

RĪGAS TEHNISKĀ UNIVERSITĀTE
Transporta un mašīnzinību fakultāte
Aviācijas institūts

Ilmārs Ozoliņš

Aviācijas transporta doktora programmas doktorands
(doktoranta apliecības Nr. 991RMM025)

**GĀZTURBĪNU DZINĒJU
EKSPLUATĀCIJAS RAKSTURLĪKŅU
DATORMODELĒŠANA**

Nozare - transports un satiksme

Apakšnozare - gaisa transports un infrastruktūra

Promocijas darba kopsavilkums

Zinātniskais vadītājs
Dr.habil.sc.ing. asoc. profesors
Vladimirs LABENDIKS

Rīga 2004

**PROMOCIJAS DARBS
IZVIRZĪTS RĪGAS TEHNISKĀS UNIVERSITĀTES
INŽENIERZINĀTŅU DOKTORA GRĀDA IEGŪŠANAI**

Promocijas darbs inženierzinātņu doktora grāda iegūšanai tiek publiski aizstāvēts 2004.g. 5. jūlijā Rīgas Tehniskās universitātes Transporta un mašīnzinību fakultātē, Lomonosova ielā 1,4. korp., RTU Aviācijas institūta zinātniskās bibliotēkas sēžu zālē.

RECENZENTI

Dr.habil.sc.ing.profesors Vladimirs Šestakovs
RTU Aviācijas institūts (Rīga, Latvija)

Dr.sc.ing.docents Andris Dancigs
Zinātniskā un tehniskā firma "RIKON" (Rīga, Latvija)

Dr.sc.ing. Nikolajs Kuzņecovs
Zinātniskais un tehniskais centrs "TEXKOH" (Sanktpēterburga, Krievija)

APSTIPRINĀJUMS

Es apstiprinu, ka esmu izstrādājis doto promocijas darbu, kurš iesniegts izskatīšanai Rīgas Tehniskā universitātē inženierzinātņu doktora grāda iegūšanai. Promocijas darbs nav iesniegts nevienā citā universitātē zinātniskā grāda iegūšanai.

Ilmārs Ozoliņš

Datums: 18.06.2004

Promocijas darbs ir uzrakstīts latviešu valoda, satur ievadu, 4 nodaļas, slēdzienu, literatūras sarakstu, kurā ir 108 nosaukumi, 1 pielikumu, 42 zīmējumus, kopā 112 lappuses.

Temata aktualitāte. Aviācijas dzinējs ir visnoslogotākā lidaparāta daļa. Galvenie aviācijas dzinēja efektivitātes parametri ir tā vilkme un degvielas patēriņš. Kārtējās kontroles problēma lidojumā ar bortdatora palīdzību ir svarīgs un aktuāls lidaparāta lidojuma nodrošināšanas un aviodzineja tehniskā stāvokļa diagnosticēšanas uzdevums. Bet lidojuma laikā dzinēja vilkmi nevar izmērīt

Vilkmes noteikšanas problēmu lidojumā veido apstākļi, ka gāzturbīnu dzinējiem parasti tradicionālo augstuma, ātruma raksturliķņu aprēķinu veic uz darbietilpīga un sarežģīta matemātiskā modeļa (MM), pielietojot secīgo tuvināšanas metodi. Šādu pietiekami precīzu metodi var lietot vienīgi veicot ekspluatācijas raksturliķņu analīzi ar datoru, ja ir izvēlēti dzinēja parametri. Minētās raksturliķnes ar zināmu tuvinājuma pakāpi aproksimē, to lietošanai bortdatoros, bet šos lielumus salīdzina vienīgi ar zināmiem (formulāriem) datiem. Dzinējam dilstot, ekspluatācijas laikā rodas arvien lielāka starpība starp patiesām vērtībām un aprēķiniem pēc MM. Lai lietotu piemērotu MM, ir nepieciešams salīdzināt MM aprēķinu rezultātus ar dažādu dzinēju shēmu un parametru reālām raksturliķnēm, kuras sastopamas ekspluatācijā.

Darba mērķis: Izpētes mērķis ir gāzturbīnu dzinēju adaptīvo matemātisko modeļu izstrāde, kurus var pielietot līdzskaņas lidmašīnu bortdatoros konkrēto dzinēju augstuma un ātruma un drošlēšanas raksturliķņu kompakto algoritmu apraksta veidā. Lai šo mērķi realizētu ir jāveic šādi uzdevumi:

1. Izanalizē līdzības teorijas kritērijus, kurus varētu pielietot gāzturbīnu dzinēju ekspluatācijas (drošlēšanas, ātruma un augstuma) raksturliķņu noteikšanai.
2. Veic turboreaktīvo dzinēju (TRD) un divkontūru turboreaktīvo dzinēju (TRDD) ekspluatācijas raksturliķņu parametru izpēti un to analīzi, lietojot līdzības teoriju.
3. Izstrādā vilkmes un degvielas patēriņa aprēķina algoritmu, kuru var lietot dzinēja moduļa līdzības metodēm lidojuma laikā, balstoties uz divkontūru TRD (TRDD) ar zemu divkonturitātes pakāpi.
4. Veic pētījumus un izstrādā TRDD ekspluatācijas raksturliķņu aprakstu MM ar plūsmu sajaukšanu un augstām divkontūru pakāpēm, ja ir līdzskaņas izplūdes no sprauslas ar maksimālu stenda režīmu.
5. Izstrādā TRDD ekspluatācijas raksturliķņu aprakstu MM ar šķirtu līdzskaņas izplūdi no sprauslām stenda režīmā, lietojot līdzības metodes.
6. Izstrādā divvārpstu divkontūru TRD rotoru inerces momentu aprēķina metodi ar spiedienpakāpēm.
7. Izstrādā divvārpstu divkontūru TRD pārejas raksturliķņu aprēķina inženiermetodiku.

Pētījumu metodika:

1. Teorētiskās metodes:
 - gāzdinamiskās līdzības kritēriju analīze;
 - termodinamikas, gāzes dinamikas un gāzes plūsmu sajaukšanas teorijas vienādojumu sistēmu izmantošana;
 - GTD ekspluatācijas raksturliķņu aprēķins pēc dažādiem aviācijas dzinēju MM.
2. Teorijas aprobācijas metodes balstoties uz eksperimentu datiem:
 - divkontūru TRD eksperimentālo raksturliķņu statistiskās apstrādes metodes;

- reālu aviodzinēju ekspluatācija maināmo raksturliikņu analīze.

Zinātniskā novitāte un galvenie rezultāti:

1. Noteikta dažādu shēmu gāzturbīnu dzinēju bāzes augstuma un ātruma raksturliikņu tiešā aprēķinu iespēja pie dzinēja moduļa līdzības nosacījuma.
2. Piedāvāts lietot vilkmes kritērija vietā gaisa spiediena paaugstināšanas pakāpi TRDD ventilatorā un noteikta vilkmes un degvielas patēriņa lineārā atkarība no tā pie dzinēja droselēšanas.
3. Teorētisko pētījumu procesā noteikta un ar reālu raksturliikņu analīzi apstiprināta GTD (TRD un TRDD) droselēšanas raksturliikņu nodalīšanās parādība lidojumā, ja izmainīts skaitlis M.
4. Izstrādāti TRDD ekspluatācijas raksturliikņu universālie aprēķinu algoritmi dažādām shēmām (ar plūsmu samaisīšanu un ar šķirtu izplūdi) uz dzinēja moduļa līdzības pamata ar kritisko izplūdes režīmu no sprauslām.
5. Izstrādāts divvārpstu divkontūru TRD pārejas raksturliikņu aprēķina inženiermodelis.

Darba praktiskais pielietojums:

1. GTD augstuma, ātruma un droselēšanas raksturliikņu izstrādātie matemātiskie modeļi divu apkopoto vilkmes un degvielas patēriņa formulu veidā ļauj īstenot konkrētā dzinēja vilkmes un degvielas patēriņa tiešo kontroli bordatorā lidaparāta lidojuma laikā.
2. Pie dzinēja nodilšanas ekspluatācijā uz piedāvātas metodes pamata pietiekami pirms lidojuma nokoriģēt koeficientus vilkmes formulā uz līdzīgiem režīmiem. Citu parametru attēlošana praktiski lineāro atkarību veidā no gaisa saspiešanas pakāpes ventilatorā ļauj efektīvi veikt dzinēja parametrisko diagnostiku lidojumā.
3. Izstrādātie aviodzinēju augstuma un ātruma, droselēšanas un pārejas raksturliikņu modeļi ļauj tos efektīvi lietot lidmašīnu trenāžieros un izmēģinājuma standos reālā mērogā.

Iegūtos rezultātus lieto pasniedzot maģistrantiem un doktorandēm aviodzinēju ekspluatācijas raksturliikņu matemātiskas modelēšanas metodes, kā arī mācību procesam specializācijā "Aviācijas transports", pasniedzot pamatinženierkursu „Aviācijas dzinēju teorija” un „Gaisakuģu un to dzinēju diagnostika”.

Publikācijas:

Iegūtie rezultāti tika prezentēti 11 starptautiskās zinātniskās konferencēs un semināros. Piedāvātā promocijas darba galvenie rezultāti tika izklāstīti un nopublicēti 7 vietējos un starptautiskos zinātniskos izdevumos un žurnālos 7 rakstu un 7 tēžu veidā.

1. Labendik VI., Pavelko I., Ozolinsh I. New Method of a Rating of Thrust of a Double-Loop Turbojet Aloft and Principle of Its Regulating. / RTU Zinātniskie raksti, 6. sērija "Mašīnzinātne un transports. Transports. Aviācijas transports", 1. sējums. - Rīga, RTU, 2000. - Lpp. 87-92. (ISSN 1407-8015).
2. V. Labendiks, I. Ozoliņš. Aviācijas dzinēju augstuma-ātruma raksturliikņu modelēšana. / RTU Zinātniskie raksti, 6. sērija "Mašīnzinātne un transports.

- Transports. Aviācijas transports", 8. sējums. - Rīga, "RTU", 2002. - lpp. 75-81. (ISSN 1407-8015).
3. V. Labendiks, I. Ozoliņš TRD droselēšanas augstuma-ātruma raksturlielumu analīze pēc vilkmes kritērija. / RTU Zinātniskie raksti, 6. sērija "Mašīnzinātne un transports. Transports. Aviācijas transports", 11. sējums. - Rīga, RTU, 2002. - lpp. 15-21. (ISSN 1407-8015).
 4. I. Ozoliņš, VI. Labendiks. TRDD rotoru inerces momentu aprēķina inženiermetode. RTU Zinātniskie raksti, 6 sērija „Mašīnzinātne un transports. Transports. Aviācijas transports”, 14. sējums. - Rīga, RTU, 2003. (ISSN 1407-8015). Rakstu krājums tiek gatavots izdošanai.
 5. I. Ozoliņš, VI. Labendiks. TRDD pārejas raksturlīkņu datormodelēšana. RTU Zinātniskie raksti, 6 sērija „Mašīnzinātne un transports. Transports. Aviācijas transports”, 14. sējums. - Rīga, RTU, 2003. (ISSN 1407-8015). Rakstu krājums tiek gatavots izdošanai.
 6. Labendik VI., Pavelko I., Ozolinsh I. Choice of the Control Parameter for Turbofan Thrust Evaluation. / Abstracts of the 6th International Conference "Airplanes and Helicopters' Diagnostics" AIRDIAG '99, Warsaw, 2-3 December 1999. - Warsaw, 1999. - P. 53-54.
 7. Лабендик Вл., Павелко И., Озолинш И. Повышение надежности Управления ТРДД путем использования подобного режима его работы. Proceedings of the International Workshop "Aviation Reliability' 2000, AvR'2000", May 9-10, 2000, Riga, Latvia. - Riga, Aviation Institute of RTU, 2000. - Pp. 62-65. (ISBN 9984-690-12-1).
 8. Labendik VI., Ozolinsh I., Pavelko I. Turbofan Control by Use of It's Similar Operational Mode. / Abstracts of the International Scientific - Technical Conference of Young Scientists "Modern Problems of Aerospace Science and Technology", Zhukovsky-Moscow, Russia, 23-26 May 2000. - Zhukovsky:
 9. Озолинш И.В., Лабендик В.П., Павелко И. Принцип управления ТРДД с большой степенью двухконтурности. Тезисы Конференции молодых ученых Проблемы исследований и разработок по созданию силовых и энергетических установок XXI века", Москва, Россия, 25-27 октября 2000 г. - М, ЦИАМ, 2000. - С. 55-56.
 10. Озолинш И.В., Лабендик В.П. Определение располагаемой тяги ТРД в полете. / Abstracts of the International Conference "XXVII GAGARIN LECTURES", MOSCOW, RUSSIA, 3 - 7 Apr 2001. - М., МАТИ-РГТУ, 2001. - С. 22.
 11. Озолинш И.В., Лабендик В.П. Метод оценки тяги ГТД в полете, / Тезисы доклада Международной НТК "Гражданская авиация на рубеже веков", Москва, Россия, 30-31 мая 2001. - М.: МГТУ ГА, 2001. - С. 15.
 12. VI. Labendik, I. Ozolinsh, I. Pavelko, D. Jounda. The check of Thrust Turbofan with major by By-Pass ratio aloft. // Abstracts of the 7th International Conference "Airplanes and Helicopters' Diagnostics" AIRDIAG '2001, Warsaw, 16-19 October 2001. -Warsaw, 2001. -Pp. 123.

13. Labendiks V., Ozoliņš I. Aviodzineju ekspluatācijas raksturlielumu matemātiskā modelēšana. / Mācību līdzeklis maģistrantiem un doktorantiem. - Rīga, RTU, 2001.- 42 lpp. (ISBN 9984-690-18-0).
14. И.В.Озолиньш, В.П.Лабендик. Метод расчета моментов инерции роторов ТРДД. // Тезисы доклада международной научно-технической конференции, посвященной 80-летию гражданской авиации России «Гражданская авиация на современном этапе развития науки, техники и общества», Москва, Россия, 17 - 18 апреля 2003. - М., МГТУГА, 2003. - С.9-10. (УДК 629.7.036.3).

Piedalīšanās konferencēs, simpozijos un zinātniskajos semināros

1. The 6th and 7th International Conference "Airplanes and Helicopters' Diagnostics" / AIRDIAG '99, Warsaw, 2-3 December 1999 and AIRDIAG '2001, Warsaw, 16-19 October 2001.
2. The International Workshop "Aviation Reliability 2000", May 9-10,2000, / Aviation Institute of RTU, Riga, Latvia.
3. The International Scientific - Technical Conference of Young Scientists "Modern Problems of Aerospace Science and Technology", / IJATH, Zhukovsky-Moscow, Russia, 23-26 May 2000.
4. Конференция молодых ученых "Проблемы исследований и разработок по созданию силовых и энергетических установок XXI века", / ЦИАМ, Москва, Россия, 25-27 октября 2000 г.
5. The International Conference "XXVII GAGARIN LECTURES", / MATH, Moscow, Russia, 3 - 7 April 2001.
6. Международная НТК "Гражданская авиация на рубеже веков", / МГТУ ГА, Москва, Россия, 30-31 мая 2001 г.
7. Rīgas Tehniskās universitātes 42. un 43. starptautiska zinātniskā konference. / 2001. gada 11.-13. oktobrī un 2002. gada 10.-14. oktobrī, Rīga, Latvija.
8. Международная научно-техническая конференция «Гражданская авиация на современном этапе развития науки, техники и общества», / МГТУ ГА, Москва, Россия, 17-18 апреля 2003 г.
9. RTU Aviācijas institūta zinātniskais seminārs. / 2003. gada 30. maijs, Rīga, Latvija.

Darba saturs

Darbs sastāv no 4 nodaļām, slēdziena, pielikuma un literatūras saraksta. Zemāk izklāstīts promocijas darba nodaļu īss saturs.

Pirmajā nodaļā tika izanalizēti gāzturbīnu aviodzinēju ekspluatācijas raksturlielumu mūsdienīgas apraksta metodikas (matemātiskie modeļi) un problēmas to izmantošanā lidmašīnu bortdatoros, spēka iekārtu imitatoros, virszemes trenāžeros un izmēģinājuma stendos.

Matemātiskie modeļi ir ieguvuši plašu izplatību gāzturbīnu dzinēju būvēšanā, to novešanā līdz gatavam darba stāvoklim un ekspluatācijā. To iespējas un struktūra

ievērojami atšķiras, tapec lielam MM skaitam ir nepieciešama to precīza klasifikācija ar dalījumu pa mezglu apraksta sarežģītuma līmeņiem (termodinamisko procesu apraksta līmeņiem GTD caurplūdes daļā). Šo līmeņu izvēle tiek veikta atkarībā no nepieciešamās aprēķinu precizitātes un sākumdatu esamības, kā arī no uzdevuma un pielietošanas iespējām konkrētam objektam. Sarežģītuma līmeņi tiek doti arī GTD masas un gabarītu modeļa klasifikācijā.

Tika izskatīts ražošanā plaši izmantojamais programmas komplekss ГРАД (aviācijas dzinēja gāzdinamiskais aprēķins), kurš satur dažāda sarežģītuma līmeņa moduļus. Šī un tai līdzīgas raksturlīkņu aprēķina programmas ir pietiekami precīzas, tomēr, sarežģītas, apjomīgas un dārgas, tāpēc tās nav iespējams izmantot lidaparātu bortdatoros. Sakarā ar to tiek dota dažādu darbu analīze šajā nozarē, tajos tiek dots uzrādīto MM priekšrocību un trūkumu vērtējums, kā arī to individuālās īpatnības.

Aviācijas trenāžeros un modelēšanas standos tika izskatīta dzinēju MM pielietošana, kuri sekmē degvielas patēriņa un aviotehnikas resursa ekonomiju un negatīvās ietekmes mazināšanu uz apkārtējo vidi sakarā ar lidmašīnu neproduktīva nolidojuma skaita samazināšanu. Iespējas šādi neproduktīva nolidojuma samazināšanai ir tiešā atkarībā no dzinēju modeļu un imitatoru pilnības, kuri tiek realizēti trenāžeros un standos, tas ir no reālo un modelējamo procesu sasniegtā līdzības līmeņa. Pie vienādojumu sistēmas integrēšanas, kas apraksta lidmašīnas kustību, ir nepieciešams katrā laika momentā zināt vilkmes vērtību, kura ir atkarīga no lidojuma augstuma H , ātruma V (vai skaitļa M) un dzinēja darba režīma, kurš tiek noteikts ar dzinēja vadības spieķa (DVS) stāvokli. Sakarā ar to tiek doti vilkmes lielumu aproksimācijas veidi atkarībā no prasībām, kuri tiek uzstādīti konkrētiem MM.

Par cik trenāžieriem un izmēģinājuma stendiem ir jāstrādā reāla laika mērogā, tika izskatītas GTD darba pārejas režīmu modelēšanas problēmas. Pāreju no režīma uz režīmu ir nepieciešams modelēt pēc iespējas līdzīgāku dzinēja reālām pārejas raksturlīknēm, ievērojot dzinēja gaitas attīstību (vai krišanu), kas prasa pietiekami augstu ātrdarbību bez sevišķiem aprēķinu precizitātes zudumiem. Tika atzīmēti dažādi darbi GTD pārejas raksturlīkņu nozarē un izanalizētas izstrādāto MM pielietošanas priekšrocības un trūkumi trenāžeros un izmēģinājuma standos.

Uz literatūras avotu analīzes pamata, piedāvātā darbā tika noformulēti izpētes uzdevumi.

Otrajā nodaļā tika izskatīta līdzības teorijas izmantošanas iespēja GTD ekspluatācijas raksturlīkņu aprēķinos. Īpaši lielu nozīmi līdzības teorija gūst pie procesu un parādību matemātiskās modelēšanas aviācijas spēka iekārtās, par cik ārējie apstākļi tajos izmainās plašā vērtību diapazonā.

Tika piedāvāts dzinēja vilkmes un degvielas patēriņa kontroli veikt izmantojot gāzģeneratora (GĢ) un dzinēja moduļa (DM) darba līdzīgos režīmus pie augstuma-ātruma raksturlīkņu aprēķiniem, bet tālāk šo lielumu vērtības izmantot kā bāzes vērtības pie droselēšanas raksturlīkņu relatīvās attēlošanas. Kontroles kritērija - vilkmes parametra lomā tiek piedāvāts izmantot spiediena kritumu turbokompresorā (turboreaktīvam dzinējam) un ārējā kontūra ventilatorā (turboreaktīvam divkontūru dzinējam).

Plūsmu (režīmu) līdzība pie noteiktiem nosacījumiem var tikt īstenota dzinēja un spēka iekārtas (SI) atsevišķos funkcionālajos elementos, elementu (moduļu) grupā, visā dzinējā vai spēka iekārtā (SI) kopumā. Katrā no šiem gadījumiem līdzības pietiekamie nosacījumi, tā. kritēriji, kuri nosaka režīmu līdzību, mēdz būt dažādi. Gāzturbīnu dzinējā ir iespējams nodrošināt gāzģeneratora darba režīmu līdzību neatkarīgi no tā shēmas (vienvārpsta vai divvārpstu), ja turbīna ir „noslēgta” ($\pi_{T_{GG}}^* = const$), bet kompresoru kaskādes ir neregulējamas (vai regulējamas

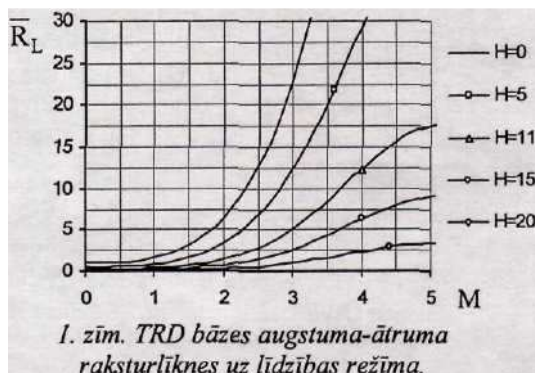
pielīdzinātā apgriezīnu skaita funkcijā). Tad vienīgais kritērijs, kurš nosaka GĢ darba režīmu līdzību, ir skaitļu M vienlīdzība pa aploces ātrumu. Tas ir līdzvērtīgs viena no rotoru pielīdzinātā apgriezīnu skaita (n_p) pastāvībai. Sekas darba režīmu līdzībai ģeometriski līdzīgiem GĢ ir visu gāzes plūsmu relatīvo parametru vienlīdzība līdzīgos punktos (šķēlumos) un, izrietoši, GĢ mezglu raksturliķņu nemainīgums.

Tika atzīmēts, ka GĢ un DM darba režīmu līdzība dāzturbīnu dzinējos ir atsevišķs gadījums. Tā var neattiekties uz visu dzinēju (uz visu SI), bet realizējas tādos gadījumos, kad neeksistē darba režīmu līdzība dzinēja ieejas un izejas elementos. Piemēram, līdzskaņas TRDD sistēmā ar sajaukšanu darbā uz GĢ (AS turbokompresora) līdzīgiem režīmiem uz DM pārējiem elementiem (turboventilatoru, sadegšanas kameru) režīmu līdzība izplatās, kad tiek novērota kritiskā izplūde no neregulējamas izejas iekārtas.

Tika izskatīta iespēja veikt TRD vilkmes kontroli, izmantojot GĢ darba līdzīgos režīmus. Tādiem režīmiem tika izstrādāta dzinēja vilkmes izmaiņas formula ar regulējamu sprauslu pie gāzes pilnās izplešanās pēc lidojuma augstuma un ātruma. Šo izteiksmi pēc konkrēto dzinēju nemainīgo lielumu aizstāšanas var iekļaut bortdatora algoritmos bāzes lomā droselēšanas raksturliķnēm:

$$\bar{R}_L = \bar{p}_H \cdot \pi_d \cdot \frac{\sqrt{1 - \frac{1}{(\pi_d \cdot \pi_{R_L})^{0,25}} - \frac{0,426 \cdot M}{\sqrt{1 + 0,2 \cdot M^2}} \cdot \sqrt{\frac{T_0}{T_{T_0}^*}}}}{\sigma_{IE_0}^* \cdot \sqrt{1 - \frac{1}{(\sigma_{IE_0}^* \cdot \pi_{R_L})^{0,25}}}}, \quad (1)$$

kur \bar{p}_H - atmosfēras spiediena izmaiņa atkarībā no augstuma (H);



$\pi_d = (1 + 0,2M^2)^{3,5} \cdot \sigma_{IE}^*$ - dinamiskā saspiešanas pakāpe;

π_{R_L} - spiediena kritums

turbokompresorā uz līdzības režīma; T_0 - apkārtējās vides temperatūra uz zemes;

$T_{T_0}^*$ - maksimālā stenda (uz zemes) gāzes temperatūra aiz turbīnas;

$\sigma_{IE_0}^*$ - zudumu koeficients ieejas iekārtā uz zemes;

$(\sigma_{IE}^*$ - zudumu koeficients iekārtā

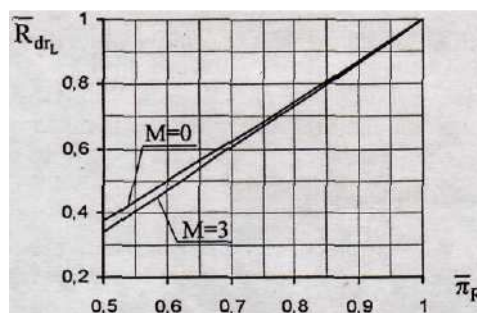
lidojumā.

Zīmējumā 1 parādītas TRD bāzes (uz GG darba līdzīga režīma) augstuma-ātruma raksturlīknes ar $\pi_{K_0}^* = 15$ un $T_{G_0}^* = 1600K$.

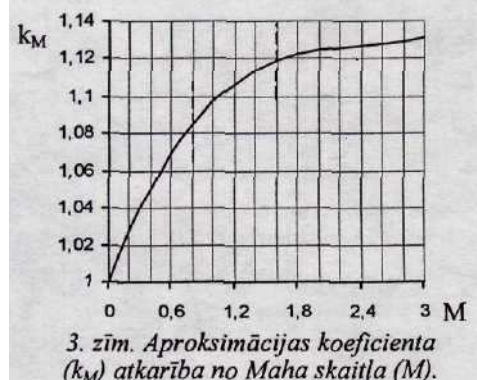
Savukārt, aprēķinu gaitā tika izanalizēta droselēšanas vilkmes relatīvā lieluma izmaiņa pie $M = \text{const}$:

$$\bar{R}_{dr_L} = \bar{\pi}_R \cdot \frac{\sqrt{1 - \frac{1}{(\pi_d \cdot \pi_{R_{dr}})^{0,25}} - \frac{0,426 \cdot M}{\sqrt{1 + 0,2 \cdot M^2}} \cdot \sqrt{\frac{288}{\bar{T}_{dr}^* T_{max}^*}}}}{\sqrt{1 - \frac{1}{(\pi_d \cdot \pi_{R_{max}})^{0,25}} - \frac{0,426 \cdot M}{\sqrt{1 + 0,2 \cdot M^2}} \cdot \sqrt{\frac{288}{T_{max}^*}}}}, \quad (2)$$

kur $\pi_{R_{max}}$ - maksimālais spiediena kritums turbokompresorā; $\bar{\pi}_R$ - relatīvais spiediena kritums turbokompresorā; $T_{T_{max}}^*$ - nobremzētās plūsmas maksimālā temperatūra aiz turbīnas; \bar{T}_{dr}^* - nobremzētās plūsmas relatīvā droselēšanas temperatūra. Formulā (2) relatīvo droselēšanas temperatūru (\bar{T}_{dr}^*) var aizstāt ar



2. zīm. Relatīvās droselēšanas vilkmes atkarība no relatīvā spiediena krituma turbokompresorā.



3. zīm. Aproximācijas koeficienta (k_M) atkarība no Maha skaitļa (M).

spiediena krituma pakāpes lielumu turbokompresorā ($\bar{\pi}_R$), apksimējot atkarību \bar{T}_{dr}^* no $\bar{\pi}_R$. Eksploatācijas procesā horizontālajā lidojumā ir nepieciešama dzinēja droselēšanas pakāpe līdz $\bar{T}_{dr}^* \approx 0,8$.

Šinī gadījumā droselēšanas pakāpes apksimācija pēc $\bar{\pi}_R$ ir gandrīz lineāra (vai tuvu tai), kas ievērojami vienkāršo aprēķina procesu.

Tā pat tika noteikts, ka relatīvā droselēšanas lieluma atkarība no relatīvā spiediena krituma turbokompresorā ir viennozīmīga lineāra atkarība pie lidojuma konkrētā Maha skaitļa (2. zīm.). Kā redzams, taišņu nodalīšanās kļūst ievērojama dziļās droselēšanas gadījumā. TRD vilkmes relatīvās droselēšanas pakāpes vienādojuma veids tika izteikts sekojošā veidā:

$$\bar{R}_{dr_L} = 1 - k_{dr_H} \cdot (1 - \bar{\pi}_{R_L}), \quad (3)$$

Aproximācijas vienādojumā skaitļa M ietekmes lielums tika izteikts ar atsevišķu koeficientu k_M (3. zīm.) no atkarības k_{dr_H} (k_{dro} - koeficients, kurš ievēro droselēšanas pakāpi uz zemes pie

M = 0):

$$k_{dr_H} = k_M \cdot k_{dr_0} \quad (4)$$

Lielumu k_M pēc skaitļa M tika piedāvāts aproksimēt ar trijiem fragmentāli-lineāriem nogriežņiem (kas ļauj paaugstināt aprēķinu ātrumu) sekojošā veidā:

$$k_M = A + k_v \cdot M. \quad (4a)$$

LA vadīšanai bortdatorā pēc aerodinamiskām raksturlīknēm dažādiem M un H tiek noteikta nepieciešamā vilkme R_{nep} , pēc kuras var noteikt droselēšanas vilkmes absolūto vērtību $R_{nep} = R_{dr}$. Tālāk tiek noteikta relatīvā droselēšanas vilkme, izmantojot GG darba līdzīgo režīmu $\bar{R}_{dr_L} = R_{dr} / (R_0 \cdot \bar{R}_L)$, kur R_0 -stenda vilkme uz zemes. Tad kļūst iespējams noteikt dzinēja darba režīmus, lietojot sekojošu atkarību:

$$\bar{\pi}_{R_L} = 1 - (1 - \bar{R}_{dr_H}) / k_{dr_H} \quad (5)$$

Rezultātā TRDD vilkmes lielumu jebkurā lidojuma augstumā un ātrumā var noteikt pēc vienkāršas apkopotas atkarības, izmantojot formulu (1) un (3):

$$R = R_0 \cdot \bar{R}_L \cdot \bar{R}_{dr_L}. \quad (6)$$

Trešajā nodaļā tiek apskatīti dažādu shēmu divkontūru TRD pamatraksturlīkņu noteikšanas veidi ar sašaurināmām neregulējamām sprauslām (līdzskaņas lidmašīnām), izmantojot DM līdzības režīmu. Tika piedāvāts pielietot divkontūru TRD ar zemo divkontūritātes pakāpi darba režīma kontroles parametru, kurš ir ekvivalents T_{RL}

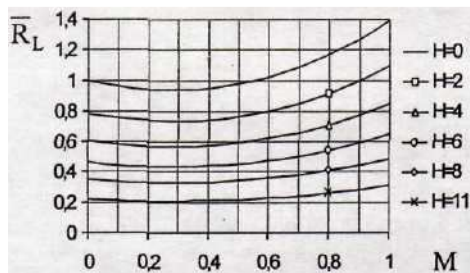
(EPR) - gaisa spiediena paaugstināšanās pakāpe ventilatorā (pēc spiediena mērījuma ārējā kontūrā samaisīšanas kameras ieejā). Spiediena mērīšanai TRDD ārējā kontūrā tiek dota priekšroka tādēļ, ka, pirmkārt, gaiss ir tīrāks nekā sadegšanas produkti (nepastāv mērierīču aizkoksēšanās bīstamība), bez tam, tur ir nedaudz augstāks spiediena lielums un mazāka plūsmas savērpe, nekā aiz turbīnas. Bez tam pie divkontūritātes pakāpēm $m = 4$ un augstāk vilkmes lielākā daļa (3/4 un vairāk) rodas ārējā kontūrā. Maksimālās vilkmes relatīvā izmaiņa atkarībā no M un H uz DM līdzības režīma tika iegūta vienkāršas un ērtas formulas veidā (4. zīm.):

$$R_L = \bar{p}_H \left\{ \left[(k_M + 1)(1 + 0,2M^2)^{3,5} - k_M \sqrt{\frac{1,2}{\tau_{Dz_0}}} \cdot M(1 + 0,2M^2)^3 \right] \times \right. \quad (7)$$

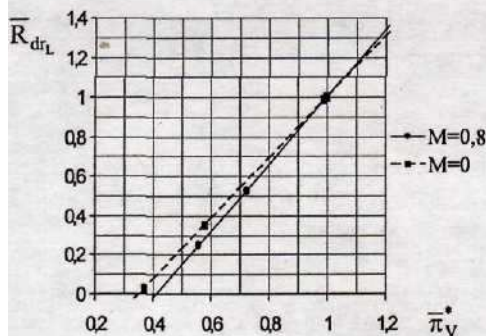
$$\left. \times \pi_{V_0}^* / \pi_{S(kr)} \cdot \sigma_{II} - 1 \right\} / \left((k_M + 1) \cdot \pi_{V_0}^* / \pi_{S(kr)} \cdot \sigma_{II} - 1 \right),$$

kur k_M - gāzes maisījuma adiobātes rādītājs sajaukšanas kamerā; $\pi_{V_0}^*$ - spiediena paaugstināšanās pakāpe ventilatorā, kura uz līdzīga režīma gan lidojumā, gan uz zemes ir vienāda; $\pi_{S(kr)}$ - spiediena kritums dzinēja sprauslā kritiskā aizplūdes režīmā; σ_{II} - zudumu koeficients otra kontūra kanālā; τ_{Dz_0} - gāzes maisījuma relatīvais temperatūras parametrs izejā nodzinēja.

Ekspimentālo droselēšanas raksturlīkņu (uz dzinēja RD-33 raksturlīkņu piemēra) attēlošanas īpatnība atkarībā no piedāvātā parametra ir stingri lineārs dzinēja vilkmes raksturs (5. zīm.) sākot no maksimālās stenda vērtības līdz pat minimālai



4. zīm. Dzinēja RD-33 relatīvās maksimālās vilkmes atkarība no lidojuma nosacījumiem pie DM līdzības.



5. zīm. Dzinēja RD-33 relatīvās droselēšanas vilkmes atkarība pie DM līdzības nosacījumiem no spiediena krituma ventilatorā.

vērtībai uz virszemes mazas gāzes režīma. Tas apstiprina viennozīmīgu korelācijas saikni starp vilkmi R un π_v^* , tai skaitā lidojumā un gaisa atvadīšanas gadījumā analogiski formulai (3). Tika noteikts, ka īpatnējā degvielas patēriņa C_{ip} atkarība no π_v^* ir līklīnijas atkarība, tomēr īpaši straujš C_{ip} pieaugums notiek pie π_v^* vērtības, kura ir zemāka par kritisko vērtību 1,89. Pie šīm π_v^* vērtībām turbīna pārstāj būt noslēgta, un pie tālākās droselēšanas spiediena kritums π_T^* tajā pazeminās. Tad kļūst nelineāras gāzes temperatūras atkarības no π_v^* pirms un aiz turbīnas. Tomēr lidojumā, ievērojot dinamisko spiedienu, virskritiskie spiediena kritumi, kuri nodrošina DM līdzību, tiek novēroti visā droselēšanas režīmu diapazonā, iekļaujot mazās gāzes lidojuma režīmu.

Tādā veidā jebkuram zemes režīmam ar kritisko izplūdi no sprauslas var noteikt DM darba līdzīgo režīmu lidojumā (uz jebkura lidojuma augstuma un ātruma), kurš atbilst turbokompresora apgriezīnu skaita pastāvībai.

Tika noteikts, ka degvielas patēriņa relatīvā izmaiņa uz DM līdzības režīma ir vienāda priekš visiem aviodzinēju tipiem neatkarīgi no to parametru līmeņiem, un tā ir sekojoša:

$$\bar{G}_{D_L} = (1 - 0,0226H)^{5,755} \cdot (1 + M^2 / 5)^4 = \bar{p}_H \cdot \sqrt{\bar{T}_H} (1 + M^2 / 5)^4. \quad (8)$$

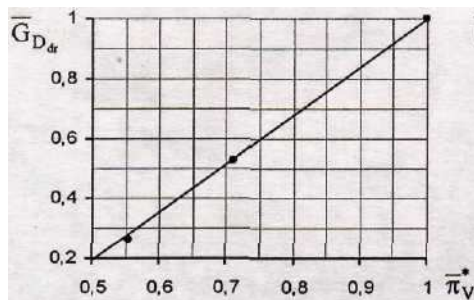
Degvielas patēriņa relatīvā izmaiņa droselēšanas gadījumā ir atkarīga no konkrēta dzinēja (6, 7. zīm.). Divkontūru turboreaktīvam dzinējam ar zemu divkonturitātes pakāpi (balstoties uz RD-33 piemēra) tādas atkarības aproksimācija ir lineāra un tās veids ir:

$$\bar{G}_{D_{dr}} = 1 - 1,5329(1 - 0,065M) \left(1 - \bar{\pi}_v^*\right), \quad (9)$$

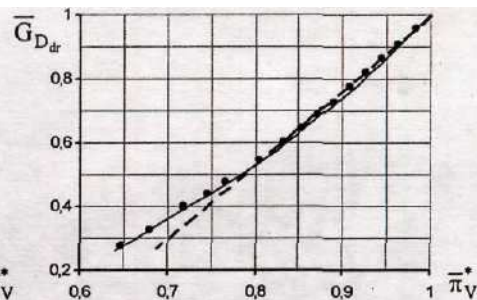
bet PS-90A tipa turboreaktīvam divkontūru dzinējam ar augstu divkonturitātes pakāpi šī atkarība nedaudz atšķiras no lineārās, režīmi ir zemāki par kritisko:

$$\bar{G}_{D_{dr}} = 1,649 \cdot \bar{\pi}_v^{*2} - 0,678 \cdot \bar{\pi}_v^* = 0,678 \cdot \bar{\pi}_v^* \left(2,432 \cdot \bar{\pi}_v^* - 1\right). \quad (10)$$

Tomēr droselēšanas pakāpes lidojuma diapazonā (līdz vērtībai 0,8) šo atkarību var pieņemt par lineāru analogiski ar (9).



6. zīm. Relatīvā degvielas patēriņa atkarība no relatīvā gaisa spiediena paaugstināšanās pakāpes dzinēja RD-33 ventilatorā pie $M=0,8$.



7. zīm. Relatīvā degvielas patēriņa atkarība no relatīvā gaisa spiediena paaugstināšanās pakāpes dzinēja PS-90A ventilatorā pie $M=0,8$.

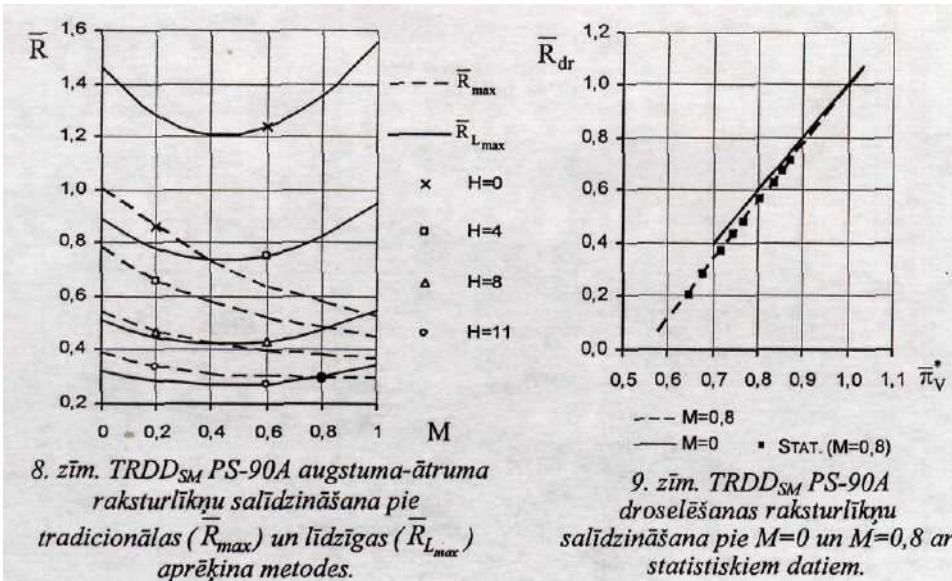
Tika izskatīts arī divvārpstu TRDD_{SM} pamatparametru (vilkmes un degvielas patēriņa) noteikšanas veids ar augstu divkonturitātes pakāpi, izmantojot DM līdzīgo režīmu. Bet tas ir iespējams tikai pie kritiskās izplūdes no kopējās sprauslas (pie lielām vērtībām šis režīms ir augstāks nekā maksimālais). Tika piedāvāta dzinēja bāzes augstuma-ātruma raksturlīkņu tiešā noteikšanas metode lidojumā pēc vienas formulas relatīvi šim teorētiskam stenda režīmam:

$$\bar{R}_L = \bar{p}_H \cdot \left[\frac{k+1}{k} \cdot \pi_d - M(1+0,2M^2)^3 \sqrt{\frac{1,2}{\tau_{Dz(kr)}} - \frac{1}{k}} \right], \quad (11)$$

kur k - adiobātes rādītājs gaisam; $\tau_{Dz(kr)}^* = T_{M_0(kr)} / T_0 = T'_{Ma b} / T_0$ - temperatūras samaisīšanas parametrs uz kritiskā režīma. Zīmīgi, ka jebkura konkrēta dzinēja raksturlīknēm ir pietiekami tikai šī viena parametra.

8. zīmējumā tiek attēlota TRDD augstuma-ātruma raksturlīkņu salīdzināšana uz dzinēja PS-90A piemēra, kur tiek salīdzinātas raksturlīknes, kuras ir aprēķinātas pēc tradicionālās programmas (kur ietilpst maksimālā vilkme), ar raksturlīknēm, kuras ir aprēķinātas pēc programmas, ievērojot DM līdzību (pēc izteiksmes 11). Var redzēt, ka pie vilkmes tekošo vērtību attiecības pret maksimālo stenda vilkmi ($\bar{R}_{L_{max}} = R_L / R_{max}$) maksimālais kreisera režīms ir līdzīgs kritiskam režīmam - kreisera lidojuma režīmā ($M = 0,8$ un $H = 11$ km) to vērtības sakrīt un ir vienādas ar $\bar{R} = 0,3$.

Zīmīgi, ka, piemēram, dzinējam PS-90A lidojuma kreisera (droselēšanas) režīms ir līdzīgs maksimālam stenda režīmam ($\bar{R} = 0,2$). Tika veikta dzinēja PS-90A droselēšanas vilkmes raksturlīkņu salīdzināšanas analīze uz dažādiem lidojuma ātrumiem. Tika noteikts to lineārs raksturs atkarībā no spiediena paaugstināšanās pakāpes ventilatorā, kā arī to nodalīšanās atkarībā no skaitļa M analogiski, kā formulā (3). Pie tam tika fiksēta aprēķina lielumu (pēc tradicionālās augstuma-ātruma raksturlīkņu aprēķina metodikas) sakrišana ar dzinēja statistiskiem datiem (9. zīm.).



Plūsmu šķeltas izplūdes gadījumā no TRDD kontūrām pie dzinēja moduļa līdzības (pie nepilnās izplešanās nosacījuma kontūrās dēļ kritiskās izplūdes no neregulējamām sprauslām) arī tika iegūta universālā bāzes augstuma-ātruma raksturliķņu formula:

$$\bar{R}_L = \bar{p}_H \cdot \pi_d \left\{ \left(1 - \frac{1}{k \cdot \pi_d} \right) + \frac{\left(\frac{\pi_{R_0}}{1,85} \cdot \frac{\sqrt{\tau_{S_0}^*}}{m} + 1 \right) - \frac{M \cdot (1 - 1/m)}{\sqrt{1 + 0,2 \cdot M^2}}}{k \left(1 + \sqrt{\tau_{S_0}^* / m} \right)} \right\}. \quad (12)$$

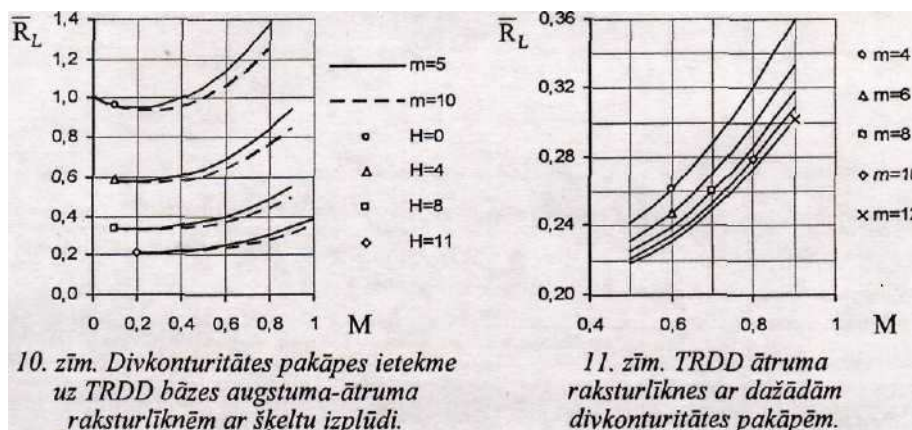
Šeit $\sqrt{\tau_{S_0}^*} = \bar{C}_S$ - plūsmu ātrumu attiecība izeja no kontūrām (pie enerģijas

optimālas sadalīšanas tā ir vienāda ar $\bar{C}_S = 1 / (\eta_V^* \cdot \eta_{VT}^*)$; η_V^*, η_{VT}^* - atbilstoši ventilatora un ventilatora turbīnas lietderības koeficients; m-divkonturitātes pakāpe.

Darbā tika veikta TRDD bāzes augstuma-ātruma raksturliķņu aprēķina analīze ar šķeltu izplūdi no sprauslām pie kritiskā spiediena krituma iekšēja kontūra turbokompresorā $\pi_{R_0} = 1,85$ (10. zīm.). Pētījumi parādīja divkonturitātes

pakāpes līdzīgo ietekmi uz šīm raksturliķņiem diapazonā $m = 4 \dots 12$ - piemērs uzrādīts gadījumam H- 11 km (11. zīm.).

Droselēšanas raksturliķnes relatīvi DM bāzes līdzības režīmam ir nepieciešami būvēt katram konkrētam dzinējam atkarības veidā no spiediena paaugstināšanas pakāpes ventilatorā, par cik tie ir lineāri relatīvi šim parametram (līdzīgi formulai 3 un 9), tomēr satur liķņu dažādu slīpumu.



Šādus apkopotus algoritmus ir ērti pielietot aproksimāciju vietā bortdatoros, īpaši manevro lidaparātu adaptīvajās prognozēšanas vadības sistēmās.

Ceturtajā nodaļā tika izklāstīta TRDD rotoru inerces momentu aprēķina modeļa izstrāde, kā arī, izmantojot šo modeli, divvārpstu divkontūtu TRD pārejas raksturliņņu aprēķina inženiermetodika ar spiedienpakāpēm.

Svarīgie lielumi pārejas procesu aprēķinam gāzturbīnu dzinējos ir rotoru polāro inerces momentu vērtības. Ventilatora un augstspiediena kompresora rotoru inerces momenti lielā mērā ir saistīti ar konkrēto dzinēju izmēriem un konstrukciju, kas paredz to detalizētu konstruktīvu apstrādi, bet tos ražotājfirmas dzinēju statistiskos datus parasti nesniedz. Par cik dzinēja rotoru inerces momenti un masas rādītāji ir saistīti ar dzinēju pamatparametriem (pie dzinēju tradicionālās shēmas), TRDD rotoru summāro inerces momentu tika piedāvāts noteikt pēc sekojošas empīriskas formulas:

$$I_{Z(TRDD)} = K \cdot \mu_{TK} \cdot G_{Gs\Sigma}^2 \cdot \left[1/(1+m) + bm \cdot L_V / L_E \right] \cdot [kg \cdot m^2]$$

kur $K = 1,9 \cdot 10^{-4}$ - statistiskais koeficients; $G_{Gs\Sigma}$ - summārais gaisa patēriņš caur

dzinēju; m - divkonturitātes pakāpe; L_V - ventilatora darbs; L_E - TRD kompresora summārais darbs, kurš ir ekvivalents TRDD kompresora un ventilatora darbam; $b = 0,6$ - ventilatora masas samazināšanās koeficients ārējā kontūrā lāpstiņu sašaurināšanās profila iespaidā.

Relatīvo turbokompresora masu $\mu_{TK} = M_{TK} / G_{Gs\Sigma}$ - tiek piedāvāts noteikt kā

turbokompresora četru pamatmezglu (ventilatora, kompresora, sadegšanas kameras, turbīnas) relatīvo masu summu. Tika piedāvātas uzlabotas empīriskas formulas to aprēķinam pēc dzinēja parametriem. Aprēķini pēc piedāvātas metodes parādīja labāku korelāciju ar statistiskiem datiem salīdzinājumā ar citām metodikām.

Tika izstrādāta TRDD pārejas raksturliņņu aprēķina inženiermetodika dzinēju pielietojumam ar spiedienpakāpi, kura var tikt izmantota izmēģinājuma stendiem un trenāžieriem. Pārejas laiku no viena ventilatora un augstspiediena rotora apgriezīnu skaita uz citu var aprēķināt sekojošā veidā:

$$\tau_{1-2(V)} = \left(\frac{\pi}{30}\right)^2 I_{Z_V} \int_{n_{V1}}^{n_{V2}} \frac{n_V}{\Delta N_{VT}} \cdot dn_V; \quad (14)$$

$$\tau_{1-2(AS)} = \left(\frac{\pi}{30}\right)^2 I_{Z_{AS}} \int_{n_{AS1}}^{n_{AS2}} \frac{n_{AS}}{\Delta N_{AST}} \cdot dn_{AS}, \quad (15)$$

kur $I_{Z_V}, I_{Z_{AS}}$ - atbilstoši ventilatora rotora un AS rotora inerces moments; n_V, n_{AS} - atbilstoši ventilatora rotora un AS rotora apgriezienu skaits; $\Delta N_{VT}, \Delta N_{AST}$ - atbilstoši ventilatora turbīnas un AS turbīnas pārpalikuma jauda.

Pārejas raksturlīknēm noteicīšie lielumi ir augsta un zema spiediena turbīnas pārpalikuma jaudas. Pie $\Delta N > 0$ notiek dzinēja gaitas attīstība, bet pie $\Delta N < 0$ - gaitas krišana.

Divvārpstu TRDD tika izmantota TRD pārejas procesu tuvinātā aprēķinu metodika, kura ir balstīta uz nostabilizēto un nenostabilizēto režīmu salīdzināšanas pie vienāda η_K un vienādos lidojuma apstākļos.

Gaitas attīstības (vai krišanas) aprēķinam pēc šīs metodes ir nepieciešams, lai būtu zināmas gaisa patēriņa, kompresora īpatnējā darba (vai turbīnu jaudas) un gāzes temperatūras (pirms turbīnas) atkarības no spiediena paaugstināšanas pakāpes dotajā kompresorā uz nostabilizētiem režīmiem (atmosfēras standarta apstākļos, $M = 0$ un $H = 0$). Nepieciešams zināt arī kompresora un ventilatora spiedienraksturlīknes.

Augstspiediena turbīnas pārpalikuma jaudas relatīvo lielumu tika piedāvāts izteikt sekojošas atkarības veidā:

$$\frac{\overline{\Delta N}_{AST}}{N_{AST(N)}} = \frac{\Delta N_{AST}}{N_{AST(N)}} = \sqrt{\overline{T}_G} - \frac{\overline{\eta}_{ASK}}{\sqrt{\overline{T}_G}} = \frac{\overline{T}_{pa} - \overline{\eta}_{ASK} \cdot \overline{T}_{dr}}{\sqrt{\overline{T}_{dr} \cdot \overline{T}_{pa}}}, \quad (16)$$

šeit $N_{AST(N)}$ - AS turbīnas jaudas lielums uz nostabilizēta režīma;

$\overline{T}_{pa} = T_{G(A)}^* / T_{G(max)}^*$ - gāzes temperatūras paaugstinājums pirms turbīnas

relatīva lieluma veidā; $\overline{T}_{dr} = T_{G(N)}^* / T_{G(max)}^*$ - relatīva droselēšanas temperatūra uz nostabilizētā režīma, kur $T_{G(max)}^*$ - gāzes temperatūra pirms turbīnas uz nostabilizēta režīma;

$\overline{T}_G = T_{G(A)}^* / T_{D(N)}^* = \overline{T}_{pa} / \overline{T}_{dr}$ - temperatūras pieejamā rezerve;

$\overline{\eta}_{ASK} = L_{ASK(A)} / L_{ASK(N)}$ - augstspiediena kompresora

relatīvais lietderības koeficients.

Tika noteikts, ka AS turbīnas pārpalikuma jaudas relatīvais lielums pie dotā π_{ASK}^* pamatā ir atkarīgs tikai no gāzes temperatūras paaugstināšanās pakāpes pirms turbīnas. Saskaņā ar šo atkarību, mainoties gāzes temperatūrai par 30%, AS turbīnas jauda palielinās aptuveni par 25%.

Analoģiski tika izteikta ventilatora turbīnas relatīvā pārpalikuma jaudas formula:

$$\frac{\overline{\Delta N}_{VT}}{N_{VT(N)}} = \frac{\Delta N_{VT}}{N_{VT(N)}} = \gamma_V \sqrt{\frac{\overline{T}_{pa}}{\overline{T}_{dr}}} - \frac{\overline{\eta}_V \sqrt{\overline{T}_{pa} / \overline{T}_{dr}} \left[m_N \cdot \overline{m}_A + 1 + L_{SP(N)} / L_{V(N)} \right]}{m_N + 1 + L_{SP(N)} / L_{V(N)}}, \quad (17)$$

kur $\gamma_V = L_{VT(A)} / (L_{VT(N)} \cdot \bar{T}_G^*)$ - koeficients, kurš ievēro ventilatora

turbīnas pārpalikuma jaudas samazināšanos; $L_{VT(A)}, L_{VT(N)}$ - ventilatora

turbīnas darbs atbilstoši pie gaitas attīstības un uz nostabilizētā režīma; $\bar{\eta}_V^*$ - ventilatora relatīvais lietderības koeficients; m_N - divkonturitātes pakāpe uz dzinēja nostabilizētā darba režīma; $\bar{m}_A = m_A / m_N$ - divkonturitātes pakāpes izmaiņa pie gaitas attīstības (krišanas). Spiedienpakāpes darba attiecība pret ventilatora darbu uz nostabilizētiem režīmiem $L_{Sp(N)} / L_{V(N)}$ paliek praktiski pastāvīga un to var pieņemt kā koeficientu.

Augstspiediena rotora uzdoto apgriezību sasniegšanas laiku $\tau_{(AS)}$ var aprēķināt pēc izteiksmes (15). Tālāk zinot laiku, izmantojot izteiksmi (14), var noteikt zema spiediena rotora apgriezību izmaiņas intervālu. Tika piedāvāts relatīvā veidā pāriet no integrāļa pēc apgriezieniem uz integrāli pēc droselēšanas temperatūras:

$$\tau_{(AS)} = K_{\tau_{(AS)}} \int_{\bar{n}_{V1}}^{\bar{n}_{V2}} \frac{\bar{n}_{AS}}{\Delta \bar{N}_{AST}} \cdot d\bar{n}_{AS} = \frac{K_{\tau_{(AS)}}}{2} \int_{\bar{T}_{dn}^*}^{\bar{T}_{dr}^*} \frac{d\bar{T}_{dr}^*}{\Delta \bar{N}_{AST}}, \quad (18)$$

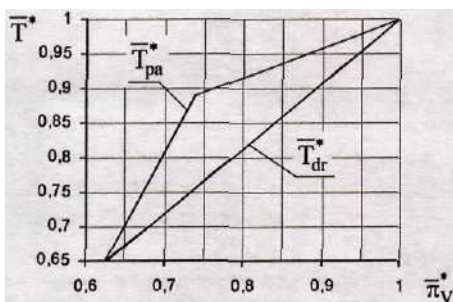
kur $K_{\tau_{(AS)}}$ - AS rotora dinamiskuma koeficients; n_{AS} - AS rotora relatīvais apgriezību skaits minūtē.

Integrāļa izteiksmi (18) ir ērti izteikt caur summu, sadalot zemintegrāļa funkciju uz pārejas intervāliem no vienas droselēšanas pakāpes uz citu:

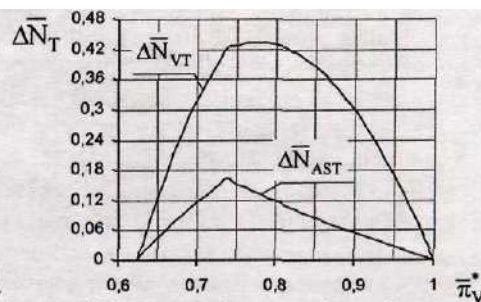
$$\tau_{(AS)} = \frac{K_{\tau_{(AS)}} \Delta \bar{T}_{dr}^*}{2} \sum_{\bar{T}_{dn}^*}^{\bar{T}_{dr}^*} \frac{1}{\sqrt{\bar{T}_{pa}^* / \bar{T}_{dr}^*} - \bar{\eta}_{ASK}^* \sqrt{\bar{T}_{dr}^* / \bar{T}_{pa}^*}} = \frac{K_{\tau_{(AS)}} \Delta \bar{T}_{dr}^*}{2} \sum_{\bar{T}_{dn}^*}^{\bar{T}_{dr}^*} \frac{\sqrt{\bar{T}_{pa}^* \cdot \bar{T}_{dr}^*}}{\bar{T}_{pa}^* - \bar{\eta}_{ASK}^* \bar{T}_{dr}^*}, \quad (19)$$

kur $\Delta \bar{T}_{dr}^* = \bar{T}_{dr1}^* - \bar{T}_{dr2}^*$ - droselēšanas temperatūru starpība relatīvā veida izvēlētajā intervālā.

Lai aprēķinātu, kā uzvedas rotoru pārpalikuma jaudas katrā laika momentā (13).



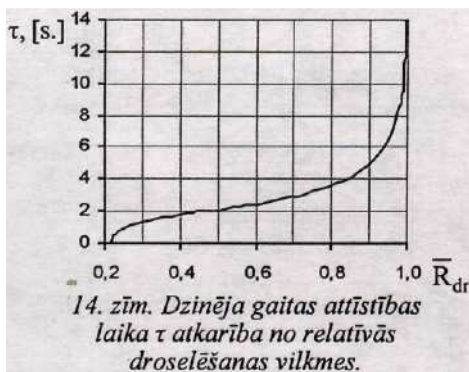
12. zīm. Temperatūras relatīvās izmaiņas atkarība no spiediena paaugstināšanas pakāpes ventilatorā.



13. zīm. Turbīnas jaudas relatīvās izmaiņas atkarība no spiediena paaugstināšanas pakāpes ventilatorā.

zim.), tika izmantotas dzinēja PS-90A raksturliķnes. Zināms, ka dzinēja gaitas attīstība (gaitas attīstības laiks no mazās gāzes režīma $\bar{T}_{dr}^* = 0,65$ līdz maksimālam $\bar{T}_{dr}^* = 1$)

sastāda 14 sekundes. Pirmajā tuvinājumā temperatūras pieaugumu tiek piedāvāts veikt lineāro aproksimāciju veidā. Saiknei ar augstāk izstrādātām augstuma-ātruma raksturliķnēm droselēšanas temperatūras



atkarības tika pārrēķinātas uz atkarībām pēc piedāvāta vilkmes kritērija -

spiediena krituma ventilatorā π_V^* (12. un

13. zīm.). Zinot π_V^* izmaiņas diapazonu, tiek noteikts šī režīma sasniegšanas laiks τ_V , kurš ir limitējošs un nosaka dzinēja gaitas attīstības laiku τ kopumā līdz uzdotam vilkmes līmenim. Laiku τ ekspluatācijā (lidojumā) var noteikt, izmantojot atgriezenisku atkarību, pēc nepieciešamās

relatīvās droselēšanas vilkmes vērtības (14. zīm.). Šāda aprēķina rezultātā var noteikt, vai dzinējs spēs attīstīt apgriezienus un nodrošināt vilkmi, kura ir nepieciešama plānota manevra veikšanai.

Slēdziens

Promocijas darbā ir pētītas gāzturbīnu aviodzinēju ekspluatācijas raksturliķņu dārtmodelēšanas metodes efektivitātes parametru - vilkmes un degvielas patēriņa izmaiņas lidojumā atkarībā no ekspluatācijas faktoriem: ātruma, augstuma un droselēšanas pakāpes.

Izpētes procesā ir iegūtas jaunas likumsakarības un izdarīti šādi secinājumi:

1. Dažādu shēmu gāzturbīnu dzinējiem (TRD un TRDD) ir piedāvāts ekspluatācijas raksturliķņu tiešais aprēķinu paņēmiens vilkmes un degvielas patēriņa izmaiņas formulas veidā atkarībā no augstuma un ātruma uz dzinēja moduļa līdzības režīma un tālākas droselēšanas pēc vilkmes parametra lineārās atkarības.
2. Teorētiski atklātas un ar eksperimentu datiem apstiprinātas dažādu shēmu dzinēju vilkmes lineārās atkarības pie droselēšanas pēc vilkmes parametra - summārā gāzes spiediena krituma dzinēja modulī; TRDD vilkmes parametra vietā ir piedāvāts lietot gaisa saspiešanas pakāpi ventilatorā.
3. Noteikta TRD un TRDD vilkmes un degvielas patēriņa droselēšanas raksturliķņu nobīdes (nodalīšanās) palielināšanās likumsakarība lidojuma ātruma (skaitļa M) palielināšanās gadījumā un piedāvāts šīs parādības ievērošanas veids.
4. Izstrādāta TRDD raksturliķņu aprēķina metode ar zemu divkonturitātes pakāpi relatīvi maksimālam stenda režīmam; noteikts, ka gāzes uzsilšanas pakāpe sajaukšanas kamerā nav atkarīga no saspiešanas pakāpes ventilatorā, bet atkarīga tikai no gāzģeneratora cikla parametriem un divkonturitātes pakāpes.
5. Divkontūru TRD ar augstu divkonturitātes pakāpi raksturliķņu aprēķina metodē bāzes režīma vietā piedāvāts lietot kritiskās izplūdes teorētisko režīmu no sašaurināmām neregulējamām dzinēju sprauslām, kas nodrošina dzinēja moduļa līdzību atkarībā no lidojuma ātruma.
6. Teorētiski noteikts, ka uz dzinēja moduļa līdzības režīma relatīvā degvielas patēriņa izmaiņa atkarībā no lidojuma augstuma un ātruma nav atkarīga no gāzturbīnu dzinēja tipa.
7. Uz dzinēju mezglu statistisko masas raksturliķņu bāzes izstrādāts divvārpstu divkontūru TRD ar spiedienpakāpēm rotoru inerces momentu aprēķina modelis.
8. Izstrādāta divvārpstu divkontūru TRD pārejas raksturliķņu aprēķina inženiermetode uz dzinēja gaitas attīstības kopējā temperatūras kritērija izmaiņas bāzes.