó angol szakmai szószedetet is mellékelek. Természe-
tesen ez a szószedet nem tartalmaz minden egyes rövidítést a repülőműszaki (első-
sorban az avionika) szakterülettel kapcsolatosan, de törekedtem összegyűjteni azokat,
amelyekkel az angol nyelvű szakirodalomban vagy az interneten találkozhatunk, vagy
csak hivatkoznak rájuk, és sokszor nincsenek feloldva. Mindezt annak érdekében, hogy
az oktatásban rendelkezésre álljon egy ilyen gyűjtemény, továbbá hogy a hallgatók mun-
káját megkönnyítsem, ezzel is időt megtakarítva, valamint hozzásegítve őket a vizsga-
tananyagra való hatékony felkészüléshez.

¹ Az angol szakirodalom *Pitot static system* néven használja. Magyar irodalmakban, Pitot-statikus rend-
szer elnevezéssel is találkozhatunk (lásd később a 2. fejezetben leírtakat).

Általános műszerek

A kezdetek kezdetén a pilóta minden egyes adatot érzékszervei révén közvetlenül kapott meg a légi járműről és a környezetéről.² A fejlődés eredményeként a mai modern repülőgépek pilótakabinját már nem lehet összehasonlítani, a régi típusú repülőgépekével. A különálló műszerek helyét átvették a kijelzők. A pontosság és a megbízhatóság jelentős mértékben javult, a kijelzők kialakítása és elhelyezése a kabinban ergonomiai szempontok figyelembevételével történik. Az 1. ábrán egy B737-100 típusú repülőgép műszerei, míg a 2. ábrán a legújabb B737 MAX műszerfala látható. Jól megfigyelhető a nagymértékű változás, és az első benyomás az, hogy a műszerfal letisztultabb, rendezettebb, és kevésbé tűnik zavarosnak.³



1. ábra: B737-100 repülőgép kabinja

Forrás: www.b737.org.uk/images/flightdeck737100.jpg



2. ábra: B737 MAX repülőgép kabinja

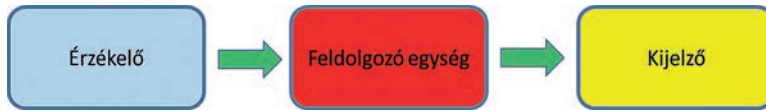
Forrás: www.b737.org.uk/images/max-flightdeck.jpg

² Beneda et al.: *Repülőgépek rendszerei és avionika*. Egyetemi tananyag. Budapest, Typotex, 2012.

³ Instrumentation. Nordian AS, Sandefjord, 2010.

Egy műszer a 3. ábrán látható három részből tevődik össze:

- érzékelő (szenzor);
- feldolgozó egység (processzor);
- kijelző (indikátor).



3. ábra: Műszerek

Forrás: Instrumentation. Nordian AS, Sandefjord, 2010. Fig. 1.3 alapján a szerző szerkesztése. Online: www.nordian.net/REPOSITORY/104_easa_instrumentation_demo.pdf

Az érzékelő a műszernek azon része, amely arra a paraméterre érzékeny, amelyet mérni kívánunk. A mért paramétert könnyen feldolgozható mennyiséggé alakítja. A processzor előkészíti a paramétert, hogy az megjeleníthető legyen. Ez a folyamat tartalmazhat hibakorrekciót, kalibrációt és erősítést. A kijelző végül a megfelelő formátumban mutatja a mért paramétert. A legtöbb kisrepülőgépen a három részegység egy tokozatban található. A nagy repülőgépeken a szenzor és a processzor külön helyezkedik el a kijelzőtől. Általában a szenzor és a processzor egy tokozatban (analóg vagy digitális számítógép) van, és egy, a pilótafülke közelében elhelyezkedő, külön hűtéssel rendelkező rekeszben⁴ foglal helyet.

Újabbban a szenzort a legideálisabb mérési pontokon helyezik el, és mért jeleiket a digitális adatbuszon (data bus) továbbítják a feldolgozó egységnek, amely a számítógépes rendszer része. Innen a jelek a kijelölt műszerekhez kerülnek továbbításra, amelyek megjelenítik a mért paramétereket.⁵

Műszerpanel

A 4. ábrán a műszerpanelek elhelyezése látható. A személyzet előtt van a bal, középső és jobb fő műszerfal (MIP⁶). Közvetlenül a légijármű-vezetők előtt elhelyezkedő bal (left – L) és a jobb (right – R) oldali fő panelek azonosak, és itt főként a repülés-ellenőrző műszerek kapnak helyet rajta. A középső (center – C) panelen található a hajtómű-ellenőrző műszerek.

A fő műszerpanel fölött egy fényellenző (GSP-⁷) panel található. Ez a borítás megakadályozza, hogy a panelekre direkt napfény juthasson. Ebben a borításban helyezkednek el a robotpilóta-vezérlőműszerek. A két ülés között található a középső vezérlő pult (PED)⁸, amelyen többek között a rádió-vezérlőegységek találhatóak. A fej fölötti pane-

⁴ Ezt a rekeszt *avionics bay*nek hívják.

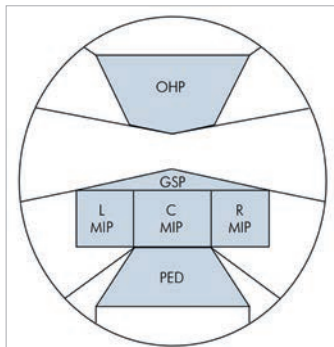
⁵ Instrumentation (2010) i. m.

⁶ MIP – main instrument panel.

⁷ GSP – glare shield panel.

⁸ PED – pedestal.

len (OHP)⁹ a repülőgép elektronikus, hidraulikus, pneumatikus rendszereinek vezérlői helyezkednek el.¹⁰



4. ábra: Műszerpanelek elhelyezkedése

Forrás: Instrumentation. Nordian AS, Sandefjord, 2010. Fig. 1.4

Ergonómia

A repülésben fontos, hogy a műszereket néhány jól meghatározott ergonómiai alapelv figyelembevételével alakítsák ki. A pilótakabin műszerei azért vannak, hogy a légijármű-vezetőket pontos információkkal lássák el. A repülésben, amikor a biztonság forog kockán, a döntéseket pillanatok alatt kell meghozni, és a műszerekre való rápillantással meg kell tudni határozni a repülési helyzetet. Az ergonómikus gondolkodás jelentősen hozzájárult a pilótakabin és a műszerek megfelelő kialakításához.¹¹

Szem-referenciahelyzet

Nagyon fontos elgondolás a pilótakabin tervezésénél a szem-referenciahelyzet. A tervezők meghatároznak egy pontot, ahova a pilóta nézni fog a repülés alatt, és az egész kabin eköré a pont köré kerül felépítésre. Az üléseket úgy kell kialakítani, hogy állíthatók legyenek a különféle magasságú pilóták számára (1,58 m és 1,91 m magasság között)¹² is, hogy a szemük ugyanabba a helyzetbe kerüljön. A fényellenző magassága, a kijelzők helyzete, a gombok, a kapcsolók és a karok a szem-referenciahelyzetének figyelembevételével

⁹ OHP – over head panel.

¹⁰ Instrumentation (2010) i. m.

¹¹ Instrumentation (2010) i. m.

¹² Az EASA CS 25.773 és az FAA FAR 25.773 rendeletek megkövetelik, hogy a repülőgépgyártó olyan eszközöket biztosítson, amelyek elősegítik a pilóták pontos elhelyezkedését, és lehetővé teszik számukra, hogy a legjobb kilátást biztosítsák az ülésükről.

kerülnek kialakításra. Még a repülőgép orrának külső alakja is, mert megközelítésnél és leszállásnál a pilótakabinból való kilátásra vonatkozó szabályok vannak érvényben.¹³

Többféle módja van, hogy a pilóta számára jelezzék, hogy hol van ez a referenciapont a kabinban (5. ábra). Az egyik eljárás, hogy elrendeznek három labdát a szélvédő közepén lévő oszlopon. Mindkét pilótának úgy kell beállítani az ülését, hogy két labdát egymással egy síkban lásson. Az egyetlen helyzet, amely ezt lehetővé teszi az az, amikor a szem a referenciahelyzetben van.¹⁴



5. ábra: Szem-referenciahelyzet

Forrás: a szerző szerkesztése a <https://europe.content.twinklmedia.com/twinkl-preview/e37527c12cbd8fc4effad5ac269b712b/content/7496f1a5f66f66cd05ecc212c5d05a7a/45/images/Fig.01%20-%20Eye%20reference%20point%20principle.jpg?r=0.7933419404475782> és az Instrumentation. Nordin AS, Sandefjord, 2010. Fig. 1.5 alapján

Megjegyzés: Az ábrán található rövidítések: PFD – elsődleges repülési kijelző; ND – navigációs kijelző

¹³ Az EASA CS 25.773 és az FAA FAR 25.773 rendeletek. Certification specifications for large aeroplanes CS-25. European Aviation Safety Agency. 5 September 2008. Online: www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/agency-measures-docs-certification-specifications-CS-25-CS-25-Amdt-5.pdf

¹⁴ Gilles Marquet – Vincent Sibelle – Maurice Garnier: Are you properly seated? Airbus S.A.S., January 2018. Online: <https://safetyfirst.airbus.com/are-you-properly-seated/>

Parallaxis

Az egyik szempont, amiért a szem-referenciahelyzet fontos, az a parallaxis. Ha egy műszer mutatója néhány milliméter távolságban helyezkedik el a skálájától, és a megfigyelő egy olyan helyzetből nézi, amely nem merőleges a műszerre, ilyenkor azt látni, hogy a műszer más értéket mutat, mint amit valójában. Ezt parallaxishibának nevezik, és kiküszöbölhető, ha a legfontosabb műszerek egyenesen a pilóta előtt kapnak helyet. Ha a műszerek bizonyos távolsággal oldalra vannak a pilótától, akkor a műszerek enyhe elforgatásával lehet elősegíteni, hogy merőlegesen lehessen rájuk nézni.

A másik módja a kiküszöbölésnek, hogy a mutatót olyan közel helyezik el a hátlaphoz, amennyire csak lehet. De a legjobb módja egy számítógép kijelzője által kirajzolt műszer és mutató, vagy az értékek digitális számjegyekkel való megjelenítése.¹⁵

Megjelenítés

A műszerek alapvető szerepe nem változott az első repülőgépbe épített műszer óta. Ami változott, az az információk pilótához való eljuttatásának módja.

Tekintsük a repülőgép üzemeltetésére úgy, mint egy szabályozott körre. A pilóta az irányító, a repülő a szabályozott rendszer és a műszerek pedig az eszközök, amelyek által a pilóta információt szerez a rendszer működéséről. Annak érdekében, hogy ezt a szabályozást hatékonyan lehessen elvégezni, elengedhetetlen, hogy az adatok mentális értelmezése a lehető legegyszerűbb legyen. Ebből két kérdés adódik:

1. Milyen legyen a műszer kialakítása?
2. Hol legyen a műszer elhelyezve?

A kijelző kialakítása

A kijelző lehet analóg, digitális vagy képi megjelenítésű.

Az analóg kijelzőnél a mutató mozgása közvetlen kapcsolatban áll a mért érték változásával.

A legtöbb analóg kijelző elektromechanikus kialakítású, de vannak teljesen elektronikusak is. Az analóg kijelzőknek sok fajtája elterjedt, de két alapvető formáját alkalmazzák:

- 1. kör alakú elrendezés;
- 2. egyenes elrendezés.

A választás a kijelezni kívánt adat típusától függ, de általában, a lehető legjobb helykihasználást is szem előtt tartják. A tipikus kör alakú és egyenes skálák a 6. ábrán láthatók.

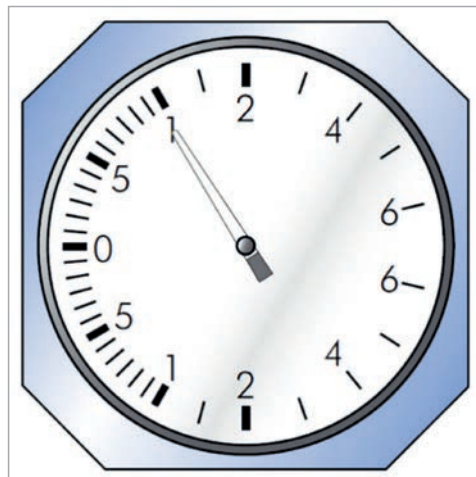
¹⁵ Instrumentation (2010) i. m.



6. ábra: Kijelző

Forrás: Instrumentation. Nordan AS, Sandefjord, 2010. Fig. 1.6

Néhány esetben szükséges, hogy egy skálának bizonyos részeit pontosabban lehessen leolvasni, mint más részeit. Ezt logaritmikus skála alkalmazásával lehet elérni (7. ábra). Jól látható, hogy a távolság 0 és 1 között nagyobb, mint 1 és 2 között.



7. ábra: Logaritmikus skála

Forrás: Instrumentation. Nordan AS, Sandefjord, 2010. Fig. 1.7

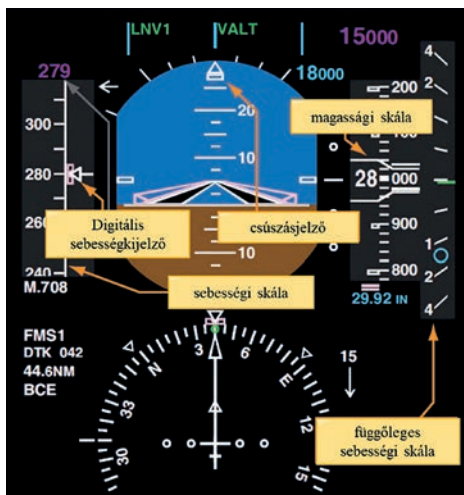
A digitális kijelzőt (8. ábra) többféleképpen alkalmazhatják, de akkor van a leginkább jelentőségük, amikor kvantitatív mennyiségeket kell megjeleníteni, mint magasság, távolság, üzemanyagszint, hőmérséklet stb.



8. ábra: Digitális kijelző

Forrás: Instrumentation. Nordian AS, Sandefjord, 2010. Fig. 1.8

Az ergonomikus megközelítés szükségessé teszi, hogy az ábrázolni kívánt érték természete és a megjelenítés módja között legyen kapcsolat. Ahol lehet, képi megjelenítéssel legyen feltüntetve a változó. Például korábban a magasságmérő egy kerek műszer volt, és a mutató felfelé mozgott, amikor a repülő emelkedett, lefelé pedig akkor, ha süllyedt. Ergonómiai szempontból ez nemkívánatos tulajdonság. A modern EFIS¹⁶-kijelzőkön (9. ábra) a magasságot egy egyenes, függőleges skálán jelenítik meg, ahol a fixált mutató minden esetben relatíve emelkedik az alatta elforduló skálához képest.¹⁷



9. ábra: EFIS

Forrás: Online: www.flight-mechanic.com/wp-content/uploads/2017/11/10-119.jpg alapján a szerző szerkesztése

¹⁶ EFIS (electronic flight instrument system): elektronikus repülési műszerrendszer (repülést ellenőrző adatok elektronikus műszeren történő megjelenítése).

¹⁷ Instrumentation (2010) i. m.

A képi megjelenítés előnye, hogy ha csak egy pillantást vetünk a műszerre, akkor is azonnal megjelenik egy kép a pilóta tudatában, ami elősegíti a helyzetek felismerését.

Két alapvető módja van a képi megjelenítésnek. Az *inside-out* megjelenítés és az *outside-in* megjelenítés. Az *inside-out*-nál a megfigyelő a külső világot látja a kijelző mozgó részeként. Jó példa erre a műhorizont (10. ábra). *Inside-out* megjelenítést alkalmazva a repülőgép-sziluett az álló része és a horizont a mozgó része a műszernek.



10. ábra: Műhorizont

Forrás: www.mcico.com/medias/4200-10.jpg?fv=218C545D41D0252EBA39842713BA6CB5-140695

A műszerek elhelyezése

Jól ismert ergonomikus repülőgépműszerfal-kialakítás a T-elrendezés (4 műszer) és a 6-os elrendezésű műszerfal (11. ábra). Ezek a hat legfontosabb műszert érintik a műhorizontot, az iránytartót, a sebességmérőt, a magasságmérőt, a variométert és a dőlés- és elfordulásjelzőt. A T-elrendezés a hivatalos követelmény, amelyet az utasszállító repülőgépeknek is alkalmaznak az alapvető négy műszer elrendezésére, de az alap 6 nem minden típuson jelenik meg.¹⁸

A T-elrendezés hatással volt a modern EFIS-kijelzők tervezésére. Az első modelleknél két kijelzőt helyeztek el egymás fölött, míg később egymás mellé kerültek. Így, mivel korábban az alsó kijelzőn voltak az irányinformációk, már nem vágott volna egybe a T-elrendezés követelményeivel, ezért a műhorizont alatt egy kis irányinformációt tartalmazó skálát készítettek, hogy a T-elrendezést helyreállítsák.¹⁹

¹⁸ Beneda et al. (2012) i. m.

¹⁹ Instrumentation (2010) i. m.; Pallett, E. H. J.: *Aircraft instruments & integrated systems*. Prentice Hall, Pearson, 1992.; Instrumentation ATPL Ground Training Series. CAE Oxford Aviation Academy (UK), 2014.



11. ábra: T-elrendezésű műszerek

Forrás: www.flight-mechanic.com/wp-content/uploads/2017/11/10-4.jpg és https://s28490.pcdn.co/wp-content/uploads/2019/05/SkyView-Touch-EFIS-with-six-pack_PFD_web-1.jpg

Elektronikus kijelzők

Hosszú evolúció vezetett el oda, hogy a légijármű-vezető szinte minden oldalról üvegfelületekkel legyen körülvéve. Hozzávetőleges történelmi időrendben az alábbi elektronikus kijelzők (fénytechnikai eszközök) fordulnak elő az információ megjelenítésben:

- izzószálas lámpa;
- gázkisüléses lámpa;
- katódsugárcsőves (CRT²⁰);
- plazmamegjelenítő²¹ (a repülésben nem terjedt el);
- LED²² megvilágítású;
- LCD²³-kijelző.²⁴

²⁰ Cathode ray tube – katódsugárcső.

²¹ Plasma display – plazmamegjelenítő.

²² Light emitting diode – fényt kibocsátó dióda (világítódioda).

²³ Liquid cristal display – folyadékkristályos képernyő.

²⁴ Beneda et al. (2012) i. m.; Instrumentation (2010) i. m.

Az izzólámpás kijelzők

Az első elektronikus kijelzők izzólámpákból készültek. Az egyes szegmensek különálló megvilágíthatósága lehetővé tette a hétszegmenses kijelzők létrehozását, amely tíz decimális szám megjelenítésére képes (lásd 12. ábra).



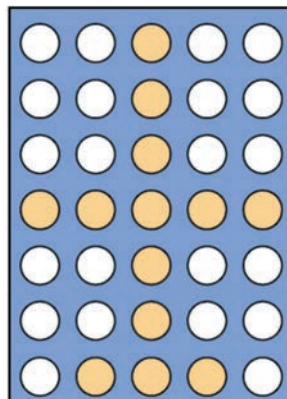
12. ábra: Hétszegmenses kijelző

Forrás: Instrumentation. Nordian AS, Sandefjord, 2010. Fig. 1.11

LED-kijelzők

Ezekből az apró félvezetőkből is készíthetünk hétszegmenses kijelzőt, de bonyolultabb, 5×7 -es kijelzőt is, amely alfanumerikus karakterek megjelenítésére alkalmas.

A pilótakabinban jó néhány műszerben alkalmaznak 7 szegmenses és 5×7 -es kijelzőt is számok megjelenítésére (például: frekvenciamegjelenítés vagy a távolságmérő műszer [DME²⁵]).²⁶



13. ábra: 5×7 LED-kijelző

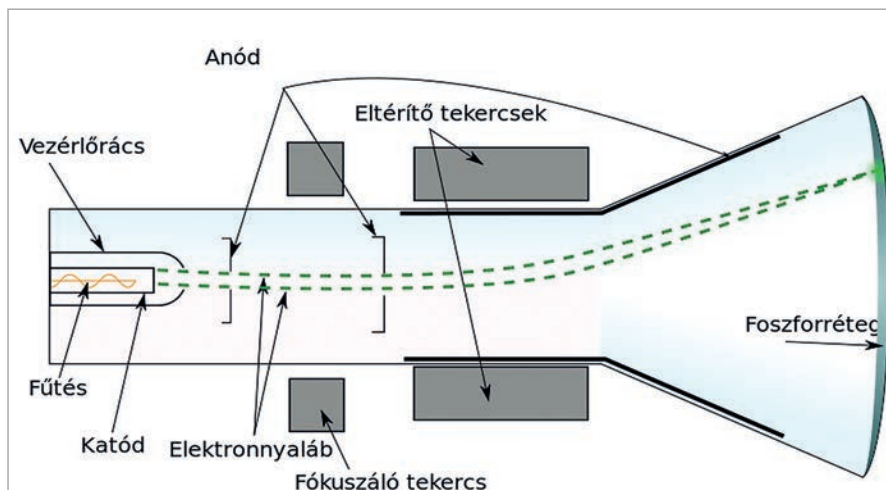
Forrás: Instrumentation. Nordian AS, Sandefjord, 2010. Fig. 1.12

²⁵ Distance measuring equipment – (rádiós) távolságmérő berendezés.

²⁶ Instrumentation (2010) i. m.; Pallett (1992) i. m.

Katódsugárcsőes kijelző

A hagyományos katódsugárcsőes kijelző az egyik legkorábbi, korszerű megjelenítő eszköz volt. A CRT-kijelző (14. ábra) tartalmaz egy katódsugárcsövet, amelynek egyik végén egy elektronágyú található, a másig végén pedig egy foszforral bevont képernyő. Az elektronágyú által kibocsátott elektront elektromágneses térrel manipulálják két tengely mentén. Amikor az elektron az elülső falra felvitt foszforréteggel találkozik, gerjeszti az itt található luminofor képpontokat, amelynek hatására egy pixelnyi felület felvilágosul, majd elhalványodik. Az ismételt ütközések következtében a pixel nem halványodik el, hanem folyamatosan világít. A katódsugárcsőben (üvegballon) vákuum van. A cső nyakában van a fűtött katód, amelyből termikus hevítés hatására elektronok lépnek ki. A kibocsátott elektronokat úgy térítik ki az eltérítő tekercsek, hogy az elektronsugár nagy sebességgel, a képernyőn balról jobbra, fentről lefele halad, a frissítési frekvenciának megfelelően. Amikor az elektronnyaláb elérte a kép jobb alsó pontját, nagyon rövid idő alatt visszaugrik az első sor bal szélére. A sor és kép visszafutásának idejére az elektronnyalábot kioltják, így ezen idők alatt nem ír jelet a képernyőre. Tehát azt, hogy másodpercenként hányszor frissítjük a képpontokat, képfrissítési frekvenciának nevezzük, mértékegysége a Hz (Hertz).²⁷

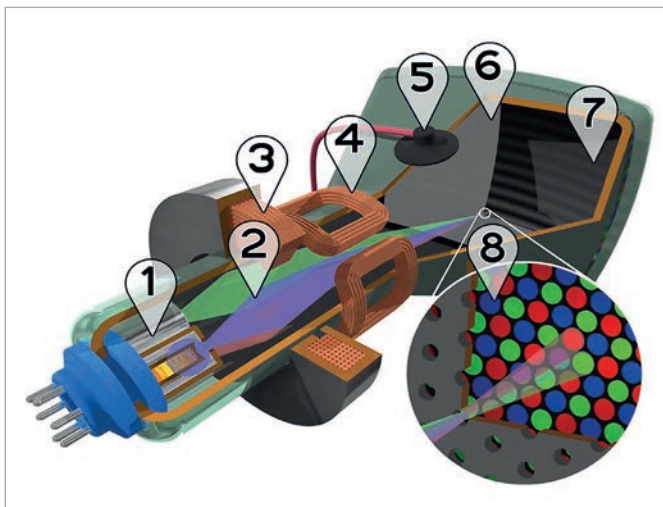


14. ábra: Katódsugárcsőes kijelző

Forrás: http://moodle.autolab.uni-pannon.hu/Mecha_tananyag/3D_megjelenitesi_technikak/images/image_V_7.jpeg

Az első monitorok egyetlen szín árnyalatát tudták megjeleníteni, tehát monokrómok voltak. A színes monitorok három alapszínnel rendelkeznek: a pirossal, a zölddel és a kékkel (RGB-színkeverés). Mindegyik színhez külön elektronágyú tartozik (15. ábra).

²⁷ Fekete Róbert Tamás et al.: *3D megjelenítési technikák*. 5. fejezet, Klasszikus és Modern megjelenítési technikák. Budapest, BME MOGI, 2014.



15. ábra: A színes CRT-monitor katódsugárcsőének felépítése

Forrás: http://moodle.autolab.uni-pannon.hu/Mecha_tananyag/3D_megjelenitesi_techinak/images/image_V_8.jpeg

Megjegyzés: 1. elektronágyú, 2. elektronnyalábok, 3. fókuszáló tekercsek, 4. eltérítő tekercsek, 5. anódsatlakozó, 6. maszk a megjelenítendő kép vörös, zöld és kék részének szétválasztásához, 7. foszforréteg, 8. vörös, zöld és kék zónákkal a képernyő foszforborítású belső rétegének közelképe

Folyadékkristályos kijelző

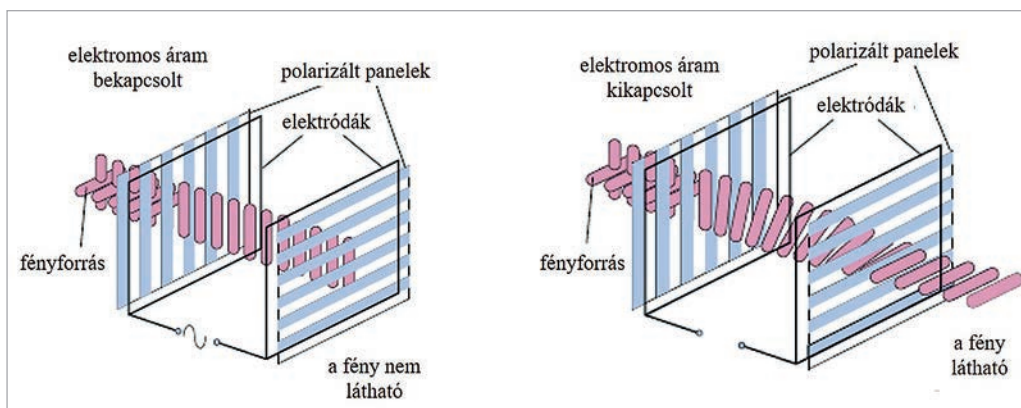
Működésének lényegét a folyadékkristály²⁸ hatása adja. Ha folyadékkristályt üveglap közé helyeznek, akkor a polarizált fény változás nélkül halad át a felületen, azaz világító pontok jelennek meg a képernyőn. Ha azonban elektromos teret visznek az üveglapok közé helyezett, folyékony halmazállapotban lévő kristályokra, akkor a molekulák elfordulásuk révén elzárják a polarizált fény útját. A képek kontrasztját – a világos és sötét pontok közötti különbséget – tehát feszültségváltozással lehet szabályozni. Ezáltal elérhető a molekulák helyzetének folyamatos változtatása, azaz a kép tartalmának változása.²⁹

Tegyük fel, hogy a polarizáló rétegek azonosak, és átengedik a fényt, de az elektromos tér hatására a fény polarizációja megváltozik, így a második réteg már nem fogja átengedni. A legegyszerűbb LCD-kben hátul tükör van, de a kifinomultabbaknak fluoreszcens háttérvilágításuk van. Ha a polarizáló szűrők 90 fokkal el vannak forgatva egymáshoz képest, akkor a kijelző sötétnek látszik. Ebben az esetben az elektromosság világos területeket hoz létre. Tehát az első és hátsó polarizáló réteggel beállítható, hogy fehér alapon fekete vagy fekete alapon fehér kijelzőt hozunk létre (lásd 16. ábra).³⁰

²⁸ A folyadékkristályok olyan anyagok, amelyek folyékony halmazállapotúak, de bizonyos hőmérséklet-tartományban optikai viselkedésük a szilárd kristályokhoz hasonló. Online: www.kislexikon.hu/folyadekkristalyos_kijelzo.html#ixzz6d7tiPluN

²⁹ Az LCD (folyadékkristályos kijelző). Online: https://forgos.uni-eszterhazy.hu/wp-content/tananyagok/tamop/mediumismeret_I/26_10/313_az_lcd_folyadkkristlyos_kijelz.html; Pallett (1992) i. m.

³⁰ Instrumentation (2010) i. m.



16. ábra: LCD-kijelző

Forrás: Instrumentation. Nordian AS, Sandefjord, 2010. Fig. 1.16 alapján a szerző szerkesztése

A TFT³¹ az LCD-technológián alapul. Minden egyes képpontja egy saját tranzisztorból áll, amely aktív állapotban elő tud állítani egy világító pontot. Az ilyen kijelzőket gyakran aktív-mátrixos LCD-nek (AMLCD³²) is szokás nevezni. A három elektródából felépülő tranzistor kapcsolófunkciót lát el. A vezérlőjel hatására a videojel a folyadékkristály-cel- lára kerül. A megoldás előnye, hogy rendkívül gyors működésű.³³

Jelentős előnye az LCD-nek az alacsony energiaigénye. Sok szegmens helyezhető el egy relatíve kicsi felületen. A legnagyobb hátránya az LCD-nek, hogy a túl nagy, vagy túl kicsi hőmérséklet károsíthatja a kijelzőt. Minél hidegebb van, annál lassabb a képernyő. A képernyő befagyása $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$ -on történik, míg $-40\text{ }^{\circ}\text{C}$ -on maradandó károsodást szenved.³⁴

Összefoglalás

Ha összehasonlítjuk az LCD-t a CRT-vel, akkor elmondható, hogy az LCD-kijelző nem bocsát ki sugárzást, könnyebb és kisebb az energiaigénye. A CRT sok hőt termel, amit el kell vezetni. Az LCD-t nem tehetjük ki extrém hőmérsékleteknek. Egy másik fontos dolog, amit számításba kell venni, a tükröződés, amiben az LCD-megjelenítők a jobbak.

Átviteli rendszer

Az átviteli rendszert három kategóriába sorolhatjuk:

- mechanikus;
- elektromechanikus;
- digitális.

³¹ Thin film transistor – vékonyfilm-tranzisztor.

³² Active-matrix liquid-crystal display – aktív mátrix folyadékkristályos kijelző.

³³ Fekete et al. (2014) i. m.

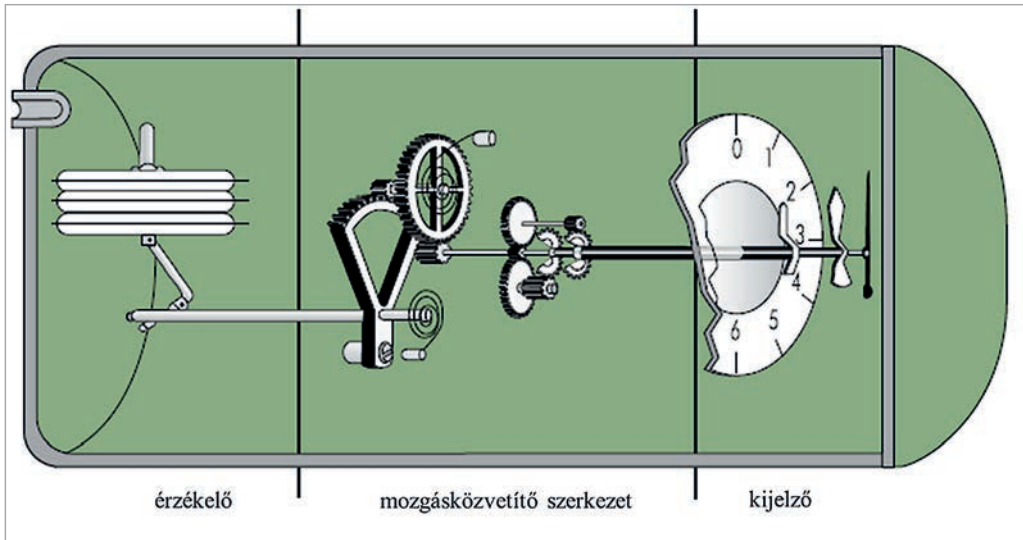
³⁴ Instrumentation (2010) i. m.

Mechanikus átvitel

Ez az adattovábbítás hagyományos formája, amely évszázadokon át használatos volt. A 17. ábrán egy tipikus mechanikus rendszer látható: tengelyek és fogaskerekek segítségével továbbítja a szenzor mozgását a kijelzőhöz.

Bár egy ilyen rendszer egyszerű és megbízható, van néhány problémája:

- a szenzornak és a kijelzőnek közel kell lenniük egymáshoz;
- a csapágyak súrlódása elhasználódáshoz vezet, aminek eredménye, hogy a műszer egy idő után veszít a pontosságából, ezért gyakrabban kell felújítani;
- a súrlódás mechanikai erőt hoz létre késést eredményezve a kijelzőn a szenzor információjához képest.



17. ábra: Mechanikus átvitel

Forrás: Instrumentation. Nordan AS, Sandefjord, 2010. Fig. 1.17 alapján a szerző szerkesztése

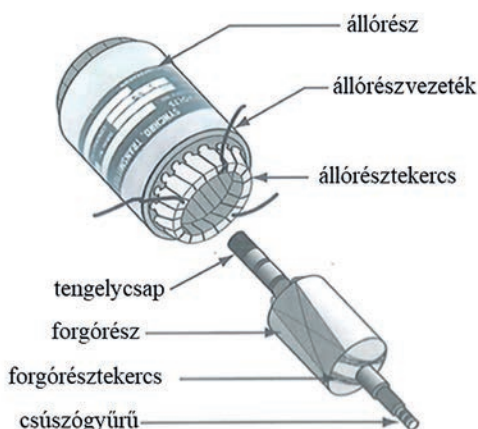
A főbb problémák minimalizálása érdekében például féldrágakő vagy drágakő csapágyak (az acél csap egy precízen csiszolt drágakő felületén csúszik) használatával minimalizálni lehet a kopás mértékét. Kísérleteket tettek a statikus súrlódás csökkentésére, úgy hogy a mechanizmusokat aránylag nagy frekvencián rezgették. Ez a csapágyakat lebegésbe hozta, és a mechanikus késést így kismértékben csökkenteni lehetett. A mechanikus kapcsolódások még mindig gyakoriak, és a legtöbb kis repülőgép műszereiben, valamint a nagy repülők tartalék műszereiben is megtalálhatók.³⁵

³⁵ Instrumentation (2010) i. m.

Elektromechanikus átvitel

Régebbi rendszerek egyenáramú átvitelt használtak. A modern repülőgépek váltakozó áramú átviteli rendszert használnak, amelyet szinkronátvitelnek neveznek. A szinkronrendszer³⁶ egy forgó tekercsből és három csillagkapcsolású álló tekercsből áll. Szögelfordulás mérésére használják, illetve továbbítására és vételére. A nyomaték szinkronrendszer megfelelő nyomatékot állít elő a helyzetmutató mozgatásához, míg a szinkron-szervo rendszer rendelkezik egy erősítővel, amely lehetővé teszi nagyobb terhek pozicionálását is. Mindkét rendszer a szelszin elvét alkalmazza.³⁷ A szelszin gépekkel valamely tengely szögelfordulásának távmérési, két tengely együttes elfordulási, két tengely szögelfordulási összegzési, illetve különbségképzési feladatait láthatjuk el.³⁸

A szöghelyzet jeladó egy elektromágneses eszköz, amelyet már közel 60 éve szögmérésre és pozicionáló rendszerekben használnak. Ez alapvetően egy elektromechanikus forgó transzformátor (18. ábra).



18. ábra: Szöghelyzet jeladó

Forrás: Instrumentation. Nordin AS, Sandefjord, 2010. Fig. 1.18 alapján a szerző szerkesztette

Adó eszközként való alkalmazásuk esetén található bennük elsődleges tekercselés (rotor-tekercs) és másodlagos tekercselés (állórésztekercs). Amikor vevő egységként állítják be, az állórész tekercse válik elsődleges tekercsre és a rotor tekercs a másodlagossá. A mechanikus bemenetet mint tengelyforgást feszültség típusú egyedi jellé alakítja a kimeneten, vagy ha bemenetként adott feszültséget kapcsolunk rá, a forgórészt a kívánt pozícióba forgatja.

³⁶ Ezen rendszerek elnevezése az angol szakirodalomban *remote indicating synchronous data transmission system*, esetleg *synchro system* vagy csak *synchros*.

³⁷ Instrumentation (2010) i. m.

³⁸ Nemes István: *Fedélzeti műszerek és műszerrendszerek I.* Budapest, Műszaki Könyvkiadó, 1979.

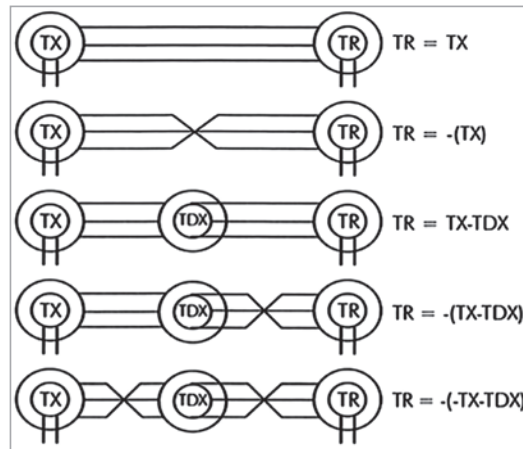
Differenciál szinkron rendszer

Ezt a rendszert egy rosszul beállított hibajel észlelésére és továbbítására tervezték, ahol két bemenetet kell egyetlen kimenetre egyesíteni.³⁹

A differenciál szelszin a szögelfordulások összegének vagy különbségének mérését tudja elvégezni és a szerkezeti felépítése abban különbözik a hagyományos szelszintől, hogy csillagba kötött háromfázisú állórész-tekerccsel és ugyancsak háromfázisú forgórész-tekerccsel rendelkezik. A forgórész-tekerccsel végződése a három csúszógyűrűhöz vannak kivezelve.⁴⁰

A differenciál szinkron rendszer három csillagkapcsolású forgó tekercsből és három csillagkapcsolású álló tekercsből áll, és lehetővé teszi két szögérték összehasonlítását.⁴¹

A 19. ábrán látható a különféle szinkronrendszerek konfigurációja, ami a szabványos jelölésekkel készült. A keresztbekötés a szögértékek inverzének továbbítását eredményezi.



19. ábra: Blokkdiagram

Forrás: Instrumentation. Nordan AS, Sandefjord, 2010. Fig. 1.19

Megjegyzés: TR⁴² – nyomatókvevő, TX⁴³ – nyomatókadó, TDX⁴⁴ – nyomatókülönbség-adó

A szinkron differenciál adó (TDX) háromfázisú rotorral és állórésszel is rendelkezik. A szinkron differenciál adó egy tengelyszögbemenetet ad hozzá a rotor bemeneteinek elektromos szögbemenetéhez, és az állórész kimenetein adja ki az összeget.⁴⁵

³⁹ Nemes (1979) i. m.

⁴⁰ Nemes (1979) i. m.

⁴¹ Instrumentation (2010) i. m.

⁴² Torque receiver – nyomatókvevő.

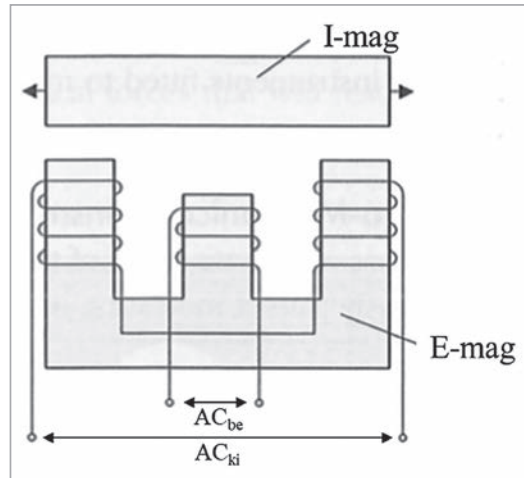
⁴³ Torque transmitter – nyomatókadó.

⁴⁴ Torque differential transmitter – nyomatókülönbség-adó.

⁴⁵ Tony R. Kuphaldt: *Electric circuits. Selsyn (synchro) motors*. Chapter 13. AC Motors. Online: www.allaboutcircuits.com/textbook/alternating-current/chpt-13/selsyn-synchro-motors/

E-I érzékelő (Pick-off)

Az E-I pick-off érzékelőt nagyon kicsi szög- és lineáris elmozdulások mérésére használják, mint amilyen a magasságmérő műszer szelencéjének, nyomásváltozás hatására bekövetkező méretváltozása. Ez az érzékelő két lágyvas magból áll: a fix E-mag és a mozgó I-mag (lásd 20. ábra).



20. ábra: Érzékelő

Forrás: Instrumentation. Nordin AS, Sandefjord, 2010. Fig. 1.20 alapján a szerző szerkesztette

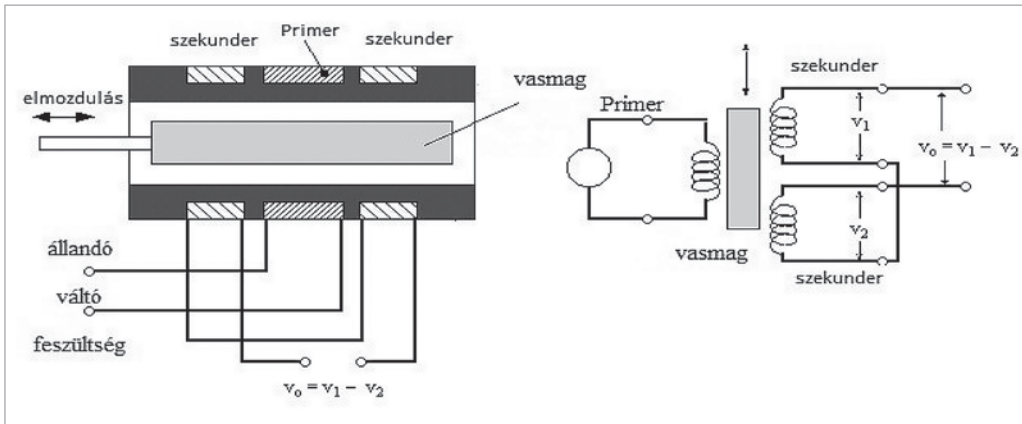
Az E-mag belső tagja köré egy váltakozó feszültséggel táplált tekercs van tekerve. Ez működik elsődleges (primer) tekercsként. A külső tagok köré ellentétes irányban feltekert sorba kötött tekercset tesznek. Ez a két tekercs együtt lesz a másodlagos (szekunder) tekercselés. Az elsődleges tekercsben folyó áram mágneses teret indukál. A változó mágneses tér hatására a másodlagos tekercsekben feszültség indukálódik. Az ellentétes menetirány miatt az indukálódott feszültségek fázisa ellentétes. Ameddig az I-mag pontosan az E-mag tagjai fölött van, a két ellentétes fázisú feszültség nagysága azonos, mivel kioltják egymást. Amikor az I-magot elmozdítjuk az egyik irányba, az indukálódott feszültségek nem lesznek tovább egyenlők, a permeabilitás különbsége miatt. Az eredő feszültségből az I-mag elmozdulásának mértéke, a fázisából pedig az iránya adódik.⁴⁶

A lineáris változó differenciál transzformátor

A lineáris változó differenciál transzformátor (LVDT⁴⁷) egy olyan típusú elektromos transzformátor, amely lineáris elmozdulás mérésére alkalmas. A transzformátor egy vasmag körül három tekercset tartalmaz. A középső tekercs a primer, a két szélső tekercs a szekunder. Az LVDT felépítését az 21. ábra szemlélteti.

⁴⁶ Instrumentation (2010) i. m.

⁴⁷ Linear variable differential transformer – lineáris változó differenciál transzformátor.



21. ábra: A lineáris változó differenciál transzformátor (LVDT) felépítése

Forrás: Bíró Zoltán – Bitay Enikő – Kakucs András – Filep Emőd: *A dilatométer korszerűsítése jelfeldolgozó rendszerrel ellátva*. Fiatal műszakiak tudományos ülészsaka XVII. Kolozsvár, 2012. március 22–23. 44. 1. ábra

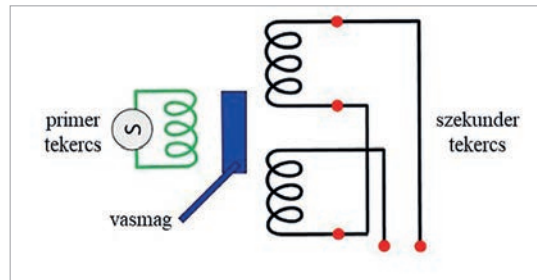
A váltakozó áram vezérli a primer tekercset, amely feszültséget indukál mindkét szekunder tekercsben. Mivel a vasmag mozog, ez a kölcsönös induktivitás változását hozza létre, így a szekunder tekercsben a feszültség változik. A szekunder tekercsek fordítottan vannak kapcsolva, úgy, hogy a kimeneti feszültség egy különbség (ezért „differenciál”), a két szekunder tekercs különbsége. Ha a vasmag központi helyzetben van, egyenlő távolságra a két szekunder tekercstől az indukált feszültség egyenlő, de ellenétes előjelű, így a kimeneti feszültség elméletileg nulla. Amikor a vasmag elmozdul egyik irányba, a feszültség az egyik tekercsben csökken, a másik tekercsben nő, így a kimeneti feszültség növekszik. A kimeneti feszültség nagysága arányos a vasmag elmozdulásának nagyságával, ezért a készülék lineárisnak tekinthető.⁴⁸

Rotációs változó differenciál transzformátor (RVDT⁴⁹): egy olyan elektromos transzformátor, amelyet a szögeltolódás mérésére használnak. A transzformátor rotorral rendelkezik, amelyet külső erővel lehet forgatni. A transzformátor elektromechanikus átalakítóként működik, amely váltakozó áramú (AC-) feszültséget bocsát ki, amely arányos a rotortengelyének szögeltolódásával. Az RVDT-k előnyei a szilárdság, a viszonylag alacsony költség, a kis méret és az alacsony érzékenység a hőmérsékletre, az elsődleges feszültségre és a frekvenciaváltozásokra.⁵⁰

⁴⁸ Bíró Zoltán et al.: *A dilatométer korszerűsítése jelfeldolgozó rendszerrel ellátva*. Fiatal műszakiak tudományos ülészsaka XVII. Kolozsvár, 2012. március 22–23. 43–46.

⁴⁹ Rotary variable differential transformer – rotációs változó differenciál transzformátor.

⁵⁰ Online: https://hu.qaz.wiki/wiki/Rotary_variable_differential_transformer



22. ábra: A rotációs változó differenciál transzformátor

Forrás: https://illustrationprize.com/images/comparisons/difference-between-lvdt-amp-rvdt_4.jpg alapján a szerző szerkesztése

A forgó változó átalakító érzékeli a szögeltolódást. A vasmag a transzformátor primer és szekunder tekercsei között helyezkedik el, a mérni kívánt elmozdulást annak tengelyével kell összekötni.⁵¹

Digitális átvitel

A digitális rendszerek adatbuszokat használnak nagy mennyiségű információ továbbítására. A kompatibilitás érdekében ezeket a közös előírásoknak megfelelően kell megtervezni. A repülőelektronika legnagyobb és legsikeresebb vállalata az amerikai egyesült államokbeli ARINC (Aeronautical Radio Incorporated). A vállalat kínált először olyan gyors és egyben megbízható adatbuszrendszereket, amelyek gyakorlatilag bármelyik repülőgéptípusba integrálhatóak voltak. A mai napig a repülőgépek jelentős hányada ezeket az adatbuszokat használja, mind a polgári, mind a katonai repülőgépeken.⁵²

A B777 elsődleges repülésvezérlő rendszerének (PFCS⁵³) rendszerszintű vázlata a 23. ábrán látható. A rajz bemutatja a három elsődleges repülésvezérlő számítógépet (PFC⁵⁴), négy működtető vezérlő elektronikát (ACE⁵⁵) és három robotpilóta repülésirányító számítógépet (AFDC⁵⁶), amelyek kapcsolódnak a hármas redundáns A629 repülésvezérlő buszokhoz (FCB⁵⁷). Az AFDC-k terminálokkal rendelkeznek mind a repülésvezérlő, mind az A629 adatbusszal. A helyzetjelzőnek az információkat a levegő jel és inerciális referencia egység (ADIRU⁵⁸), valamint a másodlagos helyzetjelző és irányzőg referencia egység (SAHRU⁵⁹) szolgáltatja. A levegő jel adatokat pedig a levegő jel

⁵¹ Különbség az LVDT és az RVDT között. Online: <https://illustrationprize.com/hu/53-difference-between-lvdt-amp-rvdt.html>

⁵² *Aircraft general knowledge 4*. Instrumentation. Jeppesen, Oxford Aviation Services Limited, 2008.

⁵³ Primary flight control system.

⁵⁴ Primary flight control computer.

⁵⁵ Actuator control electronics.

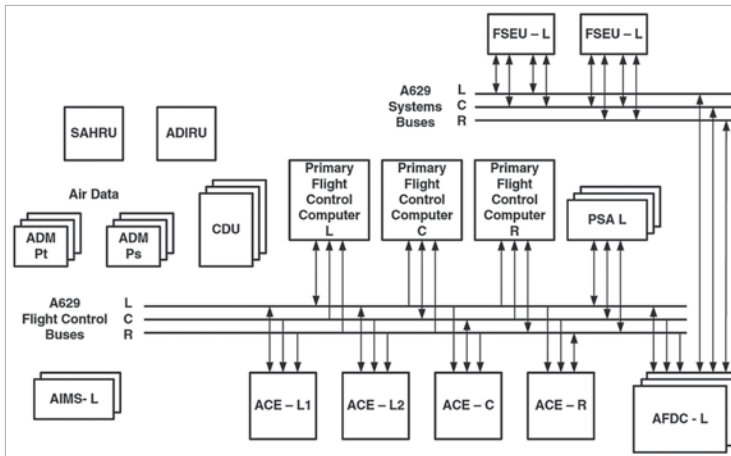
⁵⁶ Autopilot flight director computer.

⁵⁷ Flight control bus.

⁵⁸ Air data and inertial reference unit.

⁵⁹ Secondary attitude and heading reference unit.

modulok (ADM⁶⁰) biztosítják. A három vezérlő és kijelző egység (CDU⁶¹), valamint a bal és a jobb oldali légijárműinformáció-kezelő rendszer (AIMS⁶²) biztosítják a fedélzeti interfészt. A repülésvezérlő buszokon összesen 76 db ARINC 629 csatlakozó található.⁶³



23. ábra: Boeing 777 elsődleges repülésvezérlő rendszere

Forrás: Moir–Seabridge–Jukes (2013) i. m. Fig. 10.17

Megjegyzés: Az ábrán található még eddig fel nem oldott rövidítések: FSEU⁶⁴ – Flap/Slat Electronic Unit; PSA⁶⁵ – Power Supply Assembly; Pt⁶⁶ – Total Pressure; Ps⁶⁷ – Static Pressure

Pitot-statikus rendszer

A repülőgép szelencés műszereinek működési elve nyomásmérésen alapul. A műszerek működéséhez szükséges barometrikus (statikus) nyomást, valamint a mozgás közben fellépő dinamikus nyomást a Pitot⁶⁸–Prandtl⁶⁹-cső⁷⁰ szolgáltatja. A rendszer feladata

⁶⁰ Air data module.

⁶¹ Control and display unit.

⁶² Aircraft information management system.

⁶³ Ian Moir – Allan Seabridge – Malcolm Jukes: *Civil avionics systems*. 2nd Edition. John Wiley & Sons, Ltd., 2013.

⁶⁴ Flap/slat electronic unit – fékszárny/orrsegédszárny elektronikus egység.

⁶⁵ Power supply assembly – villamosenergia-ellátó egység.

⁶⁶ Total pressure – teljes nyomás.

⁶⁷ Static pressure – statikus nyomás.

⁶⁸ Henri Pitot (1695–1771) francia mérnök, aki 1732-ben találta fel a Pitot-csővet. A Pitot-csővet csak az össznyomás mérésére használják (lásd a későbbiekben leírtakat).

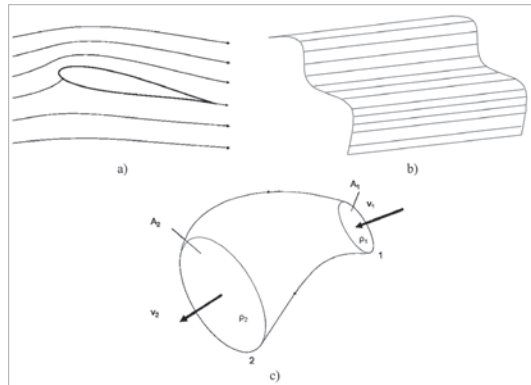
⁶⁹ Ludwig Prandtl (1875–1953) német gépészmérnök és fizikus, aki megalkotta a határréteg-elméletet. A repülőgép repülési sebességének mérésére szolgál a Prandtl-cső. Lényege egy, az áramlással szemben elhelyezett test (szonda), amelynek két furatából külön cső vezet a nyomásmérő műszerhez. Az egyik furat a szonda orrpontján, a másik a paláston, az orrponttól kellő távolságra található (lásd később a 30. ábrát). Pokorádi László: *Áramlástan*. Elektronikus jegyzet. Debrecen, 2002.

⁷⁰ A köznap nyelvben – helytelenül – ez a berendezés Pitot-cső néven ismert. Sokszor keverik a használatát, mivel az angol irodalom is csak *Pitot tube* néven említi, pedig helyesen *Pitot-static tube* vagy

a különböző nyomások bevezetése a barometrikus műszerekbe: a sebességmérőbe, a magasságmérőbe és a variométerbe.

Repüléselméleti alapok

Az áramló közeg törvényszerűségeivel és az áramlásba helyezett testekre ható erőkkel foglalkozó tudományt aerodinamikának nevezzük. A megfordíthatóság elvét felhasználva – azaz mindegy, hogy a test áll és a közeg mozog (szélcsatorna); vagy a közeg áll és a test mozog (repülőgép repülése) – vizsgáljuk meg a repülőgépek áramlási viszonyait. Az áramlás, az áramlási tér sebességviszonyainak megjelenítésére, leírására az áramvonalak⁷¹ összességéből álló áramképet, az áramfelületet⁷² és az áramcsövet⁷³ (24. ábra) használhatjuk.⁷⁴



24. ábra: Az áramlás megjelenítése, leírása a) áramkép; b) áramfelület; c) áramcső segítségével

Forrás: www.repulestudomany.hu/folyoirat/2016_3/2016-3-11-0354_Bekesi_Laszlo.pdf

Az áramlástan alaptörvényei

Az áramlástan tárgyaként a folyadékok és gázok egyensúlyát és mozgását vizsgáljuk. Az áramló közegek viselkedésének megismeréséhez szükségünk van olyan változókra, amelyekkel jellemezni tudjuk az áramlásokat. A levegő mint közeg jellegzetes mozgás-

Prandtl tube lenne. Így valójában, ha statikus nyílással is rendelkezik a mérőeszköz, akkor teljes-statikus cső (*Pitot-static tube*) kifejezés használata a helyes.

⁷¹ Áramvonal: a sebességvektorok burkológörbéje egy adott időpillanatban.

⁷² Áramfelület: tetszőleges térgörbéből kiinduló áramvonalak összessége.

⁷³ Áramcső: zárt görbére (ami nem áramvonal) illeszkedő áramvonalak összessége. Ennek palástján nem lép ki vagy be anyag, mert nincs ilyen irányú sebességkomponens.

⁷⁴ Békési László: A pilóta nélküli légi járművekkel kapcsolatos alapismeretek. *Repülésstudományi Közlemények*, 28. (2016), 3. 159–176.

formája az áramlás. Az áramlás intuitív mechanikai fogalom, amely a teret hézagok nélkül kitöltő közeg folytonos deformációinak végtelen sora.⁷⁵

Az áramlástan három alaptörvénye:

1. folytonosság (continuitás) egyenlet;
2. Bernoulli-tétel;
3. impulzus tétel.

A teljes-statisztikus rendszer működésének megértése szempontjából a továbbiakban csak a Bernoulli-tételt ismertetem.

Bernoulli-tétel

A mechanikai energiamegmaradás törvényét fejezi ki áramló sűrűdésmentes közegre. A levegő helyzeti energiáját a statikus, míg mozgási energiáját a dinamikus nyomás jellemzi. A mozgási energia a nyomás és a sebesség függvénye.

$$P + \frac{1}{2}\rho v^2 = \text{állandó} = P_{\text{össz.}}$$

ahol: P – statikus nyomás;
 $P_{\text{össz}}$ – teljes nyomás (össznyomás);
 ρ – a levegő sűrűsége kg/m³;
 v – az áramlás sebessége m/s.

Ez az egyenlet ebben a formában akkor érvényes, ha a közeg összenyomhatatlan, ami azt jelenti, hogy a sűrűség ρ , állandó. Ez a feltételezés nagyobb sebességeken nem állja meg a helyét. Az $\frac{1}{2}\rho v^2$ kifejezés reprezentálja a mozgási energiát, amelynek mértékegysége nyomás típusú. Ezt dinamikus nyomásnak nevezik, és általában a jelölése: q

$$q = \frac{1}{2}\rho v^2 \text{ [Pa]}$$

Mivel a sűrűséget konstansnak feltételezzük, a statikus nyomás és az áramlás sebessége között az alábbi összefüggés van: nagy sebességnél kicsi a nyomás, alacsony sebességnél nagy a nyomás.

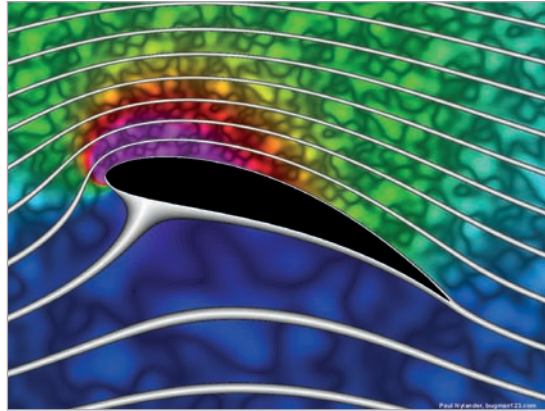
Egy olyan légrészben, ahol a repülőgép nem zavarja meg az áramlást, ott a helyi nyomás megegyezik a statikus nyomással. Tehát a statikus nyomás a zavartalan áramlás nyomása.

Ha a repülőgép mozog a közegben, az áramlás sebessége meg fog egyezni a repülőgép sebességével, de ellentétes irányú lesz.

⁷⁵ Békési (2016) i. m.

Ha jobban megvizsgáljuk ezt a helyzetet, láthatjuk, hogy az áramlás iránya, sebessége és nyomása a gép körül minden ponton más. Ezen pontok mindegyikén érvényes a Bernoulli-törvény, és az áramlás sebessége kiszámítható, ha tudjuk a nyomást, és fordítva.⁷⁶

Ha rajzolunk egy szárnyprofilat a körülötte lévő áramlási képpel (25. ábra), akkor az áramlást áramvonalak reprezentálják. Van egy áramvonal, amely a szárnyprofilon fejeződik be, a pontot, ahol befejeződik, torlópontnak nevezzük. Ezen a ponton az áramlás sebessége zérus és a nyomás a lehető legnagyobb, ami a repülőgép körül lehetséges ezen az adott repülési sebességen. Ezt a nyomást torlóponthi nyomásnak nevezzük.



25. ábra: Áramlási kép

Forrás: www.bugman123.com/FluidMotion/Joukowski-large.jpg

Tehát azt mondhatjuk, hogy a torlóponthi nyomás az áramló közeg nyomása, amikor a közeget álló helyzetre fékezték.

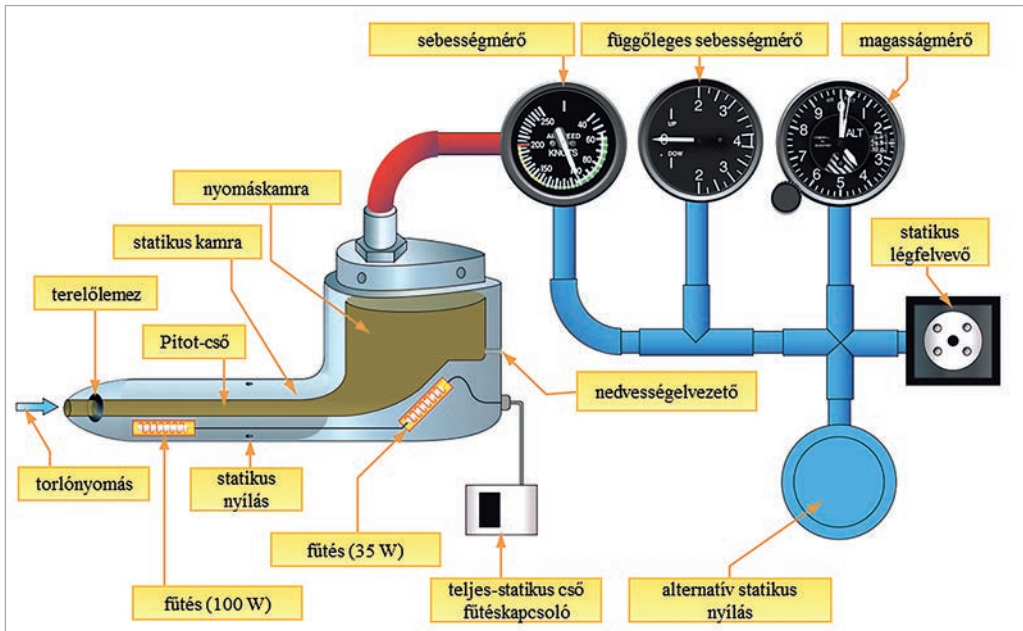
A Bernoulli-törvényéből következik, hogy az egyenletben lévő állandó megegyezik az össznyomással. Nemcsak a torlópontban, hanem az áramlás bármely pontjában és az áramlásban elérhető legnagyobb nyomást jelenti. A teljesnyomás, azaz a statikus és dinamikus nyomás összege az áramlás bármely pontjában egyenlő:

$$P_T = P_s + q$$

ahol: P_T – teljes nyomás (össznyomás);
 P_s – statikus nyomás.

Mind az össznyomás és a statikus nyomás mérhető és átvihető műszerekre, amelyek képesek ezután sebességgé, magassággá vagy függőleges sebességgé alakítani ezt. Ilyen rendszer a Pitot-statikus rendszer (26. ábra), a manometrikus rendszer vagy az air data rendszer.

⁷⁶ Instrumentation (2010) i. m.; Nemes (1979) i. m.; Békési (2016) i. m.; Pallett (1992) i. m.



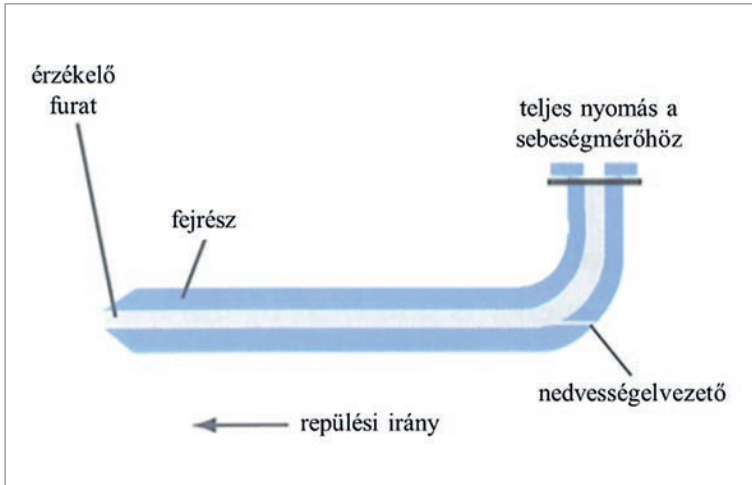
26. ábra: A Pitot-statikus rendszer és -műszerek

Forrás: https://miro.medium.com/max/700/0*nmRFu8brSR-V_oaA alapján a szerző szerkesztése

Össznyomás mérése

Az össznyomást Pitot-csővel mérik (lásd 27. ábra). A Pitot-cső minden esetben a levegő áramlásával párhuzamosan kerül elhelyezésre (a nyitott vége az áramlás irányába néz), olyan helyen, ahol az áramlás semmiképpen nem turbulens. Kisrepülőgépeknél a legtöbb esetben a szárnyon (a belépő élen vagy szárny alsó felületén) kap helyet, de találkozhatunk a törzs valamely pontján kiépített Pitot-csővel is. Annak érdekében, hogy biztosítani lehessen, hogy a Pitot-csőnél az áramlás zavartalan és lamináris, a szubsónikus repülőgépeken a törzsön az orr-rész közelében, a szárny alatt helyezik el. Szupersónikus repülőgépek esetén egy hosszú csőben helyezik el az orr-rész elején.⁷⁷

⁷⁷ Instrumentation (2010) i. m.; Instrumentation JAA ATPL Training. Jeppesen Sanderson Inc., 2004. Online: <http://clubaereoquillota.cl/wp-content/uploads/2015/07/instruments.pdf>; Instrumentation ATPL CAE Oxford (2014) i. m.; Aircraft general knowledge 4. Instrumentation (2008) i. m.; Fábíán András: PPL kézikönyv. Repülőgép-vezetés elmélete. Budapest, magánkiadás, 2010. 117–126.



27. ábra: Pitot-cső

Forrás: Instrumentation. Nordin AS, Sandefjord, 2010. Fig. 2.2 alapján a szerző szerkesztése

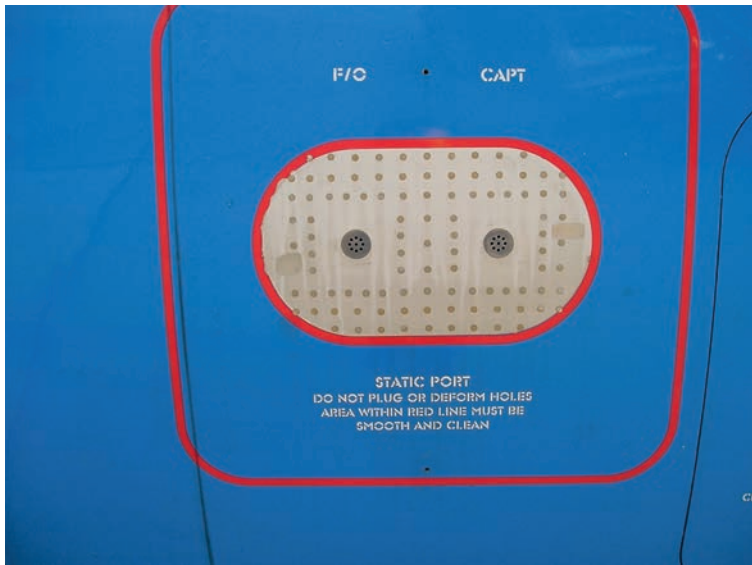
A Pitot-cső két részre tagolódik: egy csonkra és egy fejrészre. Jegesedési viszonyok esetén a jég lerakódása jelentősen ronthatja működését, de akár el is zárhatja, ezért a korszerű repülőgépeken a Pitot-cső mind a két része elektromosan fűthető. A csonk biztosítja, hogy a mérő csővezeték, amely a fejrészben található, a határrétegen kívül helyezkedjen el. A csővezeték úgy van kialakítva, hogy széles állásszögtartományban tudjon mérni. Az eszköz az össznyomást méri és vezeti el a műszerekhez. A Pitot-csőbe jutó nedvesség elvezetését egy erre kialakított nyílás biztosítja. Az apró elvezető cső a víz műszerbe való bejutását hivatott megakadályozni. Egyes repülőgépeken a rendszerbe jutott víz gyűjtésére és eltávolítására külön (általában a műszerfal mögött) beépített ülepítő rendszer található.

A fűtés bekapcsolása nem befolyásolja a mért nyomás értékét. Ha a levegő zárt térben van, és azt melegítjük, akkor a nyomás növekedni fog. A Pitot-cső nem zárt, így a fűtés általi nyomásnövekedés ki tud egyenlítődni. Érvelhetnek azzal, hogy a melegebb levegő nyomása nagyobb kell hogy legyen, és sűrűsége pedig kisebb, mint a hidegebbé, de jelen esetben a levegő szenzor előtti sűrűsége okozza a nyomásváltozást, azt pedig a fűtés nem befolyásolja.⁷⁸

Statikus nyomás mérése

A Pitot-statikus rendszer működéséhez a statikus nyomás mérésére is szükség van, amely a statikus légfelvevőn (más néven: statikus porton, nyíláson) keresztül történik (lásd 28. ábra).

⁷⁸ Instrumentation (2010) i. m.; Fábíán (2010) i. m.



28. ábra: Statikus portok

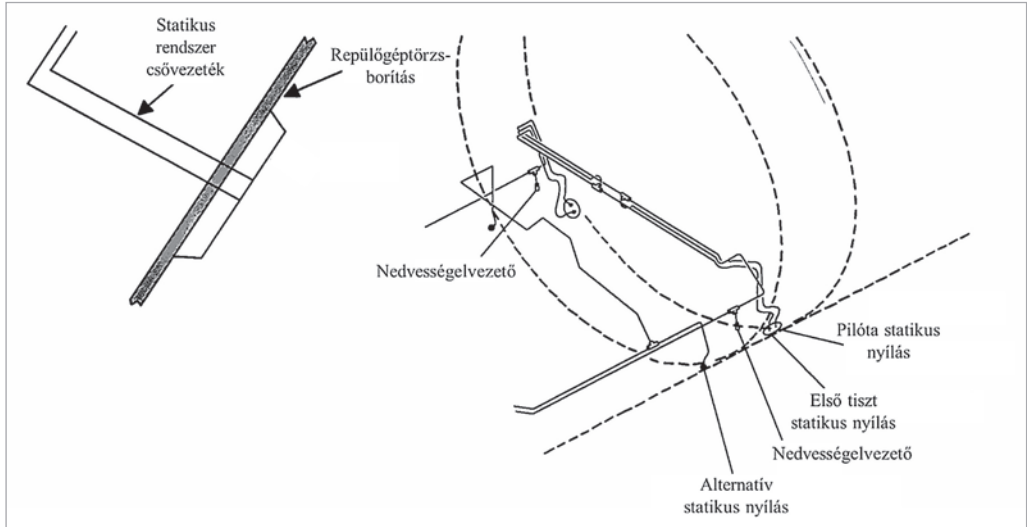
Forrás: <https://qph.fs.quoracdn.net/main-qimg-d41d22700fde5c4d5231c510cadd1c76-c>

Kisebbs repülőgépeken általában csak egy, de egyébként akár több statikus port is kiépítésre kerülhet a törzsen, szintén olyan helyen, ahol az áramlás lehetőleg zavartalan és az áramlás irányára merőleges helyzetben. A statikus nyílás(ok) akkor van(ak) optimálisan elhelyezve, ha minden repülési helyzetben és minden sebességen biztosítja(ják) a pontos statikus nyomás mérését. Ez sajnos rendszerint nem lehetséges (több más hibalehetőség mellett), ennek köszönhető a barometrikus műszerek pontatlansága.⁷⁹

A géptörzs legelőnyösebb részein van elhelyezve, ahol az áramlás a leginkább zavartalan. FL290 és FL410 között, ahol csökkentett vertikális elkülönítési minimum (Reduced Vertical Separation Minima – RVSM) van, különleges követelmények vannak ezzel szemben. Az egyik ilyen követelmény a portok körüli felületek felületi érdességére vonatkozik. A 28. ábrán látható, hogy ezeket a négyszög alakú területeket pirossal megjelölik, és általában nem is festik le őket. Egy elektromos fűtő egység akadályozza meg a jegesedést. A repülőgépeken általában két összekapcsolt statikus port található a törzs két oldalán, ami lehetővé teszi a repülőgép csúszása által okozott nyomáskülönbség kiegyenlítését (29. ábra). A tervezők a prototípus fejlesztése alatt pontosan meghatározzák ezeknek a portoknak a helyét.⁸⁰

⁷⁹ Fábián (2010) i. m.; Békési Bertold: Attitude instrument flying in helicopters. *Repüléstudományi Közlemények*, 22. (2010), 2. 209–216.

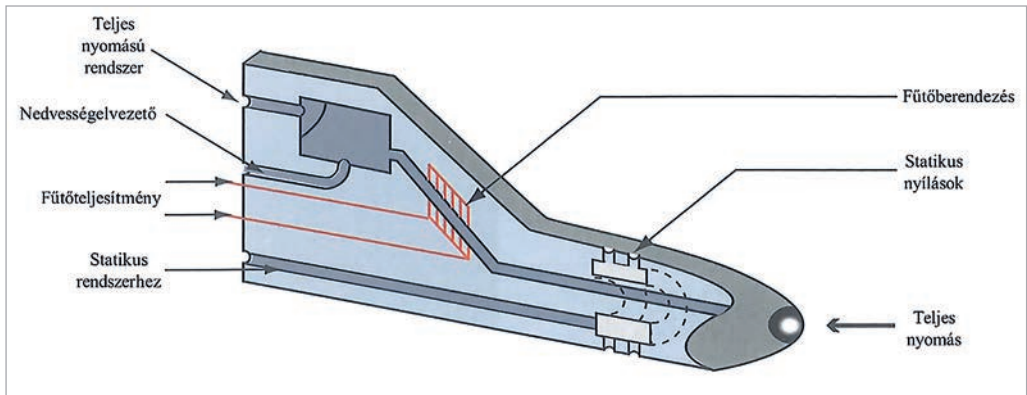
⁸⁰ Instrumentation (2010) i. m.; *Aircraft pressure measuring instruments*. Online: www.aircraftsystems-tech.com/2017/06/pressure-measuring-instruments.html



29. ábra: Összekapcsolt statikus portok

Forrás: <http://clubaereoquillota.cl/wp-content/uploads/2015/07/instruments.pdf> alapján a szerző szerkesztése

Minél több statikus nyílás kerül kiépítésre, annál nagyobb a lehetősége a pontos mérésnek. Azt a csövet, amelyen egyben megtalálható a statikus légfelvevő is Pitot-statikus csőnek nevezzük (30. ábra).



30. ábra: Pitot-statikus cső

Forrás: Instrumentation. Nordian AS, Sandefjord, 2010. Fig. 2.4 alapján a szerző szerkesztése

A fő statikus port(ok) mellett számos repülőgépen helyet kap egy, a kabinban található alternatív statikus nyílás is (31. ábra), amely a külső légfelvevő(k) meghibásodása (eldugulása) esetén biztosítja a statikus nyomást a rendszerben. A repülőgép-vezető a kabinban található csappal hozhatja működésbe. Repülés közben a kabinnyomás a külső stati-

kus nyomásnál valamivel alacsonyabb, ezért ha a rendszer az alternatív statikus porton keresztül kapja a statikus nyomást, kisebb pontosságra számíthatunk.⁸¹



31. ábra: Alternatív statikus nyílás

Forrás: www.aopa.org/-/media/Images/Legacy/AOPA/Pilot/1509p/1509p_tecnam_004.jpg?mw=1200&mh=675&as=1&hash=5D656369AF449709BEFCB8138C5C61EB

A műszerekhez tartozó csővezetékek, csatlakozók és elágazások

A teljes-statikus-cső/statikus portok és a megfelelő műszer közötti kapcsolatot rozsdamentes fém csövekkel vagy hajlékony csővezetékekkel oldják meg. A vezetékek legalacsonyabb pontjára vízleeresztő van beszerelve. Ezeket időnként meg kell nyitni, hogy a kondenzációból származó folyadék eltávozzon a vezetékekből. Csekély mennyiségű víz a rendszerben nem akadályozza a nyomás mérését. Az elektromos fűtőegység a repülőgép energiaellátó rendszerére van csatlakoztatva, annak érdekében, hogy megakadályozza a csövek eljégesedését, ami meggátolná a légáramlást.

Amikor nyomásváltozás történik a statikus portnál vagy a teljes-statikus csőnél, a változást ki kell jelezni a rendszer másik oldalán, a műszernél. Mivel a műszernél a nyomás nem fog azonnal változni, így késés lesz a rendszerben. Hogyha a statikus rendszer késése jócskán eltér a teljes rendszer késésétől, azon műszerek, amelyek egyszerre mindkét adatot használják, mint a sebességmérő, különös dolgokat produkálhatnak, amikor a statikus nyomás változik. Mivel a statikusnyomás-változást mindkét rendszer méri (össznyomás és statikus nyomás), a sebességmérő indokolatlan mozgásba kezdhet a különböző késések miatt. Némelyik nagy repülőgépen a késést úgy küszöbölik ki, hogy a pneumatikus jelet elektronikussá alakítják az érzékelő közelében, és ezt az elektronikus jelet továbbítják a műszerekhez.

A repülőgép földi tárolása során a Pitot-csövet egy arra alkalmas sapkával (takaróval) védeni kell a szennyeződésektől (por, nedvesség, rovarok stb.). A Pitot-takaró általában jól látható piros vagy sárga jelzéssel van ellátva, emlékeztetve a repülőgép-vezetőt arra, hogy repülés előtt eltávolítsa azt. A repülés előtti ellenőrzések során meg kell győződnünk arról, hogy a Pitot-cső sérülésmentes-e, valamint hogy a cső nyílása és a statikus nyílás(ok)

⁸¹ Instrumentation (2010) i. m.

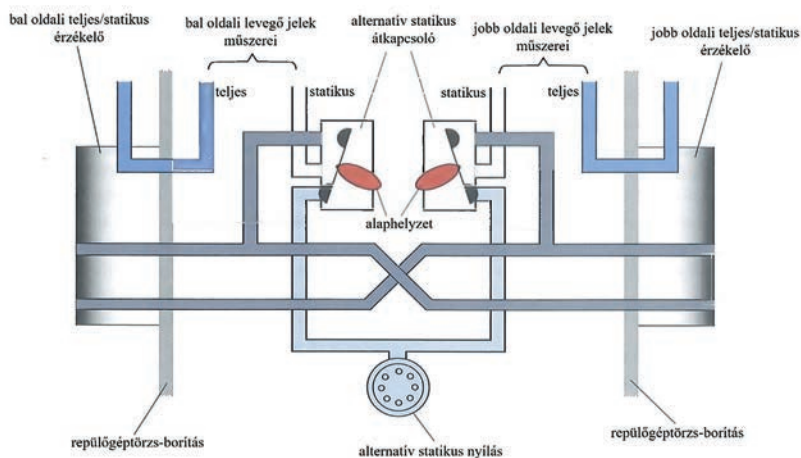
nincsenek-e eldugulva. Mindezt csak szemrevételezéssel tegyük, a Pitot-csőbe befűjnyi tilos, mert a rendszerben található műszerek nagyon érzékenyek és meghibásodhatnak.⁸²

A Pitot-statikus rendszer felépítése

A kis repülőgépeken többnyire egy Pitot-statikus rendszer található, míg közepes és nagy gépeken legalább kettő van.

Kis repülőgépek Pitot-statikus rendszere

Általában egy fűtött Pitot-cső és kettő összekapcsolt, nem fűtött statikus port található (lásd 32. ábra). Egy útválasztó szelep lehetővé teszi egy pót statikus port használatát, amelyet nem túlnyomásos kabin esetén a kabinban szoktak elhelyezni. Repülés közben a kabinban lévő nyomás kissé alacsonyabb, mint a statikus nyomás, a Venturi-hatás miatt. Ha a pót statikus port kerül kiválasztásra, az összes statikus nyomást használó műszer kijelzése megváltozik. Ha a kabinnyomást alkalmazzuk statikus nyomásként, akkor a műszerekhez küldött nyomás alacsonyabb lesz, a magasságmérő többet fog mutatni, a sebességmérő többet fog mutatni, és a variométer pillanatnyi emelkedést fog mutatni. Ilyen esetben alkalmazandó korrekciós értékeket az üzemeltetési utasításban találunk. Hermetizált kabinú repülőképeknél a pót statikus nyílás az eredeti közelében helyezkedik el.⁸³



32. ábra: Kis repülőgép rendszere

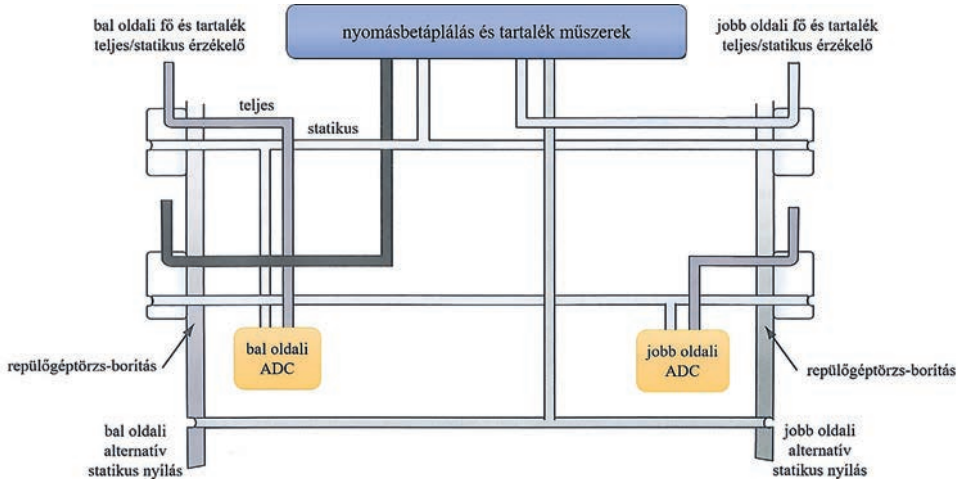
Forrás: Instrumentation. Nordan AS, Sandefjord, 2010. Fig. 2.5 alapján a szerző szerkesztése

⁸² Instrumentation (2010) i. m.

⁸³ Instrumentation (2010) i. m.

Nagy repülőgépek Pitot-statikus rendszere

A nagy utasszállító repülőgépek Pitot-statikus rendszerére példa a 33. ábrán látható. Ez a rendszer négy Pitot-statikus és egy pót statikus rendszerből áll.



33. ábra: Utasszállító repülőgép alternatív statikus porttal ellátott rendszere

Forrás: Instrumentation. Nordan AS, Sandefjord, 2010. Fig. 2.6 alapján a szerző szerkesztése

Rendszerhibák és megoldásaik

Minden műszernek négy alapvető hibája lehet:

- beépítési;
- manőverezési;
- eltömődési és szivárgási;
- műszer (mechanikai).

Beépítési (helyzeti) hiba

Ez a statikus port elhelyezéséből ered. Pontos értéket csak egyetlen repülési helyzetben biztosít. A hiba mértéke változik a Mach-szám, a sebesség (ASI⁸⁴), az állásszög (α), a gép konfigurációja (fékszárny, futók) és a talajhatás változásával. Az alkalmazandó korrekciót a repülőgép üzemeltetési utasításában tüntetik fel, vagy a levegő jelek számítógysége (ADC⁸⁵) által vannak kompenzálva.⁸⁶

⁸⁴ Airspeed indicator.

⁸⁵ Air data computer.

⁸⁶ Instrumentation (2010) i. m.

Manőverezési hiba

Hiba léphet fel manőverezés, mint magasságváltoztatás, csúszás, nem koordinált fordulózás közben, amit a statikus portban fellépő dinamikus változás okoz. A megzavart áramlás véletlenszerű kijelzéseket eredményez a műszereken, ami így megbízhatatlanná teszi azokat. Ezt a problémát, részben, a törzs mindkét oldalára helyezett statikus portok alkalmazásával lehet kiküszöbölni.⁸⁷

Eltömődés és szivárgás

A statikus nyílások és a teljes-statikus csövek eltömődhetnek, vagy szivároghatnak. A víz bejutásának káros hatását a leeresztő csap használatával lehet orvosolni, de a nagyon intenzív csapadékkal ez sem tud megbirkózni, mert ahhoz, hogy a víz távozzon a rendszerből, a leeresztőt meg kell nyitni. Kis mennyiségű víz nem okoz problémát a nyomás mérésben, de ha megfagy, gátolhatja az áramlást, és akár a csővezetékek repedését is előidézheti.

A vezetékekbe jutó homok, vulkáni hamu, rovarok stb. úgyszintén a rendszer eltömődéséhez vezethet, illetve a takarításnál használt takarók vagy fedők is okozhatnak problémát, ha elfelejtik eltávolítani azokat.

Az eltömődéstől a rendszerben lévő levegő beszorul, és a nyomása nem változik. Lassú nyomásváltozás bekövetkezhet szivárgás vagy a hőmérséklet változása miatt.

Apró rés a csővezeték hálózatban nem okoz változást a műszer kijelzésében, mert az ott kiszivárgó kis mennyiségű levegő pótlódik a jóval nagyobb mérőnyíláson. A szivárgásvizsgálat a karbantartás rutinfeladata.

A nagyobb rések (vagy kis rés, ha a levegő beszorult) hatása a nyomáskülönbségtől függ. Ha a szivárgás egy túlnyomásos kabinban található, a nyomáskülönbség negatív. Ez azt jelenti, hogy a csővezetékben alacsonyabb a nyomás, mint körülötte. Az össznyomás nagy magasságon, utazósebességgel haladva alacsonyabb, mint a kabinnyomás, amikor a kabinmagasság 8000 lábnak (~2440 m) felel meg.⁸⁸

Műszerhiba

Ez nem kifejezetten a Pitot-statikus rendszer hibája, hanem minden nyomásmérő műszeré. Ez a hiba a gyártási tűrések és tervezési gyengeségek miatt alakul ki. A műszerhibát a műszer kalibrálásával a legtöbbször meg lehet szüntetni.

⁸⁷ Instrumentation (2010) i. m.

⁸⁸ Instrumentation (2010) i. m.; Instrumentation. JAA ATPL (2004) i. m.

Összefoglalás

A repülés fejlődésével a rendszerek rohamosan fejlődtek funkcióikban és komplexitásukban is. Közülük is kiemelkednek az avionikai rendszerek, amelyek az alapvetően elektronikai elven működő rendszerek. Általában a repülési műszereket, kijelzőket, illetve a különböző vezérléseket, szabályzásokat megvalósító eszközöket értjük rajta.

A tanulmányban a Repülési ismeretek II., Repülőgépek műszerei és elektromos berendezései, valamint a Katonai légi járművek fedélzeti műszerrendszerei című tantárgyakon belül a műszerfalakkal, azok kialakulásával foglalkoztam, és a teljes-statikus nyomásrendszert érintettem. Később megjelenő tudományos cikkekben tovább folytatom a többi nagyon fontos tananyagrészt bemutatását (sebességmérő, magasságmérő, függőleges sebességmérő, Mach-mérő, giroszkóp, pörgettyűs irányjelző, műhorizont, elfordulás- és csúszásjelző, inerciális navigációs rendszer, vezérlő és kijelző egység, rádió magasságmérő, elektronikus repülési műszerrendszer, repülést vezérlő rendszer, repülésirányítás-rendszer, automatikus repülésvezérlő rendszer, repülésfigyelmeztető rendszer, hajtómű- és fedélzeti rendszerek adatkijelzését integráló és személyzetfigyelmeztető rendszer, központi elektronikus légijármű-felügyeleti rendszer stb.). Az előzőekben felsoroltakból is jól látszik, hogy milyen sokféle azon tantárgyak tananyagrésze, amellyel a BSc (légijármű-vezető, repülőműszaki) képzésben részt vevő hallgatóknak meg kell ismerkedniük az egyes szakmai tantárgyak kapcsán.

A felhasznált szakirodalmi művek tanulmányozásakor, felhasználásakor figyelembe vettem azt is, hogy a légijármű-vezetők egy esetleges ATPL⁸⁹ elméleti vizsga sikeres teljesítéséhez melyek azok a könyvek, kiadványok, amelyek ezen követelményeket lefedik, valamint szükségesek a tantárgy megértése és teljesítése szempontjából.

A repülés területén gyakran előfordulnak rövidítések, így a tananyagokban is. Annak érdekében, hogy ezeket a hallgatók hatékonyabban alkalmazhassák, az avionika szakterülethez tartozókat összegyűjtöttem és betűrendbe szedtem. A rövidítések jelentését nem oldottam fel, mivel a légi közlekedésben, a repülőműszaki szakterületen dolgozók általában a műszerek és berendezések angol elnevezéseit használják.

Felhasznált irodalom

- A folyadékkristályok. Online: www.kislexikon.hu/folyadekkristalyos_kijelzo.html#ixzz6d7tiPluN
Aircraft general knowledge 4. Instrumentation. 4th Edition. Jeppesen, Oxford Aviation Services Limited, 2008. Online: <https://kupdf.net/downloadFile/58f098e3dc0d605c43da983a>
Aircraft pressure measuring instruments. Online: www.aircraftsystemstech.com/2017/06/pressure-measuring-instruments.html
 Az EASA CS 25.773 és az FAA FAR 25.773 rendeletek. Certification specifications for large aeroplanes CS-25. European Aviation Safety Agency. 5 September 2008. Online: www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/agency-measures-docs-certification-specifications-CS-25-CS-25-Amdt-5.pdf

⁸⁹ Airline transport pilot licence – közforgalmi pilóta szakszolgálati engedély.

- Az LCD (folyadékkristályos kijelző). Online: https://forgos.uni-eszterhazy.hu/wp-content/tananyagok/tamop/mediumismeret_I/26_10/313_az_lcd_folyadkkristlyos_kijelz.html
- Békési Bertold: Attitude instrument flying in helicopters. *Repüléstudományi Közlemények*, 22. (2010), 2. 209–216. Online: http://epa.oszk.hu/02600/02694/00052/pdf/EPA02694_rtk_2010_2_Bekesi_Bertold_1.pdf
- Békési László: A pilóta nélküli légi járművekkel kapcsolatos alapismeretek. *Repüléstudományi Közlemények*, 28. (2016), 3. 159–176. Online: www.repulestudomany.hu/folyoirat/2016_3/2016-3-11-0354_Bekesi_Laszlo.pdf
- Beneda Károly – Gáti Balázs – Hátori György – Óvári Gyula – Rácz János: *Repülőgépek rendszerei és avionika*. Egyetemi tananyag. Budapest, Typotex, 2012.
- Bíró Zoltán – Bitay Enikő – Kakucs András – Filep Emőd: *A dilatométer korszerűsítése jel-feldolgozó rendszerrel ellátva*. Fialat műszakiak tudományos ülésszaka XVII. Kolozsvár, 2012. március 22–23. 43–46. Online: https://eda.eme.ro/bitstream/handle/10598/15480/17_FMTU2012_BIRO_Zoltan_BITAY_Eniko_KAKUCS_Andras_FILEP_Emod_43-46oldv.pdf?sequence=3&isAllowed=y
- Fábián András: *PPL kézikönyv. Repülőgép-vezetés elmélete*. Budapest, magánkiadás, 2010. 117–126.
- Fekete Róbert Tamás – Antal Ákos – Tamás Péter – Décsei-Paróczi Annamária: *3D megjelenítési technikák*. 5. fejezet Klasszikus és Modern megjelenítési technikák. BME MOGI, 2014. Online: http://moodle.autolab.uni-pannon.hu/Mecha_tananyag/3D_megjelenitesi_tech-nikak/ch05.html#ch-V.4
- Instrumentation ATPL Ground Training Series*. CAE Oxford Aviation Academy (UK), 2014. Online: https://vk.com/doc295496974_438639456?hash=7ed6dbd121b9cb92dc
- Instrumentation JAA ATPL Training. Jeppesen Sanderson Inc., 2004. Online: <http://clubaereoquillota.cl/wp-content/uploads/2015/07/instruments.pdf>
- Instrumentation*. Nordian AS, Sandefjord. 6th Edition. 2010. Online: www.nordian.net/REPOSITORY/104_easa_instrumentation_demo.pdf
- Kuphaldt, Tony R.: *Electric circuits. Selsyn (synchro) motors*. Chapter 13 – AC Motors. Online: www.allaboutcircuits.com/textbook/alternating-current/chpt-13/selsyn-synchro-motors/
- Különbség az LVDT és az RVDT között. Online: <https://illustrationprize.com/hu/53-difference-between-lvdt-amp-rvdt.html>
- Marquet, Gilles – Vincent Sibelle – Maurice Garnier: *Are you properly seated?* Airbus S.A.S., January 2018. Online: <https://safetyfirst.airbus.com/are-you-properly-seated/>
- Moir, Ian – Allan Seabridge – Malcolm Jukes: *Civil avionics systems*. 2nd edition. John Wiley & Sons Ltd., 2013.
- Nemes István: *Fedélzeti műszerek és műszerrendszerek I*. Budapest, Műszaki, 1979.
- Pallett, E. H. J.: *Aircraft instruments & integrated systems*. Prentice Hall, Pearson, 1992.
- Pokorádi László: *Áramlástan*. Elektronikus jegyzet. Debrecen, 2002. Online: <http://uni-obuda.hu/users/pokoradi.laszlo/aramlastan.pdf>
- Rotációs változó differenciál transzformátor – Rotary variable differential transformer. Online: https://hu.qaz.wiki/wiki/Rotary_variable_differential_transformer

Rövidítések⁹⁰**A**

a/c	Aircraft
A/D	Analog to Digital
A/S	Air Speed
ABAS	Aircraft-Based Augmentation System
ABS	Automatic Braking System
ABV	Above
AC	Alternating Current
ACARS	ARINC Communications and Reporting System
ACAS	Airborne Collision Avoidance System
ACC	Area Control Centre
ACE	Actuator Control Electronics
ACMS	Aircraft Condition Monitoring System
ACP	Audio Control Panel
ACS	Audio Control System
ADAHRS	Air Data and Attitude Heading Reference System
ADC	Air Data Computer
ADC	Analogue to Digital Conversion/Converter
ADF	Automatic Direction Finding
ADI	Aircraft Direction Indicator
ADI	Attitude Director Indicator
ADIRS	Air Data & Inertial Reference System
ADIRU	Air Data and Inertial Reference Unit (B777)
ADM	Air Data Module
ADS	Air Data System
ADS	Automatic Dependent Surveillance
ADS-A	Automatic Dependent Surveillance-Address
ADS-B	Automatic Dependent Surveillance-Broadcast
AFCS	Automatic Flight Control System
AFD	Autopilot Flight Director
AFDC	Autopilot Flight Director Computer
AFDS	Autopilot Flight Director System
AFDX	Aviation Full Duplex
AFIS	Airborne Flight Information System
AFIS	Automatic Flight Information Service
AFM	Aircraft Flight Manual
AFS	Automatic Flight System
AGACS	Automatic Ground-Air Communications System
AGC	Automatic Gain Control

⁹⁰ Moir (2013) i. m.; Instrumentation (2010) i. m.; Pallett (1992) i. m.; saját jegyzetek.

AGDL	Air-Ground Data Link
AGL	Above Ground Level
AGS	Automatic Gain Stabilization
AH	Artificial Horizon
AHC	Attitude Heading Control
AHRS	Attitude and Heading Reference System
AI	Attitude Indicator
AIDS	Aircraft Integrated Data System
AIMS	Aircraft Information Management System (B777)
ALC	Automatic Level Control
ALS	Automatic Landing System
ALT Hold	Altitude Hold Mode
ALT	Altimeter
ALT	Altitude (Barometric)
ALTS	Altitude Select
ALU	Arithmetic Logic Unit
AM	Amplitude Modulation
AMLCD	Active Matrix Liquid Crystal Display
AMS	Air Management System
AMSL	Above Mean Sea Level
ANC	Active Noise Cancellation
ANN	Annunciator (caution warning system normally containing visual and audio alerts to the pilot)
ANR	Active Noise Reduction
ANT	Antenna
AoA	Angle of Attack
AOC	Aeronautical Operational Control
AOM	Aircraft Operating Manual
AOP	Airport Operating Plan
AP	Automatic Pilot
APC	Auto Pilot Computer
APFDS	Auto Pilot and Flight Director System
APM	Aircraft Personality Module
APMS	Automatic Performance and Management System
APP	Approach
APS	Auto Pilot System
APU	Auxiliary Power Unit
AR	Authorisation Required
AR	Authority Requirements
ARINC	Aeronautical Radio Incorporated
ASA	Autoland Status Annunciator
ASCB	Avionics Standard Communications Bus (Honeywell)
ASCI	American Standard Code for Information Interchange

ASD	Aircraft Situation Display
ASDL	Aeronautical Satellite Data Link
ASI	Airspeed Indicator
ASIC	Application-Specific Integrated Circuit
ASPCU	Air Supply and Pressure Control Unit
ASR	Airport Surveillance Radar
ASU	Avionics Switching Unit
AT	Auto-throttle
AT/SC	Auto Throttle/Speed Control
ATA	Air Transport Association
ATC	Air Traffic Control
ATCRBS	Air Traffic Control Radar Beacon System
ATCT	Air Traffic Control Tower
ATCSS	Air traffic Control Signalling System
ATE	Automatic Test Equipment
ATI	Air Transport Indicator
ATIS	Automated Terminal Information Service
ATM	Air Traffic Management
ATN	Aeronautical Telecommunications Network
ATPL	Airline Transport Pilot Licence
ATR	Air Transport Radio
ATS	Air Traffic Services
ATS	Auto Throttle System
ATSU	Air Traffic Storage/Service Unit – Airbus unit to support FANS
AUT	Automatic
AUX	Auxiliary
AWACS	Airborne Warning and Control System

B

BAR	Barometric indication, setting or pressure
BAT	Battery
BC	Bus Controller
BCD	Binary Coded Decimal
BDI	Bearing Distance Indicator
BGAN	Broadcast Global Area Network
BIT	Built-in-test
BITE	Built in Test Equipment
BLC	Battery Line Contactors
BPCU	Bus Power Control Unit
bps	bits per second
BRG	Bearing
BRNAV	Basic Area Navigation
BTB	Bus Tie Breaker

BTC Bus Tie Contactor

C

C	Centre
CAA	Civil Airworthiness Authority (UK)
CADC	Central Air Data Computer
CAI	Caution annunciator indicator
CANbus	a widely used industrial data bus developed by Bosch
CAPS	Collins Adaptive Processor System
CAWP	Caution and Warning Panel
CAS	Crew Alerting System
CAS	Calibrated Airspeed
CBB	Collective Bar Bias
CCD	Cursor Control Device
CCS	Communications Control System
CCW	CounterClockWise
CDA	Continuous Descent Approach
CDI	Course Deviation Indicator
CDTI	Cockpit Display of Traffic Information
CDU	Control and Display Unit
CDR	Critical Design Review
CF	Constant Frequency
CFIT	Controlled Flight Into Terrain
CFR	Code of Federal Regulations
CG	Centre of Gravity
CHAN	Channel
CLB	Configurable Logic Block
CMCS	Central Maintenance Computing System (Boeing)
CMF	Communication Management Function
CMS	Central Maintenance System (Airbus)
CNS	Communication, Navigation, Surveillance
CNS/ATM	Communication, Navigation, Surveillance/Air Traffic Management
CODEC	Coder/decoder
COM	Command
COMM	Communications Receiver
CONT	Controller
COTS	Commercial Off-the-Shelf Systems
CP	Control Panel
CPIOM	Central Processor Input/Output Module
CPDLC	Controller-Pilot Data Link Communications
CPL	Commercial Pilot Licence
CPS	Cycles per Second
CPU	Central Processing Unit

CRC	Cyclic Redundancy Check
CRDC	Common Remote Data Concentrator (A350)
CRI	Configuration Reference Item
CRT	Cathode Ray Tube
CS	Certification Specification
CSD	Constant Speed Drive
CSDB	Commercial Standard Data Bus
CSEU	Control Systems Electronic Unit
CSMA	Carrier Sense Multiple Access
CSMA/CD	Carrier Sense Multiple Access/Collision Detection
CT	Control Transformer
CTAF	COMMON Traffic Advisory Frequency
CTC	Cabin Temperature Controller
CU	Control Unit
CV/DFDR	Cockpit Voice and Digital Flight Data Recorder
CVR	Cockpit Voice Recorder
CVS	Combined Vision System
CW	Clockwise/ Carrier Wave/Continuous Wave/Caution and Warning
CW/FM	Continuous Wave/Frequency Modulated
CWS	Control Wheel Steering

D

DA	Decision Altitude
DA	Drift Angle
D/A	Digital to Analog
DAC	Digital to Analogue Conversion/Converter
DAD	Data Acquisition Display
DADC	Digital Air Data Computer
DAIS	Digital Avionics Information System
DAP	Downlink of Aircraft Parameters
DCDU	Data Link Control and Display Unit
DC	Direct Current
DCDU	Data-Link Control & Display Unit (Airbus)
DDI	Dual Distance Indicator
DDS	Digital Display System
DEG	Degree
DEV	Deviation
DFCS	Digital Flight Control System
DFDAU	Digital Flight Data Acquisition Unit
DFDR	Digital Flight Data Recorder
DFDRS	Digital Flight Data Recording System
DG	Directional Gyroscope
DGPS	Differential GPS

DH	Decision Height
DI	Digital Interface
DIFCS	Digital Integrated Flight Control System
DISC	Disconnect
DISPL	Displacement
DLR	Data link recorder
DME	Distance Measuring Equipment
DMLS	Doppler Microwave Landing System
DMM	Digital Multi-Meter
DMUX	Demultiplexer
DMU	Data Management Unit
DNC	Direct Noise Cancelling
DoD	Department of Defense (US)
DP	Departure Procedures
DR	Decision Range
DRAM	Dynamic Random Access Memory
DRC	Dual Remote Compensator
DRMC	Direct Reading Magnetic Compass
DTED	Digital Terrain Elevation Data
DSP	Digital Signal Processing
D to A	Digital to Analogue
DTSA	Dynamic Time-Slot Allocation
DU	Display Unit
DUAT	Direct User Access Terminal
DVE	Degraded Visual Environment
DVM	Digital Volt-Meter
DVOR	Doppler VOR

E

E	East
EADI	Electronic Attitude Director Indicator
EAI	Electronic Attitude Indicator
EAS	Equivalent Air Speed
EASA	European Aviation Safety Agency
ECAM	Electronic Centralised Aircraft Monitor
ECB	External Power Contactor
ECC	Error Correcting Code
ECCM	Electronic Counter-Counter Measures
ECM	Electronic Counter Measures
ECS	Environmental Control System
E/D	End of Descent
EDPS	Electronic Data Processing System
E/E	Electrical/ Electronic

EE	Electrical Equipment
EEC	Electronic Engine Control
EEPROM	Electrically Erasable Programmable Read Only Memory
EFB	Electronic Flight Bag
EFCU	Electronic Flight Control Unit
EFD	Electronic Flight Display
EFIS	Electronic Flight Instrument System
EFVS	Enhanced Flight Vision System
EGPWS	Enhanced Ground Proximity Warning System
EGT	Exhaust Gas Temperature
EHF	Extremely High Frequency
EHS	Enhanced Surveillance
EHSI	Electronic Horizontal Situation Indicator
EHSV	Electro-Hydraulic Servo Valve
EICAS	Engine Indicating & Crew Alerting System (Boeing)
EIS	Electronic Instrument System
EL	Elevator
ELAC	Elevator/Aileron Computer (A320)
ELCU	Electrical Load Control Unit
ELEV	Elevation
ELINT	Electronic Intelligence
ELMS	Electrical Load Management System
ELT	Emergency Locator Transmitter
EM	Electromagnetic
EMA	Electromechanical Actuator
EMC	Electromagnetic Compatibility
EMI	Electromagnetic Interference
EMP	Electrical Motor Pump
EMP	Electromagnetic Pulse
EMR	Electromagnetic Radiation
ENC	Electronic Noise Cancelling
ENG	Engine
ENG-CAS	Engine and Crew Alerting System
ENR	Electronic Noise Reduction
EOF	End of Frame
EPC	Electrical Power Contactor
EPLD	Electrically Programmable Logic Device
EPR	Engine Pressure Ratio
EPROM	Electrically Programmable Read Only Memory
EQUIP	Equipment
ERP	Eye Reference Point
ESA	European Space Agency
ESM	Electronic Support Measures

ESS	Essential
ESS	Environmental Stress Screening
ET	Elapsed Time
ETA	Estimated Time of Arrival
ETE	Estimated Time En-route
ETOP	Extended-range Twin-engine Operation
EU	Electronic Unit
EU	European Union
EUROCAE	European Organisation for Civil Aviation Equipment
EVS	Enhanced Vision System (EASA nomenclature)
EXT	Extend
EW	Electronic Warfare

F

F	Fahrenheit
FAA	Federal Aviation Administration
FAC	Flight Augmentation Computer (Airbus)
FADEC	Full Authority Digital Engine Control
FAF	Final Approach Fix
FANS	Future Air Navigation System
FAR	Federal Airworthiness Requirements
FAT	Free Air Temperature
FAWP	Final Approach Waypoint
FBW	Fly-by-wire
FCB	Flight Control Bus
FCC	Flight Control Computer
FCDC	Flight Control Data Concentrator
FCES	Flight Control Electronic System
FCEU	Flight Control Electronics Unit
FCP	Flight Control Panel
FCPC	Flight Control Primary Computer (A330/340)
FCS	Flight Control System
FCSC	Flight Control Secondary Computer (A330/340)
FCU	Flight Control Unit
FD	Flight Director
FDAU	Flight Data Acquisition Unit
FDDI	fibre-Distributed Data Interface
FDEP	Flight Data Entry Panel
FDM	Flight Data Monitoring
FDPS	Flight plan Data Processing System
FDR	Flight Data Recorder
FDRS	Flight Data Recorder System
FDS	Flight Director System

FDU	Flux Detector Unit
F/E	Flight Engineer
FET	field Effect Transistor
FFT	Fast Fourier Transform
FF	Fuel Flow
FG	Flight Guidance
FGS	Flight Guidance System
FGMC	Flight Management & Guidance Computer – Airbus terminology for FMS
FHA	Functional Hazard Assessment
FIFO	First-In, First-Out
FIS-B	Flight Information Services – broadcast
FIM	Fault Isolation Monitoring
FIS	Flight Instrument System
FL	Flight Level
FL CH	Flight Level Change
FLD	Field
FLIR	Forward-Looking Infra-Red
FLTA	Forward-Looking Terrain Avoidance
FMA	Flight Mode Annunciator
FMC	Flight Management Computer
FMCS	Flight Management Computer System
FMCU	Flight Management Computer Unit
FMEA	Failure Modes and Effects Analysis
FMECA	Failure Mode Effects and Criticality Analysis
FMES	Failure Modes and Effects Summary
FMGC	Flight Management Guidance Computer
FMGS	Flight Management & Guidance System
FMGEC	Flight Management Guidance & Envelope Computer (A330/340)
FMGU	Flight Management Guidance Unit
FMCP	Flight Mode Control Panel
FMS	Flight Management System
FMSP	Flight Mode Selector Panel
FMW	Flight Management System Window
F/O	First Officer
FOB	Fuel On-Board
FODTS	Fibre-Optic Data Transmission System
FOG	Fibre-Optic Gyroscope
FOV	Field of View
FPC	Fuel Performance Computer
FPGA	Field Programmable Gate Array
FPM	Flap Position Module
FPM	Ft per minute

FQMS	Fuel Quantity Management System
FREQ	Frequency
FSD	Full Scale Deflection
FSEU	Flap/Slat Electronic Unit
FSF	Flight Safety Foundation
FSK	Frequency Shift Key
FSS	Flight Service Station
FTA	Fault Tree Analysis
FTE	Flight Technical Error
FTP	Foil Twisted Pair
FVC	Frequency-to-Voltage Converter
FWC	Flight Warning Computer
FWS	Flight Warning System
FYDS	Flight director/Yaw damper system

G

GA	General Aviation
GAL	Gallon
Galileo	European equivalent of GPS
GAMA	General Aviation Manufacturer's Association
GBAS	Ground-Based Augmentation System
GB(s)	Generator Breaker(s)
GCAS	Ground Collision Avoidance System
GCB	Generator Control Breaker
GCU	Generator Control Unit
GE	General Electric
GEOS	Geostationary Satellite
GHz	Gigahertz
GIDS	Ground Ice Detection System
GLC	Generator Line Contactor
GLNS	GPS Landing and Navigation System
GLNU	GPS Landing and Navigation Unit
GLONASS	Russian equivalent of GPS (GLObalnaya NAvigatsionnaya Sputnikovaya Sistema)
GLS	GPS Landing System
GLU	GPS Landing Unit
GMT	Greenwich Mean Time
GND	Ground
GNSS	Global Navigation Satellite System
GO	Go Around
GP	Guidance Panel
GPM	Gallons per Minute
GPM	General Processing Module

GPS	Global Positioning System
GPWC	Ground Proximity Warning Computer
GPWS	Ground Proximity Warning System
GS	Ground Speed
G/S	Glide slope
H	
H	Earth's magnetic field
HARS	Heading and Attitude Reference System
HDD	Head-Down Display
HDG	Heading
HDG HOLD	Heading Hold
HDG SEL	Heading Select
HDMI	High-Definition Multimedia Interface
HF	High Frequency
HFDL	High-Frequency Data Link
HFDS	Head-up Flight Display System (Thales)
HGS	Head-up Guidance System (Rockwell Collins)
HI	Heading Indicator
HIRF	High-Intensity Radiated Field
HLD	Hold
HMD	Helmet Mounted Display
HMI	Human–Machine Interface
HOOD	Hierarchical Object-Oriented Design
HPR	High Pressure Rotor
HSD	High-Speed Data
HSI	Horizontal Situation Indicator
HTR	Heater
HUD	Head-Up Display
HVGS	Head-Up Display Visual Guidance System
HVP	Hardware Verification Plan
HVPS	High Voltage Power Supply
H/W	Hardware
I	
IAS	Indicated Airspeed
IAWG	Industrial Avionics Working Group
IAWP	Initial Approach Waypoint
IC	Integrated Circuit
ICAO	International Civil Aviation Organisation
ICD	Interface Control Document
ICU	Instrument Comparator Unit
ID	Identifier

IDG	Integrated Drive Generator
IDENT	Identify/identifier
IDS	Information Display System vagy Integrated Display System
IEEE	Institution of Electrical and Electronics Engineers
IFE	In-flight Entertainment
IFF	Identification Friend or Foe
IFF/SSR	Identification Friend or Foe/Secondary Surveillance Radar
IFOG	Interferometric Fibre Optic Gyro
IFOV	Instantaneous field of View
IFR	Instrument Flight Rules
IFU	Interface Unit
IGSO	Inclined Geostationary Orbit
ILS	Instrument Landing System
IMA	Integrated Modular Avionics
IMC	Instrument Meteorological Conditions
IMU	Inertial Measuring Unit
IN	Inertial Navigation
INCR	Increase
IND	Indicator
InHg	Inches of Mercury
INS	Inertial Navigation System
INV	Static Inverter
I/O	Input/Output
IOM	Input/Output Module
IP	Internet Protocol
IPFD	Integrated Primary Flight Display (Honeywell)
IR	Infra-Red
IRMP	Inertial Reference Mode Panel
IRS	Inertial Reference System
IRU	Inertial Reference Unit
ISIS	Integrated Standby Instrument System
ISA	International Standard Atmosphere
ISO	International Organization for Standardization
ISP	Integrated Switching Panel
ISS	Inertial Sensing System
ITT	Interstage Turbine Temperature
IVS	Instantaneous Vertical Speed
IVSI	Instantaneous Vertical Speed Indicator

J

JAA	Joint Airworthiness Authority
JAR	Joint Airworthiness Requirement
JTIDS	Joint Tactical Information Distribution System

K

KEAS	Knots Equivalent Airspeed
KIAS	Knots Indicated Airspeed
kpbs	kilobits per second

L

LAAS	Local Area Augmentation System
LADGPS	Local Area Differential GPS
LAN	Local Area Network
LAU	Linear Accelerometer Unit
LB(s)	Pound(s)
LBS	Lateral Beam Sensor
LCD	Liquid Crystal Display
LDGPS	Local Area Differential Global Positioning Satellite
LE	Leading Edge
LED	Light Emitting Diode
LF	Low Frequency
LG	Landing Gear
LH	Left Hand
LIM	Limit
LMM	Localizer Middle Marker
LNAV	Lateral Navigation
LPV	Localiser Performance with Vertical Guidance
L/R DVT	Linear/Rotary Differential Variable Transformer
LOC	Localizer
LOM	Localizer Outer Marker
LORAN	Long-Range Navigation
LOS	Line of Sight
LPR	Low Pressure Rotor
LPV	Localizer Performance with Vertical Guidance
LRG	Laser Ring Gyro
LRM	Line-Replaceable Module
LRNS	Long Range Navigation System
LROPS	Long-Range Operations
LRRA	Low Range Radio Altimeter
LRU	Line-Replaceable Unit
LSB	Lower Side Band
LSU	Logic Switching Unit
LVDT	Linear Variable Differential Transformer
LX	Lightning
LWIR	Long Wave Infra-Red

M

M	Mach number
MALU	Mode Annunciation Logic Unit
MAN	Manual
MAP	Manifold Absolute Pressure
MAP	Missed Approach Point
MAP	Mode Annunciator Panel
MAPS	Minimum Aviation Performance Standards
MAT	Maintenance Access Terminal
MAU	Modular Avionics Unit
MB	Marker Beacon
Mbps	Megabits per second
MCBF	Mean Cycles Between Failures
MCDP	Maintenance Control Display Panel
MCDU	Multi-Function Control and Display Unit
MCP	Mode Control Panel
MCT	Maximum Continuous Thrust
MCU	Modular Concept Unit
MDA	Minimum Descent Altitude
MDH	Minimum Descent Height
MDU	Multifunctional Display Unit
MEA	More-Electric Aircraft
MEL	Minimum Equipment List
MEMS	Micro Electro-Mechanical Systems
MEOS	Medium Earth Orbit Satellite
MF	Medium Frequency
MFD	Multifunction Display
MFDS	Multifunction Display System
MHRS	Magnetic Heading and Reference System
MHz	Megahertz
MIC	Microphone
MIDS	Multifunctional Information Distribution System
MILSPEC	Military specification
MIL-STD	Military Standard
MIP	Maintenance Information Printer
MIPS	Million instructions per second
MKB	Multi-function Keyboard
MKP	Multi-function Keypad
MLS	Microwave Landing System
MM	Middle Marker
MMD	Moving Map Display
MMEL	Master Minimum Equipment List
MMR	Multi-Mode Receiver

MNPS	Minimum Navigation Performance Specifications
MOPS	Minimum Operational Performance Standards
MPCD	Multipurpose Control and Display
MPU	Microprocessor Unit
MSA	Minimum Safe Altitude
MSG	Message
MSL	Mean Sea-Level
MSU	Mode Selector Unit
MTBF	Mean Time Between Failures
MTBR	Mean Time Between Removals
MTOM	Maximum Take-off Mass
MTOW	Maximum Take-off Weight
MTP	Maintenance Test Panel
MTTF	Mean Time to Failure
MUX	Multiplexer
MVFR	Marginal Visual Flight Rules
MWIR	Medium Wave Infra-Red
MWS	Master Warning System

N

N/A	Not Applicable
NAS	National Airspace System
NASA	National Aeronautics and Space Administration
NATS	National Air Transport System
NAV	Navigation Mode
NCU	Navigation Computer Unit
ND	Navigation Display
NDB	Non-Directional radio Beacon
NextGen	Next Generation Air Transport System (USA)
NIC	Network Interface Controller
NiCd	Nickel Cadmium (Battery)
nm	nautical mile – (1 nm is equivalent to 6070 feet)
NOTAM	Notice to Airmen
NPA	Non-Precision Approach
NRZ	Non-Return-to-Zero
NVD	Night vision device
NVG	Night Viewing/Vision goggles
NVRAM	Non-Volatile Random Access Memory

O

OAT	Outside Air Temperature
OBS	Omni-Bearing Selector
OEW	Operating Empty Weight

OBOGS	On-Board Oxygen Generation System
O-LED	Organic Light Emitting Diode
OM	Operations Manual
OMG	Object Management Group

P

PAL	Pilot Activated Lighting
PAPI	Precision Approach Path Indicator
PAR	Precision Approach Radar
PASS	Passenger
PBN	Performance Based Navigation
PC	Personal Computer
PCA	Power Control Actuator
PCB	Printed Circuit Board
PCL	Pilot Controlled Lighting
PCI	Peripheral Component Interconnect
PCU	Power Control Unit
PCWS	Pitch Control Wheel Steering
PD	Profile Descent
PDCS	Performance Data Computer System
PDR	Preliminary Design Review
PDU	Primary Display Unit
PED	Personal Electronic Device
PES	Passenger Entertainment System
PEV	Position Error Vector
PFC	Primary Flight Control Computer
PFCA	Primary Flight Control Actuator
PFCS	Primary Flight Control System
PFD	Primary Flight Display
PFD	Primary Flight Director
PIU	Peripheral Interface Unit
PLD	Programmable Logic Device
PMA	Permanent Magnet Alternator
PMAT	Portable Maintenance Access Terminal
PMG	Permanent Magnet Generator
PMS	Performance Management System
PNCS	Performance Navigation Computer System
PND	Primary Navigation Display
PNR	Passive Noise Reduction
POF	Phase of Flight
POS	Position
PRIM	Primary
PRNAV	Precision Area Navigation

PROM	Programmable Read Only Memory
Ps	Static Pressure
PSA	Power Supply Assembly
PSEU	Proximity Switch Electronic Unit
PSR	Primary Surveillance Radar
PSSA	Preliminary System Safety Assessment
PSM	Power Supply Module
PSO	Phase Shift Oscillator
PSU	Power Supply Unit
PSU	Passenger Service Unit
Pt	Total Pressure
PTT	Push-to-talk
Q	
q	Dynamic Pressure
QAR	Quick Access Recorder
QFE	Atmospheric pressure (Q) at Field elevation (Ground pressure)
QNH	Barometric Altitude (Mean sea level pressure)
QRH	Quick Reference Handbook
Quadrax	Data Bus Wiring Technique Favoured by Airbus
R	
RA	Resolution Advisory
R&D	Research and Development
RAI	Radio Altimeter Indicator
RAIM	Receiver Autonomous Integrity Monitoring
RALT	Radar or radio altimeter
RALU	Register and Arithmetic Logic Unit
RAM	Random Access Memory
RAT	Ram Air Turbine
R/A	Radio Altimeter
RBA	Radio Bearing Annunciator
RCR	Reverse Current Relay
RCVR	Receiver
RCWS	Roll Control Wheel Steering
RDC	Remote Data Concentrator
RDMI	Radio Distance Magnetic Indicator
RDP	Radar Data Processing System
RDR	Radar
REC	Recorder
REF	Reference
REIL	Runway end identifier lights
REL	Relative

RES	Reserve
REV	Reverse
RF	Radio Frequency
RFI	Radio Frequency Interference
RFU	Radio Frequency Unit
RH	Right Hand
RHSM	Reduced Horizontal Separation Minimal
RIU	Remote Interface Unit
RLG	Ring Laser Gyro
RLY	Relay
RMI	Radio-Magnetic Indicator
RMP	Radio Management Panel
RNAV	Area Navigation
RNG	Range
RNP	Required Navigation Performance
ROC	Rate of Climb
ROD	Rate of Descent
ROM	Read Only Memory
ROT	Rate of Turn Indicator
RPA	Remotely Piloted Aircraft
RPC	Remote Power Controller
RPDU	Remote Power Distribution Unit
RPM	Revolutions per minute
RSAS	Roll Stability Augmentation System
RST	Reset
RSU	Remote Switching Unit
RT	Radio Telephony
RT	Remote Terminal
RTE	Route
RTCA	Radio Technical Committee Association
RTOS	Real Time Operating System
RTR	Remote Transmission Request
RTZ	Return-To-Zero
RUD	Rudder
RVDT	Rotary Variable Differential Transformer
RVR	Runway Visual Range
RVSM	Reduced Vertical Separation Minimum
R/W	Read/Write
RX	Receiver
RX	Torque Receiver
S	
SAARU	Secondary Attitude & Air Data Reference Unit (B777)

SAE	Society of Automotive Engineers
SAHRU	Secondary Attitude and Heading Reference
SAI	Stand-by Attitude Indicator
SAM	Stabilizer Aileron Module
SAR	Synthetic Aperture Radar
SAS	Standard Altimeter Setting
SAT	Static Air Temperature
SATCOM	Satellite Communications
SATNAV	Satellite Navigation
SB	Sideband
SBAS	Space-Based Augmentation System
SCM	Spoiler/Speed brake Control Module
SD	Secure Digital
SDR	System Design Review
SDU	Satellite Data Unit
SEC	Secondary
SEC	Secondary Elevator Computer
SEL	Select
SELCAL	Selective Calling
SENS	Sensitivity
SFCC	Slat/flap Control Computer (A330/340)
SG	Symbol Generator
SG	Synchronisation Gap
SGU	Symbol Generator Unit
SH	Sample and Hold
SHF	Super High Frequency
SID	Standard Instrument Departure
SIGINT	Signals Intelligence
SIM	Serial Interface Module
SIU	Satellite Interface Unit
SGU	Symbol Generator Unit
SLR	Sideways-Looking Radar
SMD	Surface-Mount Device
SMS	Short Messaging Service
SMS	Safety Management System
SMT	Surface-Mount Technology
SNR	Signal-to-noise ratio
SOF	Start of Frame
SOIC	Small Outline Integrated Circuit
SNMP	Simple Network Management Protocol
Sp	Static Pressure
SPC	Statistical Process Control
SPD	Speed (Airspeed or Mach hold)

SPKR	Speaker
SPS	Standard Positioning Service (GPS)
SQ or SQL	Squelch
S-RAM	Static Random Access Memory
SRS	Speed Reference System
SRP	Selected Reference Point
SRR	System Requirements Review
SSA	System Safety Assessment
SSB	Single Side Band
SSCV/DR	Solid-State Cockpit Voice/Data Recorder
SSCVR	Solid-State Cockpit Voice Recorder
SSD	Solid State Device
SSEC	Static Source Error Correction
SSFDR	Solid-State Flight Data Recorder
SSI	Small-Scale Integration
SSPC	Solid State Power Controller
SSR	Secondary Surveillance Radar
SSR	Software Specification Review
SSTP	Shielded Screen Twisted Pair
STAB	Stabiliser
STAR	Standard Terminal Arrival Requirements
STARS	Standard Terminal Automation Replacement System
STBY	Standby
STC	Supplementary Type Certificate
STCA	Short-Term Conflict Alert
STCM	Stabilizer Trim Control Module
STP	Standard Temperature and Pressure
STP	Screened Twisted Pair
SUA	Special Use Airspace
S/UTP	Shielded Unscreened Twisted Pair
SV	Servo-Valve
SVS	Synthetic Vision System
SYNC	Synchronous
S/W	software
SWIR	short wave infra-red
SWS	Stall Warning System
T	
TA	Traffic Advisory
TACAN	Tactical Air Navigation
TACH	Tachometer
TAD	Terrain Awareness Display
TAF	Terminal Area Forecast

TAS	True Airspeed
TAT	Total Air Temperature
TAT	True Air Temperature
TAWS	Terrain Awareness Warning System
TAWS	Terrain Avoidance Warning System
TB	Time Before Overhaul or Time Between Overhaul
TCA	Throttle Control Assembly
TCA	Terminal Control Area
TCAS	Traffic Alert and Collision Avoidance System
TCC	Thrust Control Computer
TCN	TACAN
TCU	TACAN Control Unit
TDMA	Time Division Multiplex Allocation
TDR	Transponder
TDR	Torque Differential Receiver
TDX	Torque Differential Transmitter
TFR	Transfer
TFR	Temporary Flight Restrictions
TFT	Thin-Film Transistor
TFTP	Trivial File Transfer Protocol
TG	Terminal Gap
TGT	Turbine Gas Temperature or Target
THDG	True Heading
THR HOLD	Thrust Hold
THS	Tailplane Horizontal Stabiliser
TI	Terminal Interval
TIS	Traffic Information Service
TK	Track angle
TKE	Track-angle error
TLA	Thrust Lever Angle
TMC	Test and Maintenance Channel
TMS	Thrust Management System
TMSP	Thrust Mode Select Panel
TOD	Top of Descent point
TOGA	Takeoff/Go-around switch
TOT	Turbine Outlet Temperature
Tp	Total Pressure
TPMU	Tyre Pressure Monitoring Unit
TR	Transmitter Receiver
TR	Torque Receiver
TRK	Track
TRN	Terrain referenced navigation
TRP	Thrust Rating Panel

TRU	Transformer Rectifier Unit
TSO	Technical Standards Order
T/R	Thrust Reverser
TTL	Transistor-Transistor Logic
TTP	Time Triggered Protocol
TWDL	Terminal Weather Data Link
TWDR	Terminal Doppler Weather Radar
TWIP	Terminal Weather Information for Pilots
TWR	Terminal Weather Radar
Tx	Transmitter
TX	Torque Transmitter
U	
UART	Universal Asynchronous Receiver Transmitter
UAV	Unmanned Air Vehicle
UCAV	Unmanned Combat Air Vehicle
UHF	Ultra High Frequency
ULB	Underwater Locator Beacon
ULD	Underwater Locating Device
UPR	Upper
USB	Upper Side Band
USMS	Utility Systems Management System
UTC	Universal Time Coordinate
UTIL	Utility
UTP	Unshielded Twisted Pair
UTC	Universal Time Coordinate
UV	UltraViolet
V	
VAR	Variable
VDL	VHF Data Link
VDR	VHF digital radio
VDU	Visual Display Unit
VERT	Vertical
VF	Variable Frequency
VFO	Variable Frequency Oscillator
VFR	Visual Flight Rules
VG/DG	Vertical Gyroscope/Directional Gyroscope
VGA	Video Graphics Adapter
VGS	Visual Guidance System (Honeywell/BAE Systems)
VGU	Vertical Gyro Unit

VHF	Very High Frequency
VHFDL	Very High Frequency Data Link
VL	Virtual Link
VLf	Very Low Frequency
VLSI	Very Large Scale Integration
VMC	Visual Meteorological Condition
VMS	Vehicle Management System
VNAV	Vertical Navigation
VNE	Never exceed speed
VNO	Maximum structural cruising speed
VNR	VHF navigation receiver
VOR	Very high frequency Omni-directional Radio Range
VORTAC	VOR and TACAN combination
VOX	Voice transmission
VPA	Vertical Path Approach
VPATH	Vertical path
VS	Vertical Speed
VSCF	Variable Speed Constant Frequency
VSCU	Vertical Signal Conditioner Unit
VSI	Vertical Speed Indicator
VSD	Vertical Situation Display
VSM	Vertical Separation Limit
VSO	Stall Speed in landing configuration
VSWR	Voltage-Standing Wave Ratio
V/UHF	Very/Ultra High Frequency
VX	Speed for best angle of climb
VY	Speed for best rate of climb

W

WAAS	Wide Area Augmentation System
WARN	Warning
WCD	Warning and Caution Display
W/V	Wind Vector
WD	Wind Direction
WINDR	Wind Direction
WMS	Wide-area Master Station
WMSC	Weather Message Switching Center
WMSCR	Weather Message Switching Center Replacement
WPT	WayPoint
WX	Weather
WXR	Weather Radar System
WYPT	Waypoint

X

X X axis

XTR Transmitter

Y

Y Y axis

YD or Y/D Yaw Damper

YDM Yaw Damper Module

Z

Z Z axis