

A REPÜLŐGÉP HAJTÓMŰ-JELLEMZŐK VÁLTOZÁSI TENDENCIÁI

Az АВИАСТРОЕНИЕ 1990. 4. számában
megjelent cikk fordítása

Fordító: Körmendi Géza mk. alezredes

Az első gázturbinás sugárhajtóművek az 1930-as években jelentek meg. A repülésben való széles körű elterjedésük a nagy repülési sebesség és távolság elérésének biztosítása miatt történt meg.

Az 1960-as években jelentek meg a kétáramú gázturbinás sugárhajtóművek, majd a '70-es években a nagy kétáramúsági fokú gázturbinás sugárhajtóművek, amelyek a nagy hasznos terhelésű szállító repülőgépek egész nemzedékét kiszolgálták (JT9D, RB-211, CFB-6, CFB-30).

A SNECMA cég a közepes méretű hajtóműveknél is új technológiát alkalmazott (pl. a CFM56-2 típusú hajtómű, amelynek toldóereje 100 kN).

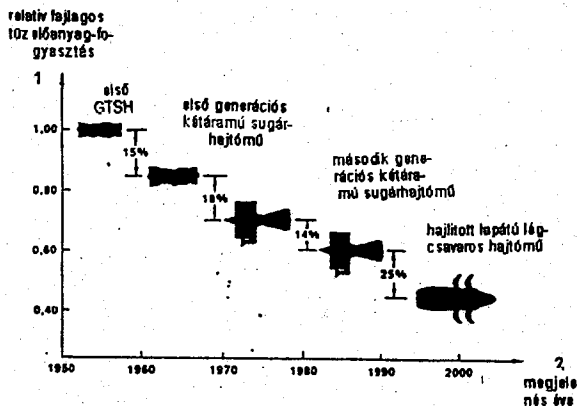
Az 1980-as években nem értek el jelentős eredményeket a hangsebesség alatti hajtóművek tervezésének, gyártásának területén. Ugyanakkor ebben az időszakban értek el haladást a modul rendszerű építésben, valamint a hajtóműben való energiafelhasználás paramétereinek optimalizálásában.

A tüzelőanyag-fogyasztás csökkentésének szándéka a technológiai fejlődés mozgató rugója a hangsebesség alatti szállító-repülőgépek hajtóműveinek fejlesztésében.

A tényleges tüzelőanyag-költség a közvetlen üzemeltetési ráfordítások 15-25 %-át teszi ki a repülőgép típusá-

tól, a repülési feladattól és a tüzelőanyag árától függően.

Az 1. ábrán látható a fajlagos tüzelőanyag-fogyasztás változásának tendenciája az évek függvényében.



1. ábra

Az 1. ábrán látható, hogy a fajlagos tüzelőanyag-fogyasztás csökken és jelentős és az ezredfordulóra várható a változtatható körfolyamatú ventilátoros hajtómű megjelenése, amelynek fajlagos fogyasztása 72 %-

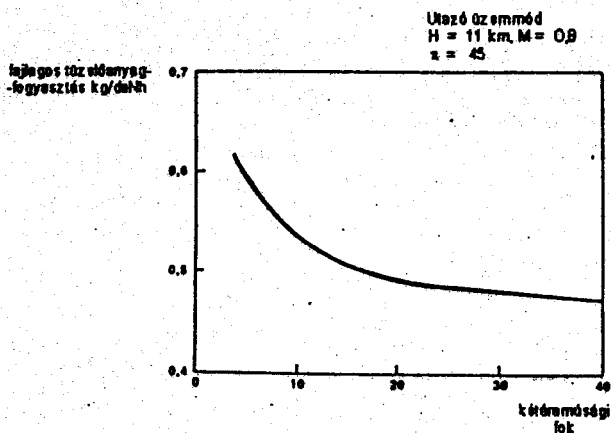
-kal kevesebb, mint az első gázturbinás sugárhajtóműé volt.

A CFM56 (CFM56-SA) típusú hajtómű utolsó változatának fajlagos fogyasztása 14 %-kal kevesebb, mint a közel azonos felépítésű 1979-ben megjelent első változaté volt.

Szakértők úgy vélik, hogy a közeljövőben széles körben alkalmazásra kerülő burkolat nélküli ventilátoros gázturbinás hajtóművek fajlagos tüzelőanyag fogyasztása mintegy 25 %-kal lehet kevesebb a jelenleg használatos hajtóművek fogyasztásához képest.

Az első kétáramú hajtóművek kétáramúsági foka 1 körül mozgott, míg az 1970-es években használatba vett hajtóműveknél ez elérte az 5 értéket. Ezzel együtt csökkent a tüzelőanyag-fogyasztás és csökkent a zajszint.

A 2. ábrán a kétáramúsági fok fajlagos tüzelőanyag-fogyasztásra kifejtett hatása látható.

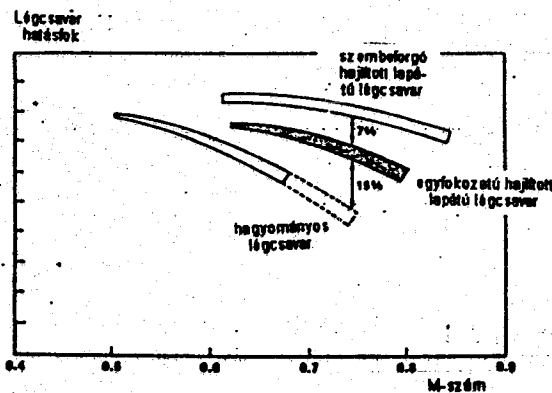


2. ábra

A hajtómű tolóerejének növelésekor nő a beömlőcsatorna, a ventilátor és a tolóerő irányváltó rendszer átmérője és ennek megfelelően növekszik a hajtómű gondola külső felülete, ami a sűrűdési ellenállás növekedését okozza.

A 2. ábrából leolvasható, hogy a fajlagos tüzelőanyag-fogyasztás 18 %-os csökkentéséhez a kétáramúsági fok 35-40-re kell növelni. Ugyanakkor ezt a nyereséget teljesen felemésztheti a gondola ellenállásának növekedése. Így egyetlen járható

útnak a ventilátor burkolat elhagyása mutatkozik, ami a burkolat nélküli ventilátoros hajtómű alkalmazását eredményezi.



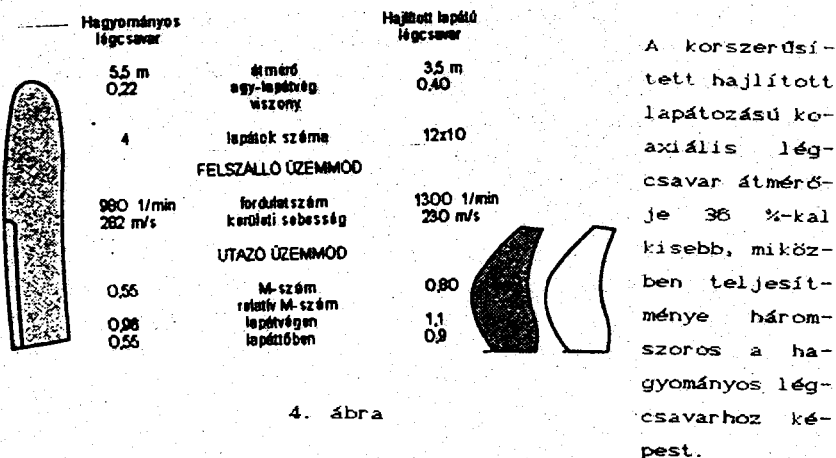
nek változása látható a repülési M-szám függvényében.

A hagyományos légsavár Hatásfoka $M > 0,55$ esetén rohamosan csökken. Ez is indokolja, hogy a hagyományos légsavart nehéz és közepes repülőgépeken nem alkalmazzák.

Már kidolgozták a lapátok új változatait, amelyek görbítettek és sarlóalakúak. Az új lapátokból a már megszokott 4 helyett 8-12 darabot építenek be egy agyba. Az ilyen nem is légsavarak nem is ventilátorok - nevezzük hajlított lapátú légsavarnak - lehetővé teszik még magas hatásfok mellett a repülést $M = 0,75$ Mach-számon is.

A légsavár használatakor a lapátok után örvénylési veszteségek lépnek fel. Ha a légsavár két ellentétesen forgó lapátsorból áll, úgy a légsavár után a levegő forgása megszűnik, ami a légsavár hatásfok 27 %-os emelkedését eredményezi. Ez a megoldás lehetővé teszi az $M = 0,85$ M-számon való repülést is.

A 4. ábrán két légsavár generáció lapátjai láthatók. Mindkét légsavár 100 kN vonóerőt (tolóerőt) hoz létre.



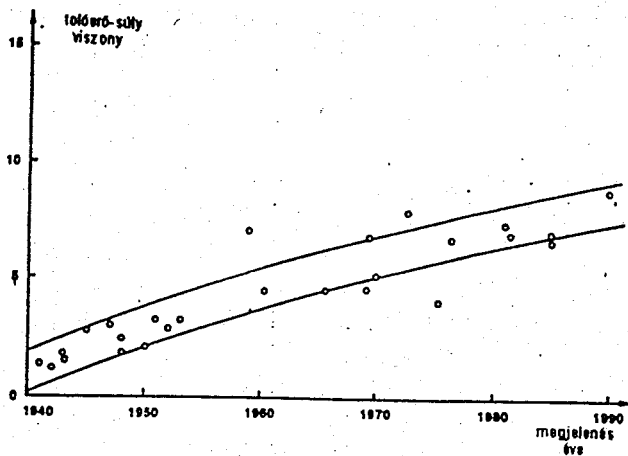
4. ábra

A már meglévő hajlított lapátosítású légcsavarral ellátott hajtóművek (TYNE; T56) reduktorait legfeljebb 4500 kW teljesítmény átvitelére tervezték. A reduktor cseréjéig tervezett üzemidő 5000 óra. Az ilyen típusú hajtóművek műszaki kiszolgálási költségének nagy részét a reduktor emészti fel. Ezzel együtt szükség van nagyméretű olajtartályra és olajhűtőre is. A reduktor elhagyása esetén egy alternatív megoldás lehet a légcavar és turbina tengely közvetlen összekapcsolása. Mivel két légcavar van, ennek megfelelően két ellentétes forgásirányú turbinára van szükség. Az ellentétes irányban viszonylag kis kerületi sebességgel forgó turbinák alkalmazásakor lehetőség van arra, hogy a második turbina forgórészét közvetlenül az első turbina forgórésze mögött helyezik el. Az egymásután elhelyezett ellentétes irányban forgó turbinák közé nem szükséges álló-terelő lapátkoszorú beépítése, ami igen nagy előnyt jelent. Így a tervezők olyan elhatározásra jutottak, amely szerint két ellentétes irányban forgó turbinát alkalmaznak a forgórészek közötti álló-terelő lapátkoszorú elhagyásával. A légcavar lapátsorok külön koaxiális tengelyeken helyezkednek el a lapátállító mechanizmussal együtt.

A General Electric és a SNECMA vállalatok jelentős kutatást végeztek és sok modellkísérletet, valós méretű hajtómű vizsgálatot hajtottak végre, amelyek alátámasztották a fent leírt koncepció hasznosságát, valamint az elképzelések műszaki megvalósíthatóságát. 130 repülési vizsgálatot hajtottak végre Boeing 727 és MD80 típusú repülőgéppel. A vizsgálatok eredményei megerősítették, hogy a hajtómű megfelel a FAR36 (3.pont) légügyi előírásban foglalt repülőter környéki zajszint követelményeknek. Ugyancsak a vizsgálatok támasztották alá, hogy a repülőgép belső terében a zajszint nem magasabb a legkorszerűbb repülőgépekben mérhető értéknél.

Így minden feltétel adott ahhoz, hogy megkezdjék a hajlított lapátú légcsavarral felszerelt hajtóművek gyártását.

A katonai repülőgépek alapvető repüléstechnikai jellemzői az aerodinamikai (minőség) jóság és a tolóerő-súly viszony. Az 5. ábrán a tolóerő-súly viszony folyamatos növekedése látható a



dése látható a katonai repülőgép hajtóművek fejlődésének függvényében.

A Whittle W2 B, az ATAR 9K50 és az MS8 típusú hajtóművek megközelítően azonos, kb. 75 kN tolóerővel rendelkeznek.

5. ábra

Ugyanakkor az MS8 hajtómű tömege mindössze fele az ATAR 9K50 hajtómű tömegének, amelynek fajlagos tolóereje háromszor több, mint a W2 típusú hajtóműé. Az utóbbi 20 évben létrehozott katonai célú hajtóművek gyártása során felhasználták az anyagtechnológia legújabb eredményeit, ugyanakkor a hajtóművek külső alakja és általános jellemzői alig változtak a polgári repülőgép hajtóművekhez képest.

Ez azzal magyarázható, hogy a katonai célra készült hajtóművek más jellemzői kaptak prioritást, többek között a hajtómű vezérelhetősége, a beszerzés és üzemeltetés költsége, az üzemeltarthatóság, tüzelőanyag-fogyasztás, valamint az infravörös és rádiólokációs reideríthetőség.

Az új hajtóművek kidolgozásakor alapvető követelmény a kompresszor aerodinamikai jellemzőinek optimalizálása. A

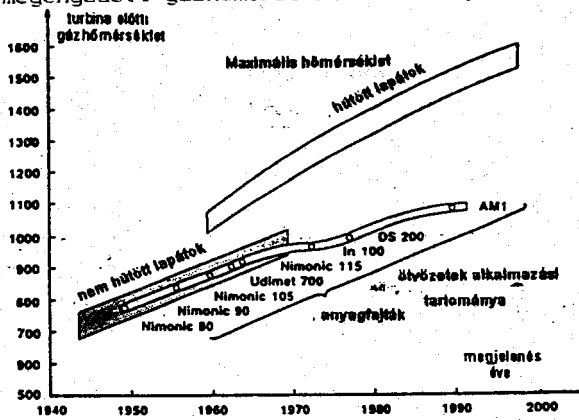
hajtómű hatásfokának és stabil működésének javítása, valamint az egyes fokozatok leterhelésének növelése lehetővé teszi kisebb méretű és súlyú hajtóművek létrehozását. Ezzel együtt csökkentik a tüzelőanyag-fogyasztást, javítják a hajtómű vezérelhetőségi jellemzőit is. A kompresszor fokozatok leterhelésének növelését és az átmérő csökkentését a levegő áram elfordítás és a megengedett M-számok növelése teszi lehetővé.

A hajtómű többi elemével összehasonlítva a főégőtér konstrukciójában volt a legnagyobb változás a hajtómű fejlesztés során. A Whittle sorozat első hajtóműve egyetlen nagy égőtérrel volt felszerelve, amely egy gyűrűhöz kapcsolódott, amelyen keresztül spirális pályán történt a gázbevezetés a turbinába. A Whittle sorozat W1 változatán több csőves égőtér volt elhelyezve. A W2 változaton az égőtérben levegő árammal szembeni tüzelőanyag beporkasztást alkalmaztak. Ezzel egyidőben a gyűrűs égőtér kifejlesztői is jelentős előrehaladást értek el az égőtér súlyának és méreteinek csökkentésében, valamint a kerületmenti hőmérséklet eloszlás egyenletesebbé tételében. A gyűrűs égőtérrel először az ATAR hajtómű első változatán alkalmazták 1948-ban. Az utóbbi 20 évben a kompresszor utáni nyomás növelésével és a porlasztás minőségének javításával jelentősen sikerült az égőtér méreteit csökkenteni. Az M53 típusú hajtómű égőtérének hossz-átmérő viszonya az ATAR-hoz képest 30 %-kal kevesebb, ami az M-88 típusú hajtóműnél tovább csökkent.

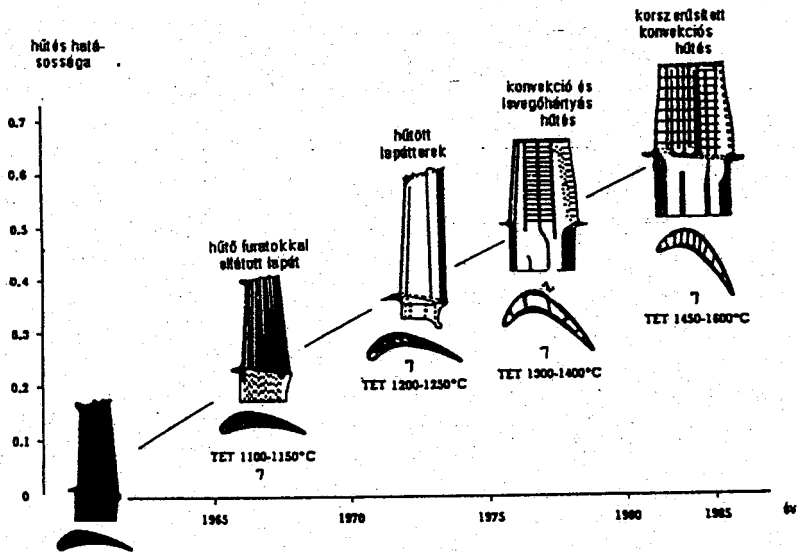
Az utóbbi 50 évben a katonai repülőgépeken a turbina előtti gáz hőmérséklet emelkedése kezdetben jelentéktelen volt és ezt a kis emelkedést az új hőálló ötvözetek alkalmazása eredményezte. Ezt követően jelentősebb növekedés (15 °C évente) volt tapasztalható a turbinalapátok hűtőrendszere korszerűsödésének köszönhetően.

A 8. ábrán a katonai célú hajtóművek gázturbina előtti

megengedett gázhőmérsékletének folyamatos emelkedése látható.



A turbinalapátokat a kompresszor utolsó fokozata után vagy valamelyik utolsó fokozattól elvezetett levegővel hűtik. A 7. ábrán a különböző lapáthűtési módok láthatók hatásossági sorrendben.



7. ábra

A korszerű lapáthűtések közé tartozik a hideglevegő kényszerkonvekciója a lapát belső üregeiben, valamint a lapát külső védelme levegő hártva kialakításával. A hártvát a

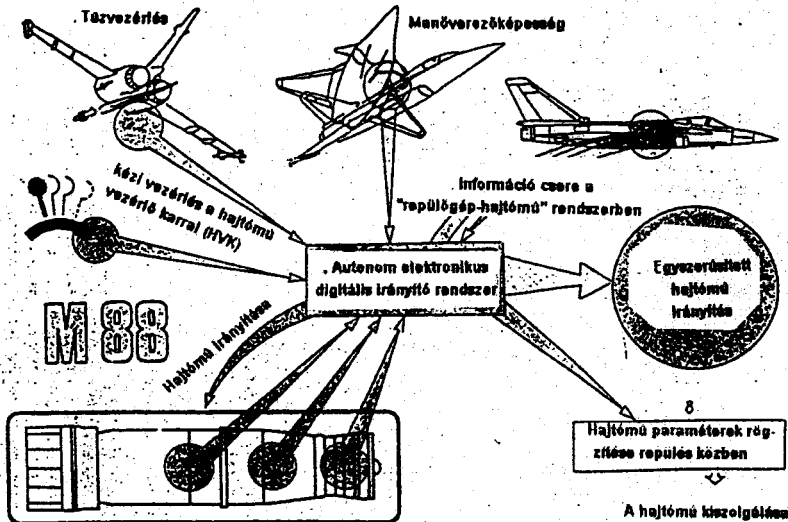
lapát belső teréből megfelelő alakú és megfelelően elhelyezett nyílásokon kiáramló levegő hozza létre. Kezdetben 20 éven keresztül a lapátok nikkel alapú Nimonic és Udinet ötvözetekből vákum alatti precíziós öntéssel készültek. Az irányított kristályosítás, valamint az egykristály öntés elterjedése és az AM-1 jelű különleges ötvözet alkalmazása eredményeként jelentős előrelépés történt a lapátok gyártási technológiájában. Az említett eljárások tették lehetővé, hogy az M88 típusú hajtómű turbinája előtti gázhőmérséklet elérte az 1850°K -t. Ennek megfelelően az égőtér kilépő keresztmetszetében a közepes gázhőmérséklet elérheti a 2000 K -t, a maximális hőmérséklet 2300 K -hoz közelít.

A hajtómű maximális sűrítési viszonya a kompresszor utolsó fokozatait és a turbinatárcsát felépítő anyagok szilárdsági jellemzőitől függ. Korszerű hajtóműveknél széles körben alkalmazzák a nikkel alapú Inco 718 és a Waspaloy anyagokat, amelyekből hagyományos kovácsolással készítenek alkatrészeket. Az ezen területen való továbblépés útja a porkohászati eljárások alkalmazása.

A SNECMA vállalat kiválasztotta az N18 jelű részecskét amelynek segítségével a specialisták véleménye szerint olyan alkatrészek hozhatók létre, amelyek leginkább teljesítik a kopásállóság és a repedések terjedésével szembeni érzékenység közötti optimális kompromisszumot. Az utóbbi időben mind szélesebb körben alkalmazzák hajtóműelemek építésében a kompozitokat. A szerves-üvegszál kompozitokat és a kevlárt már alkalmazzák mérsékelt terhelésnek kitett alkatrészek (például mellső tomító fal és a külső áram levegőcsatornája anyagaként a LARZAC hajtóműnél) anyagaként. Az M88 hajtómű utánégőtér terét és a GSF elemeit is kompozitokból szándékoznak készíteni.

A hajtómű szabályozó rendszer alapvető feladata a hajtómű normál működésének biztosítása a repülőgépvezető paran-

csainak megfelelően. A 8. ábrán az irányító rendszer működésétől függő repülési művelet sémája látható.



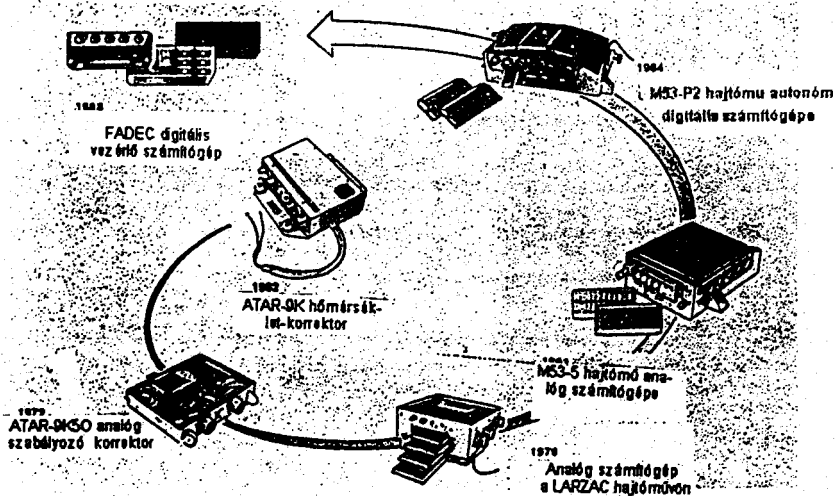
8. ábra

A HVK beállításának és a hajtómű működési körülményeinek függvényében az irányító blokk utasításokat dolgoz ki a tüzelőanyag-fogyasztásra és egyéb változókra a szükséges toleráns létrehozása céljából. Ezzel együtt megakadályozza, hogy a hajtómű paraméterei elérjék a veszélyes értékeket (pl. kerületi sebesség, termikus jellemzők). A korszerű repülőgép pilótája vezérelheti a hajtóművet anélkül, hogy figyelembe kellene vennie bármilyen korlátozást a teljes repülési üzemmód tartományon belül, függetlenül a repülőgép térbeli helyzetétől vagy a harctevékenysében való részvétel mértékétől.

Az ATAR típusú hajtóművek első sorozataiban az irányító blokk hidromechanikus rendszerű volt. Az 1980-as években az ATAR-9K hajtóműveken megjelentek az első elektronikus ele-

mek, az analóg hőmérséklet korrektorok.

A 9. ábrán látható a hajtómű irányító rendszer elektronikus elemeinek fejlődése.



9. ábra

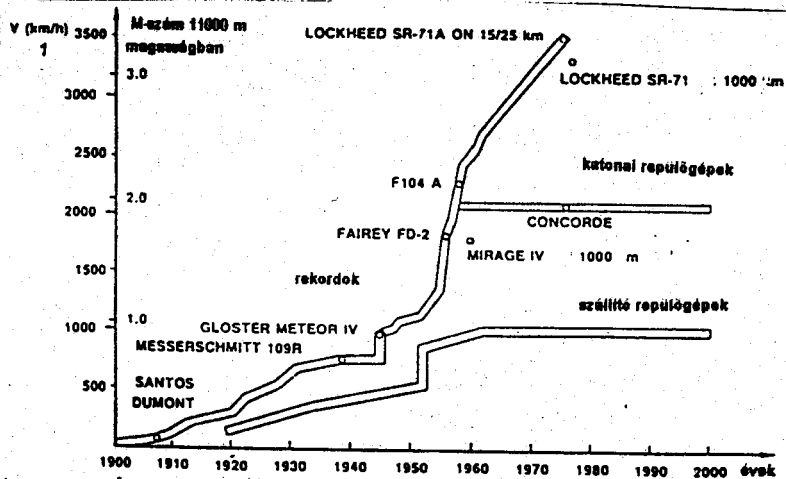
Jelentős előrelépést jelentett a hajtómű irányító rendszerének fejlődésében valamennyi számítási funkció elektronikus eszközökkel való megvalósítása (1981). Így a Mirage 2000 repülőgép MS3-S típusú hajtóművét szerelték fel autonóm analóg irányító blokkal. 1984-ben az MS3-P2 hajtóműnél kezdtek alkalmazni a digitális irányító rendszert. Az M88 típusú perspektivikus hajtóművet olyan autonóm digitális irányító blokkal szándékozzák ellátni, amely korlátozások nélkül képes valamennyi irányító funkció ellátására még a rendszer egyes elemeinek meghibásodásakor is.

A repüléstörténet első harminc évében repülési sebességrekordokat a sportrepülő versenyeken érték el, amelyek a repülőgépgyártók presztizsének növelését is célozták. 1939-ben a sebességi rekord 776 km/ó volt, amelyet a Messerschmitt 209-IV típusú repülőgéppel értek el. 1945-ben a Gloster Meteor repülőgép tartotta a sebességi rekordot 976 km/ó-val. Ettől kezdve már a sebességi rekordokat nem széria gépekkel érték el, a sebességnövelés a katonai repülőgépek privilégiuma lett. 1968-ban az F-104A repülőgép átlépte az M=2 határt. Hosszú időn keresztül a katonai repülőgépek sebessége nem haladta meg az M=2 értéket. Csak 1976-ban született új sebességi rekord, amelyet az SR-71 felderítő repülőgép ért el. Az SR-71-t M=3 sebességre tervezték.

1952-ben a légcsavaros szállító repülőgépek maximális sebessége 500 km/ó volt, amelyet az első, gázturbinás sugárhajtóművel felszerelt utasszállító repülőgép, a COMET szárnyalt túl 800 km/ó sebességével. A gázturbinás sugárhajtómű nagy repülési távolságú repülőgépen való alkalmazásának köszönhetően ezen repülőgépek utazó sebessége M=0,8-0,9-re növekedett. Ez alól csak a francia-angol Concorde kivétel, amelynek sebessége M=2. A Concorde Olympus 593 típusú hajtóművekkel van felszerelve, amelyeknek gázkivezető rendszerét a Rolls-Royce és a SNECMA cégek együtt fejlesztették ki. Az Olympus 593 hajtómű fajlagos tüzelőanyag-fogyasztása a többi, hasonló jellemzőkkel bíró hajtóműhöz képest a legkevesebb. Több mint 25 év óta a Concorde és az SR-71 repülőgépeket kivéve a szériában gyártott repülőgépek sebessége jelentősen nem növekedett. A 10. ábrán látható a sebességnövekedés tendenciája a repülés történetének folyamán.

A Concorde elkészülte után kezdett kialakulni a második generációs repülőgépek létrehozásának tudományos alapja. A termodinamika viszonylag stabil és egyszerű tudomány, amely összefüggést állít fel a különböző típusú hajtóművek fajlagos tüzelőanyag-fogyasztása és a repülési üzemmódok között.

A nagysebességű repülés nagy tüzelőanyag-fogyasztással jár együtt. Mindaddig igen fontos és megoldatlan probléma a



10. ábra

hangrobbanás, amely megakadályozza a nagy méretű, hangsebesség feletti repülőgépek lakott terület feletti repülését. Várhatóan a jövőben kis méretű hangsebesség feletti szállító repülőgépek kerülnek rendszeresítésre

Jelenleg a légiforgalmi repülőgépek nagy távolságú repüléskor mintegy 12-15 órát töltenek a levegőben, amelyet szándékoznak jelentősen csökkenteni.

A hiperszónikus utasszállító repülőgépek 200-300 utast szállítanak ötöd annyi idő alatt, mint a jelenlegi repülőgépek, $M=5$ sebességgel 9000 m magasságon (? ford.). Jelenleg meg kell alapozni az ilyen szállítási rendszer gazdasági célszerűségét, bemutatva a kereskedelmi lehetőségeket.

A katonai repülésben nem szándékoznak az SR-71 sebességénél nagyobb sebességű bombázó és elfogó vadászipülőgépe-

ket kifejleszteni. A perspektivikus ATB és ATF katonai repülőgépek fejlesztésekor a fő figyelmet a sebességnövelés helyett a felderíthetőség csökkentésére fordítják. Ugyanakkor elkerülhetetlen a nagysebességű felderítő repülőgépek fejlesztése is.

Az első Ariane hordozó rakéták sikeres alkalmazása lehetővé tette, hogy megkezdjék az Ariane E rakéta fejlesztését. Ezt a rakétát kívánják felhasználni a Hermes kozmikus repülőgép orbitális pályára állításához az indítási költségek ötödére csökkentése mellett. A ráfordítások további csökkentését teszi lehetővé a többször felhasználható hordozók alkalmazása. Ilyen hordozók lehetnek a vízszintesen fel- és leszálló repülőgépek, amelyek néhány nagy nemzetközi repülőtéren települnének.

A különböző hajtómű variációk megadott repülési sebességtartományban való alkalmazása ismert sajátosságokkal rendelkezik. Így a kétáramú hajtómű leghatásosabban felszálló sebességen és $M=2-3$ sebességen alkalmazható (? ford.).

A torlósugár hajtóműveket leggazdaságosabban $M=3-7$ tartományban lehet felhasználni. A torlósugár hajtómű működési tartománya kiterjeszthető $M=10$ -ig is, ha az égőtérben hangsebességnél nagyobb az áramlási sebesség (hangsebesség feletti égés). A még nagyobb sebességtartományban optimális megoldás a rakétahajtóművek alkalmazása. Valószínű, hogy a vízszintesen fel- és leszálló űrrepülőgépek hajtóműve az előzők kombinációja lesz.

A turbórakéta-hajtómű alkalmazása egy különálló gázturbina és egy folyékony oxigén és hidrogén hajtóanyagú rakéta-hajtómű egybeépítését jelenti.

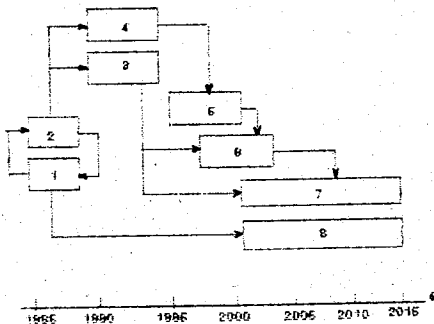
A turbórakéta-hajtómű legfőbb előnye az, hogy a hajtómű működési jellemzőit nem korlátozza a turbina előtti gázhő-

mérséklet. A turbina előtti gázhőmérséklet jelentősen alatta maradhat a speciális szerkezeti anyagok és tüzelőanyag-keverék LO_2 és LH_2 által maximálisan megengedett értékeknek. A hajtómű üzemeltetési lehetőségei bővíthetők a turbinába lépő gáz intenzív hűtésével, az üzemeltetési tartomány szélesítése a hajtómű súlyának növekedésével és a szerkezet bonyolultságának fokozódásával jár együtt.

A gázgenerátorba lépő hidrogén előmelegíthető a nagy hőmérsékletű részek hűtésével vagy a gázsebességfokozón elhelyezett hőcserélőben. Ebben az esetben a turbinába gáz halmazállapotú hidrogén lép be és nem szükséges az oxigén befecskendezése sem. A hidrogén hevítéssel működő turbórakéta-hajtómű válhat a jövő leggazdaságosabb hiperszónikus hajtómű típusává. A turbórakéta-hajtómű létrehozásának lehetősége függ attól, hogy sikerül-e olyan hőcserélőket gyártani, amelyek képesek a folyékony hidrogént elpárologtatni. A kombinált hajtóművek sikeres kidolgozásának alapvető feltétele a gázturbina építésben új eljárások bevezetése. Aerodinamikai és termodinamikai szempontból új kihívást jelent a gáz halmazállapotú H_2 és O_2 -vel üzemelő, többfokozatú hangsebesség feletti gázturbinák megtervezése.

Az égőtér szerkezetek és az égési folyamat szakadatlan korszerűsítésének eredményei közvetlenül felhasználhatók a hangsebesség alatti égésterű torlósugarhajtóművek kutatásánál. A hangsebesség feletti égési folyamat kutatása csak igen szűk területre korlátozódott. A tervezők véleménye szerint az új szerkezetű levegő-beömlőcsatornák és a gázsebességfokozók háromszor-öttször hosszabbak lesznek, mint a jelenlegiek. A levegő-folyékony hidrogén hőcserélők bizonyos előnyökkel bírnak. Ezzel együtt igen szigorú konstrukciós követelményeknek kell megfelelniük úgy, mint minimális tömeg, megfelelő szilárdság és megbízható működtetésű vezérlő rendszer. A nagysebességű repülőgép hajtóművének jellemzőit alapvetően meghatározzák a szerkezeti anyagok tulajdonságai.

Jelenleg még korainak tűnik a perspektivikus hajtóművek konkrét felépítésének meghatározása, mert elsődlegesen a tervezési folyamatot kell optimalizálni, amely még komoly kutató munkát igényel. A 11. ábrán a hiperszónikus szállító repülőgép perspektivikus hajtóművének kifejlesztésére hivatott NIKR program főbb szakaszai láthatók.



1-a repülőgép koncepció vizsgálata; 2-a hajtómű koncepciók vizsgálata; 3-a vizsgáló berendezések megtervezése; 4- eliptechnológiák kutatása; 5-a hajtómű főbb elemeinek vizsgálata; 7-az egész repülőgéppel kapcsolatos hajtómű-tervezés; 8-a kombinált reaktív hajtómű kidolgozása a perspektivikus európai űrrepülőgép-hordozó számára

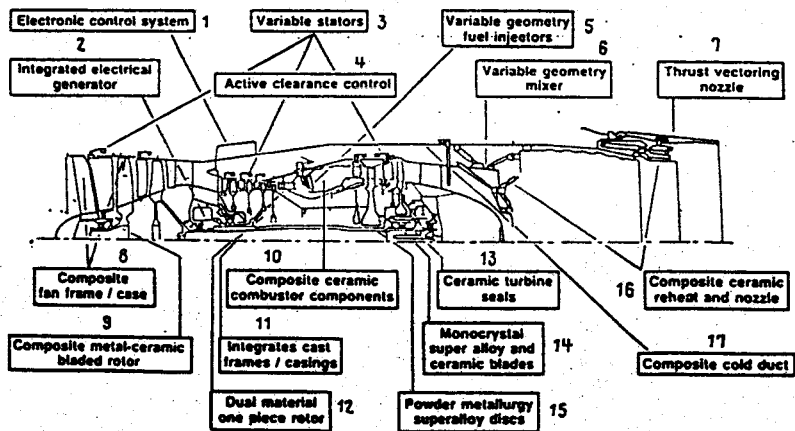
11. ábra

Szakértők úgy vélik, hogy a hiperszónikus szállítórepülőgép a XXI. század első évtizedében áll forgalomba. Az egyfokozatú szállító-űrrepülőgép forgalomba állításához még további 10 évre lesz szükség. Az ilyen tervek megvalósításának elengedhetetlen feltétele lesz a nemzetközi együttműködés.

Szakértők szerint a hangsebesség alatti repülőgépek hajtóműveinek fejlesztésével kapcsolatos technológiai kutatások továbbra is a tüzelőanyag-fogyasztás csökkentése felé fognak irányulni. Napjainkban megfigyelhető tendencia az új elvi alapokon álló légcsaváros hajtóművekhez való visszatérés. Az új koncepció elterjedése függ a légiforgalom intenzitásának növekedésétől, a tüzelőanyag-ár változásától és a légi útvonalakkal szemben támasztott követelményektől.

A katonai felhasználásra szánt, tervezési szakon már túllépett M88 típusú hajtómű ipari gyártására előreláthatóan

az 1990-es évek végén kerülhet sor. Ezek az új generációs hajtóművek több, mint 10 év múlva kerülnek tömeges felhasználásra (a szerző cikkét 1988-ban publikálta. Ford.). Az új generációs hajtómű szerkezetében alkalmazott legfőbb korszerűsítéseket a 12. ábra mutatja.



1. elektronikus vezérlő rendszer
2. integrált generátor
3. szabályozható ATLK
4. aktív rés szabályozás
5. szabályozható tüzelőanyag-fűvécék
6. szabályozható keverő
7. tolóerő vektor vezérlés
8. kompozit ventilátor-ház
9. fém-kerámia kompozit lapátok

10. kerámia kompozit égőtér alkotórészek
11. egyesített kerék és burkolat
12. kettős fém egybeöntött forgórész
13. kerámia tömítések a turbínában
14. egykristály szuperötvözöt és kerámia lapátok
15. porkeletáztatott aluötvözetű szuperötvözöt forgórészek
16. kerámia kompozit alkotórészek
17. kompozit külső áram burkolat

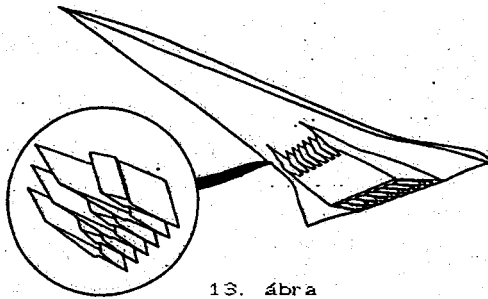
12. ábra

A kompresszor fokozatok számának további csökkentése és az anyagtechnológia folyamatos fejlesztése mellett az új hajtóművek további fejlesztése a változtatható geometriájú elemek számának növelésére fog irányulni. Pl.: szabályozható álló-terelő lapátkoszorúk, szabályozható tüzelőanyag-porlasztók, tolóerő vektor vezérlés. A változtatható geometria vezérlésére új elektronikus rendszereket alkalmaznak, a kompozitok széleskörű alkalmazása várható tárcsák, lapátok, burkolatok, redőnyök anyagaként.

A nagysebességű szállítórepülőgépek fejlesztése során szándékoznak kidolgozni.

- a. / $M=2-3$ sebességgel repülő normál, hasznos terhelésű repülőgépeket,
- b. / $M = 5-6$ sebességű hiperszónikus repülőgépeket.

A második fejlesztési irány eredményeként jelentősen csökkenne a repülési idő, bár az ilyen repülőgépek gazdaságos



13. ábra

alkalmazása még nem bizonyított. Az űrrepülőgép földközeli pályára állításának költsége csökkenthető a kombinált hajtóművel felszerelt, vízszintesen fel- és leszálló űrrepülő-

gép alkalmazásával. Ennek feltétele a többször használatos űrrepülőgép-hordozók alkalmazása, a tüzelőanyag- és oxidálóanyag-fogyasztás csökkentése, valamint a speciális indítóállások feleslegessé válása. A 13. ábrán egy perspektivikus nagysebességű szállítórepülőgép sematikus rajza látható.