

dr. Pokorádi László mk. százados, főiskolai docens:

HATÁRRÉTEG VIZSGÁLATA A SZÁRNYON

Napjainkban a gyakorlati aerodinamikai kutatások egyik fő területe a repülőgép szárnyain keletkező határréteg vizsgálata. Az elvégzett kutatások eredményei bizonyítják, hogy a határréteg laminaritásának biztosításával csökkenthető az ellenállás /2/. A határréteg laminaritása u.n. aktív és passzív eszközökkel biztosítható. Az aktív eszközök közé sorolják például a határréteg elszívását vagy lefúvását. A passzív eszközök csoportjába tartozik a szárny profiljának és - ezen keresztül - a profil körüli nyomáselosztásnak az optimalizálása. Ez utóbbihoz szükséges a szárny körüli határréteg laminárisból turbulensbe történő átváltási helyének meghatározása.

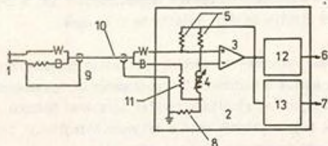
Az USA-ban a NASA /2,4/ és a Boeing cég /1,6/ is folytat kutatásokat, hogy meghatározzák az átváltási terület helyzetét miként befolyásolja a szárny nyílászési szöge, felületi érdessége illetve a repülőgép csúszása.

Nagy áramlási sebesség esetén kialakuló határréteg vizsgálatánál problémát okoz, hogy a méréseket szélcsatornában nehéz elvégezni. Ennek az oka, hogy transzszonikus és szubszonikus sebességtartományban nagyok a Reynolds-számok, amelyeket nehezen lehet biztosítani kicsinyített modellek esetén, mert a megfúvási sebesség növelésével jelentősen változik a közeg összenyomhatósága. Jelentősebb probléma a szélcsatornában fellépő turbulencia hatása. A még "zavartalan" áramlás turbulenciája következtében már eleve nem lesz lamináris a mérési test körül kialakuló határréteg. Ezért az ilyen kutatásokat főleg repülőkísérletekkel végzik. A NASA F-14A Tomcat, a Boeing T-33A Silver Star típusú repülőgépet használt fel a kutatások során.

A határréteg átváltási területének meghatározására négy módszert alkalmaztak kutatómérnökök.

Az első módszerhez hődrótos sebességmérőket használtak. Az adatokat az áramlással párhuzamosan helyezték el a szárnyat borító üvegszál-aszalt műanyag rétegben. Az adatok jeleit papírszalagos önrő készülékkel és mágnesszalagos

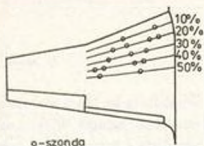
fedélzeti adatrögzítővel valós időben rögzítették. A hőkompenzációs hődrótos sebességmérő működési elvét mutatja be az 1. ábra.



1. ábra

1 - hődrótos sebességmérő adója; 2 - szélességmérő; 3 - erősítő; 4 - finomhangoló egység; 5 - mérőhíd kiegészítő ellenállásai; 6 - dinamikus kimenő jelek; 7 - statikus kimenő jelek; 8, 11 - hőkompenzációs ellenállások; 9 - hőadó; 10 - kétezer árnyékolt vezeték; 12 - jelek dinamikus átalakító egysége; 13 - jelek statikus átalakító egysége.

Ez a módszer a mérőkészülék jeleinek dinamikus és statikus analizisén alapszik. A határretegben az adók lamináris kis amplitúdóval bírnak, és inkább "nyugodt" jelleget viselnek mint a turbulens zónában elhelyezkedő adók jelei. Kiegészítő ismertetőjeleket hordanak a kimenő jelek csúcsamplitúdói. Ha a pozitív jellel bírnak a csúcsfeszültségek, akkor ez - általában - lamináris áramlásról tanuskodik. Negatív jelcsúcsok viszont az esetek többségében turbulens határretegről árulkodnak.

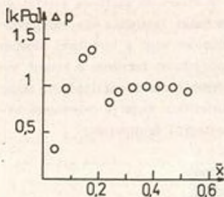


2. ábra

A második módszernél dinamikus nyomást mérő szondákat alkalmaznak a határrétegben. A szondákkal kapott eredmények lehetővé teszik a szárny körüli sebességprofil, a határréteg különböző (pl. kiszorítási) vastagságainak és az impulzus csökkenés mértékének meghatározását is. A szondáknak a T-33A szárnyán való elhelyezkedését mutatja be a 2. ábra.

A NASA mérési eredményei szerint a hődrótos sebességmérőkkel és a szondákkal kapott adatok a húr hossz 5 % pontossággal egybeesnek. A mérőszondák adatai alapján az átváltási terület általában hátrább adódik. Ez azzal magyarázható, hogy a szondák csak a teljesen kifejlődött turbulenciára reagálnak. A levegő összenyomhatóságnak növekedésekor (pl. nagy M_v szám esetén) a szondákkal kapott eredményeket nem lehet felhasználni. Ekkor ugyanis az áramlásba helyezett szonda már jelentős eltéréseket okoz a mérési adatokban. A második módszer előnyeként jelentkezik viszont, hogy vele meghatározhatók a felület súrlódását jellemző paraméterek. Az impulzus vastagság például a határréteg viszkozitásából származó veszteségek jellemzője.

A harmadik módszer a szárny felületén a helyi teljes nyomás mérésén alapszik. Az F-14A szárnyán mért teljes nyomás és a még zavartalan áramlás teljes nyomásának különbségét mutatja a 3. ábra.



3. ábra

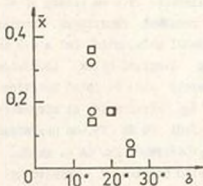


4. ábra

A kapott eredmények magyarázata az előző kísérleteken alapszik, amelyekben ismeretessé vált az átváltási terület helye. Lamináris áramlás esetén (vagy ha a belépőéletről turbulens a határréteg) a nyomáskülönbség szigorúan monoton növekszik a húr mentén. Az átváltási pontban a nyomáskülönbség hirtelen csökkenése jelentkezik. Majd ezután a nyomások különbsége a turbulens áramlásban ismét monoton növekedni fog.

A negyedik módszer lényege a határréteg jellegének láthatóvá tétele /3/. Ez a szárnyfelület hő- vagy nyomásérzékeny folyadékkristállal történő bevonásával oldható meg. A folyadékkristály színe az átváltási helyen megváltozik, mivel ott ugrásszerűen változik a közeg nyomása vagy szárnytól való hőelvonása. A folyadékkristály réteget közvetlenül a repülés előtt vi-

szik fel a szárnyra. A szárnyat vagy egy kisérő repülőgépről, vagy - kétszemélyes gép esetén - a hátsó ülésben helyetfoglaló kutatómérnök által vezérelt fényképezőgéppel fotózzák le. Ilyen fényképet láthatunk a 4. ábrán. A nyíl az átváltási helyet mutatja.



5. ábra

Az 5. ábra a hődrótos () és a folyadékkristályos () módszerek eredményeit hasonlítja össze. A grafikonon az átváltási pont hűrmentén elfoglalt helyét láthatjuk a szárny nyílazási szögének függvényében. A hődrótos sebes-

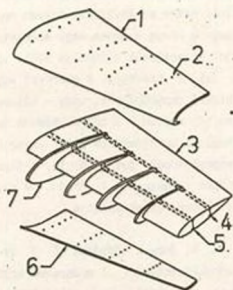
ségmérők, illetve a folyadékkristály alkalmazásával kapott adatok a hűrhossz 5 % pontossággal megegyeznek.

Az átváltási pont folyadékkristályos meghatározási módszerének előnye, hogy a határréteg átváltásának teljes képét nyerjük a szárny terjedtsége mentén. Ezenkívül az eredmények egyszerűen dokumentálhatók és könnyen szemléltethetők. Az eljárás hátrányaként jelentkezik az, hogy az eredmények eltorzulását okozzák a burkolat szennyeződései (pl. rovarok vagy por), amelyek a szárnyon helyi turbulenciát okozhatnak. Problémát okoz a folyadékkristály vastagságának egyenletlensége, ami az átváltási hely helytelen meghatározásához vezet. A módszer harmadik nagy hiányossága, hogy kis repülési magasságon (7500 m alatt) és nagy Reynolds-számok esetén a folyadékkristály jelenléte a szárny felületén a határréteg átváltási területének előretolódását okozza.

A különféle módszerekkel kapott eredmények összehasonlítása alapján a kutatók szerint a legkényelmesebbnek és legpontosabbnak a hődrótos sebeségmérők alkalmazása látszik /5/.

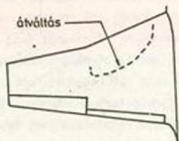
Az átváltási pont helyének a szárny nyilazási szögétől való függését a NASA szakemberei változtatható szárnygeometriájú repülőgép alkalmazásával

vizsgálták /2/. A Boeing kutatómérnökei a szárny törésének nyilazási szögét kiegészítő borítással változtatták /6/. Ez utóbbi megoldást mutatja be a 6. ábra. A repülőgép alapszárnyára 25,4 mm vastag alumínium bordákat rögzítenek. Ezekhez kapcsokkal erősítették fel a 6,3 mm vastag üvegszál-balsa szendvics szerkezetű alsó és felső borításokat. Így készítettek az alapszárnyon kívül 20 és 25°-os nyilazású szárnytöréseket is. (A 6. ábrán: 1 - felső borítás; 2 - rögzítő kapocs; 3 - alapszárny; 4 - hátsó főtartó; 5 - mellső főtartó; 6 - alsó borítás; 7 - borda.)

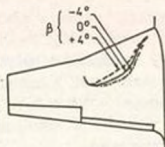


6. ábra

A 7. ábra a dinamikus nyomást mérő szondákkal kapott eredményt mutatja be $M_V = 0,7$ és $\alpha = 20^\circ$ esetén. A 8. ábrán a határréteg átváltási területének változását láthatjuk a fenti esetben, de a repülőgép csúszásos repülésekor.

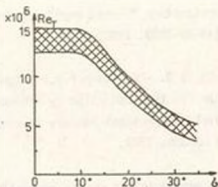


7. ábra



8. ábra

A 9. ábra grafikonja pedig a nyílazási szög függvényében az átváltási Reynolds-szám változását ábrázolja.



9. ábra

FELHASZNÁLT IRODALOM

1. Gyöcgyfalvy Dezső: In Quest of the Laminar Flow Airliner-Flight Experiments on a T-33 Jet-Trainer.
IX. Magyar Repüléstudományi Napok, Budapest, 1988.
2. Anderson Bianca Trullio - Meyer Robert R. - Chiles Harry R.:
Techniques used in the F-14 variable-sweep transition flight experiment.
AIAA 4th Flight Test Conf., San Diego, 1988.
3. Meyer Robert R. Jr. - Jennett Lisa A.: In-Flight Surface Oil-Flow Photographs With Comparisons to Pressure Distribution and Boundary-Layer Data.
NASA TP-2395, 1985.

4. Meyer Robert R. - Trujillo Bianca M. - Bartlett Dennis W.:
F-14 VSTFE and Results of the Cleanup Flight Program
Natural Laminar Flow and Laminar-Flow Control.
NASA CP-2487, 1987.

5. Bohn-Mayer Marta: Constructing "Gloved Wings" for Aerodynamic Studies.
AIAA-88-2109. 1988.

6. McLean D.J. - George-Falvy D. - Sullivan P.P.: Flight Test of Turbulent
Skin Friction Reduction by Riblets.
Royal Aeronautical Society Symposium on Drag Reducti-
on London, 1987.

7. Muraskievics A.M.: Eksperimentalnie metodi opredelenia v polete tocski
peregoda pogronicsnovo szloja na krile szamoleta F-14.
AVIASZTROENIE 1989 n^o 45 p.19-30