

Sergey Kravchenko

PERSPEKTĪVO KOSMISKO APARĀTU ELEKTRISKO RAĶEŠU DZINĒJU DZESĒŠANAS SISTĒMU IZSTRĀDE

Promocijas darba kopsavilkums



RĪGAS TEHNISKĀ UNIVERSITĀTE

Mašīnbūves, transporta un aeronautikas fakultāte

Aeronautikas institūts

Sergey Kravchenko

Studiju programmas “Transports” doktorants

**PERSPEKTĪVO KOSMISKO APARĀTU
ELEKTRISKO RAKEŠU DZINĒJU
DZESĒŠANAS SISTĒMU IZSTRĀDE**

Promocijas darba kopsavilkums

Zinātniskais vadītājs
profesors *Dr. habil. sc. ing.*
VLADIMIRS ŠESTAKOVŠ

RTU Izdevniecība
Rīgā 2021

Kravchenko, S. Perspektīvo kosmisko aparātu elektrisko raķešu dzinēju dzesēšanas sistēmu izstrāde. Promocijas darba kopsavilkums. Rīga: RTU Izdevniecība, 2021. 48 lpp.

Iespiests saskaņā ar promocijas padomes “RTU P-22” 2020. gada 6. novembra lēmumu, protokols Nr. 04030-9.18.1/3.

Vāka attēls *Ad Astra Rocket Company*.

<https://doi.org/10.7250/9789934225925>

ISBN 978-9934-22-591-8 (print)

ISBN 978-9934-22-592-5 (pdf)

PROMOCIJAS DARBS IR IZVIRZĪTS ZINĀTNES DOKTORA GRĀDA IEGŪŠANAI RĪGAS TEHNISKAJĀ UNIVERSITĀTĒ

Promocijas darbs zinātnes doktora (*Ph. D.*) grāda iegūšanai tiek publiski aizstāvēts 2021. gada 23. aprīlī plkst. 14.00 tiešsaistē.

OFICIĀLIE RECENZENTI

Profesors *Dr. habil. sc. ing.* Vitālijs Pavelko,
Rīgas Tehniskā universitāte, Latvija

Profesors *Dr. habil. sc. ing.* Aleksandrs Andronovs,
Sanktpēterburgas Valsts civilās aviācijas universitāte, Krievija

Profesors *Dr. habil. sc. ing.* Zbignevs Koruba (*Zbigniew Koruba*),
Kelces Tehnoloģiju universitāte, Polija

APSTIPRINĀJUMS

Apstiprinu, ka esmu izstrādājis šo promocijas darbu, kas iesniegts izskatīšanai Rīgas Tehniskajā universitātē zinātnes doktora (*Ph. D.*) grāda iegūšanai. Promocijas darbs zinātniskā grāda iegūšanai nav iesniegts nevienā citā universitātē.

Sergey Kravchenko (paraksts)

Datums:

Promocijas darbs ir uzrakstīts angļu valodā, tajā ir ievads, septiņas nodaļas, secinājumi, literatūras saraksts, 42 attēli, četras tabulas, divi pielikumi, kopā 134 lappuses. Literatūras sarakstā ir 72 nosaukumi.

SATURS

IEVADS	5
1. ELEKTRISKO RAĶEŠDZINĒJU (ERD) PAŠREIZĒJĀS ATTĪSTĪBAS VALSTS, TO PRIEKŠROCĪBU UN TRŪKUMU ANALĪZE	10
2. ERD ENERĢIJAS PĀRVEIDOŠANAS MEHĀNISMU ANALĪZES	15
3. ERD TERMISKĀS BILANCES KONCEPCIJA UN TĀS NOVĒRTĒŠANA.....	18
4. ERD DZESĒŠANAS SISTĒMAS MATEMĀTISKĀ MODEĻA IZSTRĀDE	23
5. APRĒĶINA METODE, APRĒĶINA ALGORITMS UN DATORU APRĒĶINU PROGRAMMA ERD DZESĒŠANAS SISTĒMAI.....	30
6. REZULTĀTU PĀRBAUDE UN APSTIPRINĀŠANA. EKSPERIMENTI AR PAMATA PROTOTIPU BEZ DZESĒŠANAS SISTĒMAS	32
7. EKSPERIMENTI AR MAGNĒTISKĀS PLAZMAS DINAMISKO ERD AR DZESĒŠANAS SISTĒMU UN IESLĒDZAMU ĀRĒJU MAGNĒTISKO LAUKU	35
KOPSAVILKUMS UN SECINĀJUMI	42
LITERATŪRAS SARAKSTS	44

IEVADS

Tēmas aktualitāte

Pēdējos 20 gados kosmosa izpētes tempi ir ievērojami palēninājušies, salīdzinot ar 20. gadsimta 50.–90. gadiem. Tam ir divi galvenie iemesli:

- Zemes tuvumā esošās kosmiskās telpas izpētes kvalitatīvas attīstības nepieciešamības izsīkums, jo nākamajam posmam vajadzētu būt Zemes tuvumā esošā kosmosa tehnoloģiskajai attīstībai. Bet, ņemot vērā pašreizējo metožu augstās izmaksas, kas ir nepieciešamas kosmosa kuģa palaišanai ar orbītā esošajiem tehnoloģiskajiem materiāliem un aprīkojumu, mūsdienās nav tādu tehnoloģiju, kuru izstrāde Zemes orbītā būtu ekonomiski pamatota;
- starpplanētu pētījumu un tehnoloģisko misiju kvalitatīvas attīstības iespēju trūkums, jo kravnesības masas attiecība pret kosmosa kuģa masu, kas ir aprīkots ar tradicionālajiem ķīmiskajiem dzinējiem, ir ļoti zema. Šī zemā attiecība ir izskaidrojama ar tradicionālo ķīmisko motoru nelielo īpatnējo impulsu, kam ir pietiekama vilce, lai nogādātu nepieciešamo starpplanētu misiju slodzi Zemes orbītā, bet nepietiekams īpatnējais impulss, kas ir nepieciešams, lai nodrošinātu Saules sistēmas debess ķermeņu pētījumus.

Īpatnējā impulsa palielināšanas problēmas risinājums pastāv kopš 20. gadsimta 60. gadiem. Tas ir plaši izplatīts elektriskajiem raķešdzinējiem (ERD), kuru perspektīvākajiem modeļiem mūsdienās ir īpatnējais impulss, kas ir vairāk nekā 20 reizes lielāks nekā mūsdienu ķīmisko raķešdzinēju īpatnējais impulss.

ERD ieviešana paver iespēju jaunam kosmosa izpētes laikmetam – plaši izplatītai Zemes grupas (Mēness, Marss, Venēra) un Saules sistēmas planētu izpētei visas cilvēces interesēs.

Tomēr sabiedriski noderīgus kosmosa produktus ar pieņemamu tirgus vērtību un atbilstošu tirgus pieprasījumu ilgtermiņā 20–30 gadu laikā var nodrošināt tikai samērā lieli un smagi satelīti, kuriem ir nepieciešamas jaudīgas un vieglas spēkiekārtas – lieljaudas ERD.

Tāpēc prioritāte šajā jomā ir pietiekami jaudīga, uzticama un izturīga ERD izveidošana.

Galvenā problēma, kas ierobežo ERD masveida ieviešanu un izmantošanu, ir to jaudas ierobežojums saistībā ar dzinēju struktūras termisko sagraušanu. Tāpēc visefektīvākais risinājums, kas tuvākajā nākotnē ievērojami palielinās ERD vilci bez termiskās sagraušanas, ir efektīvas dzinēja konstrukcijas elementu dzesēšanas sistēmas izveidošana un ieviešana.

Tas nosaka šī pētījuma aktualitāti.

Izpētes objekts: perspektīvs lielas enerģijas elektrisko raķešdzinējs (ERD).

Izpētes priekšmets: elektriskā raķešdzinēja struktūras dzesēšanas sistēmas.

Darba mērķis: teorētisko, metodisko un eksperimentālo pieeju izstrāde lieljaudas elektrisko raķešdzinēju resursa un efektivitātes uzlabošanai, pamatojoties uz to elementu struktūru dzesēšanas sistēmu uzlabošanu.

Izpētes metodes: darbā izmantotas formalizācijas, vispārināšanas, fizikālās un matemātiskās modelēšanas, eksperimenta, salīdzināšanas metodes, kā arī algoritmu teorijas un lietišķās programmēšanas metodes.

Zinātniskā novitāte

1. ERD dzesēšanas sistēmas daudzfaktoru fizikālais un matemātiskais modelis.
2. Metodiskā rokasgrāmata un algoritms ERD dzesēšanas sistēmas parametru aprēķināšanai.
3. Programmatūra, kas ļauj aprēķināt ERD dzesēšanas sistēmas parametrus ar mainīgiem sākotnējiem datiem un robežnosacījumiem.

Pētījuma rezultāti

1. Mūsdienu ERD un to perspektīvās attīstības, priekšrocību un trūkumu analīze attiecībā uz raķešu paātrinātājiem, kas izmanto gāzu, kas ir raķešu degvielas sadegšanas produkti, izplešanās enerģiju. Galvenā perspektīvo kosmosa kuģu ekspluatācijas prasība ir pietiekami jaudīga ERD izveidošana, tomēr mūsdienās šāda dzinēja nav – masveidā ražotu elektrisko raķešdzinēju jaudīgāko modeļu vilcējspēks ir 0,05–0,10 N. Galvenā problēma to plašajā attīstībā un ieviešanā ir spēcīgas ERD struktūru termiskās sagraušanas problēma.
2. Pamatojoties uz enerģijas pārveidošanas teorētisko mehānismu analīzi ERD, ir izstrādāta metodiskā rokasgrāmata ERD struktūru sagraušanas procesu novērtēšanai.
3. Pamatojoties uz siltuma bilances vienādojumu un ERD struktūras shēmu, tika izveidots ERD dzesēšanas sistēmas daudzdimensiju fizikālais un matemātiskais modelis, kas iekļauj trīs elementus: siltumu uztverošo apakšsistēmu, siltuma pārnese apakšsistēmu un siltuma izkliedēšanas apakšsistēmu. Izstrādājot matemātisko modeli, tika izmantota pakāpeniskas problēmu risināšanas metode.
4. Pamatojoties uz fizikālo un matemātisko modeli, izstrādāta metodiskā rokasgrāmata un algoritms ERD dzesēšanas sistēmas parametru aprēķināšanai.
5. Autora izstrādātais eksperimentālais elektriskais raķešdzinējs ar dzesēšanas sistēmu tika izgatavots un pārbaudīts uz īpaši šim nolūkam izveidotas eksperimentālās iekārtas un testa stenda.
6. Eksperimentu sērija tika veikta ar magnētisko plazmas dinamisko jonu-plazmas dzinēju ar tā magnētisko lauku bez dzesēšanas sistēmas (MPDO) un ar autora izstrādātu dzesēšanas sistēmu.
7. Pamatojoties uz eksperimentu rezultātu analīzi, autors sniedza pierādījumus, ka paātrinātāja anoda pārkaršanas un sagraušanas cēloņi ir anoda elektroniska bombardēšana.
8. Iegūto eksperimentālo rezultātu pareizību autors novērtēja, pamatojoties gan uz pārbaudi – uz vairākiem objektiem iegūto rezultātu salīdzinājumu –, gan ar aprēķinu un eksperimentos iegūto rezultātu salīdzinājumu.

Praktiskā nozīme

- Programmatūra, kas ļauj aprēķināt ERD dzesēšanas sistēmas parametrus ar mainīgiem sākotnējiem datiem un robežnosacījumiem.
- Praktiski ieteikumi, ko var izmantot, lai projektētu elektriskos raķešdzinējus ar dzesēšanas sistēmām.

Aizstāvēšanai izvirzītās tēzes

1. ERD dzesēšanas sistēmas fizikālais un matemātiskais modelis.
2. ERD dzesēšanas sistēmu parametru aprēķināšanas metodiskā rokasgrāmata un algoritms.
3. ERD elektrodu sistēmas pārkaršanas un sagraušanas procesu attīstības hipotēze.
4. Programmatūra, kas ļauj aprēķināt ERD dzesēšanas sistēmas parametrus ar mainīgiem sākotnējiem datiem un robežnosacījumiem.

Aprobācija

Starptautiskās zinātniskās konferences

1. Space Industry day 2019, Latvia, Riga, 20 March 2019, “Electric Propulsion Thrusters Testing Approach”, S. Kravchenko, N. Panova.
2. 22th international scientific conference TRANSPORT MEANS 2018, Lithuania, Trakai, 3–5 October 2018, “Evaluating the Efficiency of Spacecraft Electric Thruster”, S. Kravchenko, A. Urbah.
3. Space Tech Expo Europe 2017, Technology Forum, Germany, Bremen, 24–26 October 2017, “Electric Thrusters Thermal Vacuum Testing”, S. Kravchenko.
4. Riga Technical University 58th International Scientific Conference, Latvia, Riga, 12–18 October 2017, “Development of Cooling System of Ion-Plasma Engines”, S. Kravchenko, A. Urbah.
5. European Planetary Science Congress 2017, Latvia, Riga, 17–22 September 2017, “Small interplanetary spacecraft and their electric propulsion systems testing approach”, S. Kravchenko.
6. 5th International Scientific Conference of Ventspils International Radio Astronomy Centre, Latvia, Ventspils, 23–24 August 2017, “METAMORPHOSIS – the space testing facility from Ventspils” S. Kravchenko, N. Panova, M. Cēbere.

Diemžēl daudzas zinātniskās konferences kopš 2019. gada beigām tika atceltas vai atlikas Covid-19 dēļ (piemēram, *European Conference on Spacecraft Structures, Materials and Environmental Testing ECSSMET2020*).

Publikācijas

1. Kravchenko, S., Kuleshov, N., Shestakov, V. Approach to mathematical modeling of the thermal stress of ion-plasma thrusters. Article accepted by the Editorial Board of *Transport and Aerospace Engineering* in May, 2020.
2. Kravchenko, S., Kuleshov, N., Shestakov, V. Ion-Plasma Thrusters Thermal Balance Estimation. *Journal of Multidisciplinary Engineering Science and Technology (JMEST)*, 2020, vol. 7, no. 4, pp. 11666–11674. e-ISSN 2458-9403.
3. Kravchenko, S., Urbahs, A. Evaluating the Efficiency of Spacecraft Electric Thruster Operation. In: *Transport Means 2018: Proceedings of the 22th International Scientific Conference*, Lithuania, Trakai, 3–5 October, 2018. Kaunas: Kaunas University of Technology, 2018, pp. 983–986. ISSN 1822-296X. e-ISSN 2351-7034.
4. Urbahs, A., Kravchenko, S. Development of Cooling Systems of Ion-Plasma Engines. In: *Riga Technical University 58th International Scientific Conference: Programme*, Latvia, Riga, 12–18 October, 2017. Riga: RTU, 2017, pp. 184–184. ISBN 978-9934-22-001-2.
5. Kravchenko, S., Panova, N., Cēbere, M. METAMORPHOSIS – the Space Testing Facility from Ventspils. In: *Space Research Review*, vol. 5, Latvia, Ventspils, 23–2. August, 2017. Ventspils: Ventspils University of Applied Sciences, 2018, pp. 98–105 ISBN 978-9984-648-89-7.
6. Urbahs, A., Visockiene, Y., Liu, Y., Carjova, K., Kravchenko, S. Human-In-The-Loop Remote Piloted Aerial Systems in the Environmental Monitoring. *Transport and Aerospace Engineering*, 2016, vol. 3, iss. 1, pp. 91–100. ISSN 2255-968X. e-ISSN 2255-9876. DOI: 10.1515/tae-2016-0011.
7. Kravchenko, S., Nesterov, S., Romanko, V., Testodov, N., Khalimanovich, V., Khristich, V. Approaches to Creation of Complex Systems for Trying-out and Testing of Spacecrafts. In: *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series “Mechanical Engineering”*, Special publication no. 1 “Refrigeration and Cryogenic Technology, Systems of Air Conditioning and Life Support”, 2013, pp. 149–175, UDK 621.528.1 ISSN 0236-3941, republished in: *Engineering Journal: Science and Innovations*, 2013, iss. #1(13)/2013, ISSN 2308-6033. DOI: 10.18698/2308-6033-2013-1-598.
8. Kravchenko, S., Nesterov, S., Testodov, N., Khalimanovich, V., Khristich, V. *Calculation and Design of Space Simulating Facilities Cryogenic Shrouds*. Moscow: Novella, 2013. 89 p. ISBN 978-5-904463-37-3.
9. Kravchenko, S. V., Nesterov, S. B., Michalkin, V. M., Testodov, N. A., Khalimanovich, V. I., Khristich, V. V., Sharov, A. K. Preparation of Initial Data to Calculate and Design Cryogenic Systems for Thermal Vacuum Spacecraft Testing. In: *Vacuum Equipment, Materials and Technology: Proceedings of the VIII International Conference Proceedings*, Moscow, Sokolniki Culture & Exhibition Centre, 2013, April 16–18 / Ed. Professor Dr. habil. sc. ing. Nesterov S. B., Russia, Moscow, 16–18 April, 2013. Moscow: Novella, 2013, pp. 288–295. ISBN 978-5-904463-36-6.

10. Kravchenko, S. V., Nesterov, S. B., Michalkin, V. M., Testoedov, N. A., Khalimano-
vich, V. I., Khristich, V. V., Sharov, A. K. Creation of Comprehensive Systems for
Thermal Vacuum Testing of Space Equipment. In: *Vacuum Equipment, Materials and
Technology: Proceedings of the VIII International Conference*, Moscow, Sokolniki
Culture & Exhibition Centre, 2013, April 16–18 / Ed. Professor Dr. habil. sc. ing. Ne-
sterov S. B., Russia, Moscow, 16–18 April, 2013. Moscow: Novella, 2013, pp. 275–
287. ISBN 978-5-904463-36-6.
11. Kravchenko, S. V., Nesterov, S. B., Romanko, V. A., Testoedov, N. A., Halimano-
vich, V. I., Hristich, V. V. *Approaches of the spacecraft testing facilities development*.
Moscow: Novella publishing, 2012. ISBN 978-5-904463-30-4, 32 p.

Promocijas darba struktūra

Promocijas darbu veido ievads, septiņas nodaļas, secinājumi, kopā 134 lappuses, ieskaitot četras tabulas un 42 attēli, 72 literatūras avoti, divi pielikumi.

1. ELEKTRISKO RAĶEŠDZINĒJU (ERD) PAŠREIZĒJĀS ATTĪSTĪBAS VĀLSTS, TO PRIEKŠROCĪBU UN TRŪKUMU ANALĪZE

Eiropas Kosmosa aģentūras sniegtā elektriskās piedziņas definīcija: “Elektriskā piedziņa (EP) ir kosmiskās piedziņas klase, kurā tiek izmantota elektriskā enerģija, lai paātrinātu virzošo spēku ar dažādiem iespējamiem elektriskiem un/vai magnētiskiem līdzekļiem” [3].

ERD priekšrocības

- Resurss simtiem reižu pārsniedz ķīmisko raķešdzinēju resursus. Piemēram, NASA apstiprina nepārtrauktu ERD *NEXT* jonu vilces sistēmas darbības laiku, ja kļūme pārsniedz 51 000 stundu, un kosmiskais kuģis *Deep Space 1* ar *NSTAR* ERD ir pārsniedzis vairāk nekā 262 miljonus kilometru, un tā ātrums palielinās, pateicoties tā darbībai. Elektriskās piedziņas sistēmas ātrums bija lielāks nekā 10 km/s [5].
- Mūsdienu EPT īpatnējais impulss ir desmitreiz lielāks nekā ķīmisko dzinēju īpatnējais impulss [6].
- Enerģijas avota un darba šķidruma atdalīšana ERD novērš ķīmiskajiem dzinējiem raksturīgo ierobežojumu – nepieciešamību pēc liela daudzuma oksidētāja un propelenta.

Elektriskās piedziņas dzinēji ir ārkārtīgi elastīgas sistēmas, kuru darbības procesi ir ļoti jutīgi pat pret nelielām parametru izmaiņām. Dažādu veidu ERD atkarībā no konkrētā uzdevuma dažādus mehānismus darba šķidruma paātrināšanai var kombinēt dažādos veidos.

Mūsdienās ir plašs ERD klāsts, jo tie ir izstrādāti, pamatojoties uz dažādiem zinātniskiem un tehniskiem principiem. Galvenie no tiem ir minēti tālāk tekstā.

- Plazmas elektrodinamiskās paātrināšanas princips, ko 1956.–1957. gadā ierosināja un eksperimentāli attaisnoja akadēmiķis Ļevis Arcimovičs un viņa līdzstrādnieki, lika pamatus dažādu klašu paātrinātājiem: impulsa ERD ar gāzveida un cietiem darba materiāliem, stacionāriem lielās strāvas magnētiskajiem plazmas dinamiskajiem ERD.
- Jonu paātrinājuma princips magnetizētā plazmā ar azimutālo elektronu dreifu. Šis princips tiek piemērots dzinējiem ar anoda slāni un Holla efekta dzinējiem.
- Harolda Kaufmana (*Harold R. Kaufman*) (ASV) ierosinātais plazmas jonu dzinēja princips: šajā dzinējā jonus paātrina arī gareniskais elektriskais lauks, tomēr atšķirībā no dzinējiem ar anoda slāni tie sākotnēji tiek “izrauti” no plazmas izlādes ar elektroniem, kas svārstās gareniskā magnētiskajā laukā. Plazmas jonu dzinējam ir augsta efektivitāte un resursi, bet tas daudzējādā ziņā un darbības variāciju diapazonā zaudē dzinējam ar anoda slāni.
- Masas elektrodinamiskā paātrinājuma principu 1975. gadā ierosināja Džerārs O’Nīls (*Gerard K. O’Neill*) (ASV). Šādi dzinēji izmanto enerģiju, kas uz kosmosa kuģi no Zemes vai cita kosmosa kuģa tiek pārsūtīta labi fokusētu mikroviļņu staru veidā.

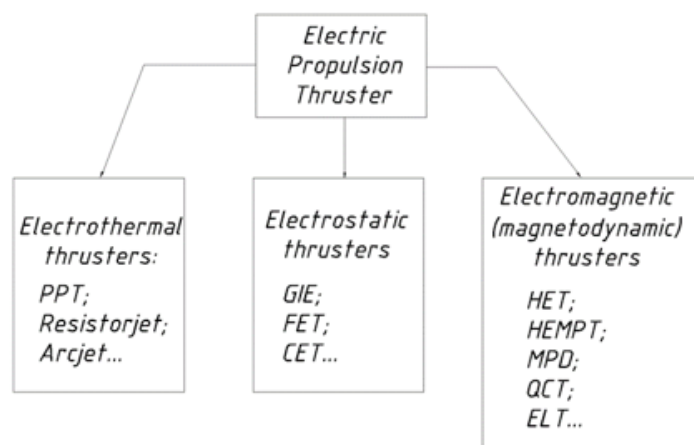
ERD, kas ir izstrādāti saskaņā ar šiem principiem, ir ļoti dažādi. ERD klasifikācija līdz šim nav noteikta. Literatūrā ir dažādas sistēmas, kas klasifikācijai izmanto dažādas ERD pazīmes.

Klasifikācijas sistēmā, kas pilnībā atspoguļo pašreizējo līmeni Eiropā un stāvokli EPT pētniecības un attīstības jomā, tiek izmantota ESA klasifikācija, ko ir ierosinājusi “*Electric Propulsion Innovation & Competitiveness*” (EPIC).

Šīs klasifikācijas pamatā ir dalījums atbilstoši darbības principam un dzinēja ierīces galvenajiem elementiem. EPIC ietvaros tiek ierosināta šāda ERD klasifikācija [10], kas iekļauj 11 galvenās dzinēju klases:

1. režģu jonu dzinēji (GIE);
2. Holla efekta dzinēji (HET);
3. augstas efektivitātes daudzpakāpju plazmas dzinēji (HEMPT);
4. pulsējošie plazmas dzinēji (PPT);
5. magnetoplazmas dinamiskie (MPD) dzinēji;
6. četru magnētisko dipolu aizturēšanas kameras dzinējs (QCT);
7. *resistorjet*;
8. *arcjet*;
9. lauka izmešu elektriskās piedziņas dzinējs (FEED);
10. koloidālie un elektriskās izsmidzināšanas dzinēji (CET);
11. dzinēji bez elektrodiem (ELT).

Tomēr ir uzskats, ka šī elektrisko dzinēju klasifikācija ir diezgan apgrūtināta. Tāpēc, pamatojoties uz analīzi, tiek ierosināts klasificēt elektriskos dzinējus pēc dominējošā daļiņu paātrinājuma mehānisma. Tad elektriskos dzinējus, kuru darbības procesi principā atšķiras, var iedalīt trijās klasēs un attēlot shematiski (1.1. att.).



1.1. att. Piedāvātā ERD klasifikācija.

Tie ir:

- elektrotermiskie dzinēji;
- elektrostatiskie dzinēji;
- elektromagnētiskie (magnētiski dinamiskie) dzinēji.

Saskaņā ar piedāvāto shēmu par elektrotermiskiem dzinējiem var uzskatīt visus dzinējus, kas izmanto darba šķidruma iekšējās enerģijas termodinamiskos principus, kas palielina daļiņu paātrinājumu. Tie visi paātrināšanai izmanto neitrālu plazmu. Savukārt elektrotermiskos dzinējus klasificē pēc gāzes izlādes veida elektriskajā lokā, pretestības strūklā un indukcijas dzinējos.

Starp tiem ir pulsējošie plazmas dzinēji (*PPT*), *resistojet*, *arcjet*.

Elektrostatiskie dzinēji ir jonu (tostarp koloidālie) dzinēji, kas daļiņu paātrināšanai izmanto Kulona spēka darbību.

Elektrostatiskos dzinējus pēc jonizēšanas un paātrinājuma zonu organizācijas pazīmēm klasificē elektrostatiskajos dzinējos ar paplašinātu jonizācijas un paātrinājuma zonu un dzinējos ar šauru jonizācijas un paātrinājuma zonu. Dzinējus ar šauru jonizācijas un paātrinājuma zonu atkarībā no jonizācijas un paātrinājuma pakāpi vai zonu skaita iedala vienpakāpes vai daudzpakāpi dzinējos.

Šādā grupā ietilpst režģu jonu dzinēji (*GIE*), lauka emisijas elektriskie dzinēji (*FEEP*), koloidālie un elektriskās iesmidzināšanas dzinēji (*CET*).

Elektromagnētiskie (magnētiski dinamiskie) dzinēji daļiņu paātrināšanai izmanto Lorenca spēku. Dažiem šīs klases dzinēju veidiem Lorenca spēks tiek apvienots ar Kulona spēku. Šajā klasē ir iekļauti Holla efekta dzinēji (*HET*), augstas efektivitātes daudzpakāpi plazmas dzinēji (*HEMPT*), magnētiskās plazmas dinamiskie (*MPD*) dzinēji, četru magnētisko dipolu aizturēšanas kameras dzinēji (*QCT*) un dzinēji bez elektrodiem (*ELT*) atbilstoši *EPIC* klasifikācijai.

ERD, kā arī citu veidu raķešdzinēju [3]–[7] pamata raksturlielumi

Vilcējspēks, ko parasti apzīmē ar T , ir reakcijas spēks, kas darba šķidrumu “pilina” no strūklas sprauslas F_{wb} . Kopumā dzinēja vilcējspēku veido, summējot divus komponentus: reaktīvo spēku T_m , kas rodas, mainoties darba šķidruma strūklas momentam, un gāzes strūklas spiedienu T_p – darba šķidruma izplūdes strūklas spiedienu:

$$T = T_m + T_p. \quad (1.1.)$$

Otrā termina vērtība ir būtiska dzinējiem, kas paātrina nesējraķeti atmosfērā, t. i., darbojas augsta spiediena apgabalā, kura uzdevums ir “pacelt” nesēja svaru “uz darba strūklas” šķidruma, kā arī citiem atmosfēras reaktīvajiem dzinējiem, piemēram, dažiem gaisa kuģu reaktīvajiem dzinējiem.

Tāpēc attiecībā uz ERD nevar ņemt vērā sprieguma spēku, kas ir radies darba šķidruma spiediena dēļ, jo darba šķidruma mazā masas plūsmas ātruma un tā zemā spiediena dēļ tas ir vairākkārt zemāks nekā darba šķidruma “izplūdes strūklas” reakcijas spēks.

Ekvivalentu ātrumu, kas ir vienāds ar raķetes dzinēja vilcējspēka un darba šķidruma masas plūsmas attiecību, nosaka ar izteiksmi [3]:

$$v_{eq} = \frac{T}{G} \quad \text{vai} \quad v_{eq} = -v_{ex} + \frac{S}{G} (P_{ex} - P_{atm}). \quad (1.2.)$$

Dzinējiem ar nelielu darba šķidruma plūsmas ātrumu un spiedienu otrā termina vērtība (1.2. vienādojums) ir niecīga, salīdzinot ar pirmo.

Tāpēc ar lielu precizitāti ERD var pieņemt, ka $|v_{eq}| = |v_{ex}|$. Tad ERD vilcējspēka izteiksme ir šāda:

$$T = v_{ex}G. \quad (1.3.)$$

Kopējais impulss I , ko dzinējs piešķirs kosmosa kuģim, ir [3]:

$$I = mv_{eq} \text{ vai } I = -mv_{ex} + \frac{mS}{G}(P_{ex} - P_{atm}). \quad (1.4.)$$

Raķešdzinēju efektivitāti novērtē, izmantojot rādītājus: **īpatnējais vilcējspēks un īpatnējais impulss** [3], [7].

Ar īpatnējo impulsu I_{sp} saprot impulsu daudzumu, ko rada raķetes dzinējs uz darba šķidruma svara vienību:

$$I_{sp} = \frac{I}{mg}, \quad (1.5.)$$

kur g ir gravitācijas paātrinājums jūras līmenī: $9,80665 \text{ m/s}^2$.

Ar īpatnējo vilcējspēku T_{sp} saprot vilcējspēka attiecību pret darba šķidruma plūsmas ātrumu:

$$T_{sp} = \frac{T}{Gg}. \quad (1.6.)$$

Īpatnējais ātrums ΔV ir impulsa mērījums uz kosmosa kuģa masas vienību, kas ir nepieciešams manevra veikšanai, vai īpatnējais ātrums ir vērtības mērs, kas ir vienāds ar kosmosa kuģa ātruma pieaugumu, kas tiek sasniegts, pateicoties dzinēja darbībai manevra laikā.

No visa iepriekšminētā izriet ļoti svarīgs praktiskais secinājums: **transportlīdzekļiem, kas veic misiju orbītā** (kas ir palaišanas sistēmu lietderīgā slodze), **svarīgāka ir nevis degvielas padeve, bet gan darba šķidruma v_{ex} novecošanās ātrums (jeb īpatnējais impulss I_{sp}) elektrostacijā.**

Nesējraķetēm ļoti svarīga ir degvielas rezerve.

Šis secinājums ir nozīmīgs, lai izprastu praktisko vajadzību palielināt darba šķidruma (īpatnējā impulsa) beigšanās ātrumu kosmosa kuģos ar ERD.

ERD struktūras iedalījuma mehānismi

Principā jebkuru ERD kā sarežģītu sistēmu var attēlot triju apakšsistēmu veidā:

- apakšsistēma darba šķidruma radīšanai (gazifikācija un/vai jonizācija);
- darba šķidruma paātrināšanas apakšsistēma (paplašinoša sprausla plazmatrona dzinējiem vai jonu un plazmas paātrinātāji jonu un plazmas dzinējiem);
- apakšsistēma plazmas veidošanās un paātrinājuma procesa atbalstam, kas iekļauj dažādu veidu dzinējus, piemēram, plazmas katodus, izlādes elektrodu sistēmas barošanas avotus, akseleratora sistēmu, magnētisko sistēmu, ierīces darba šķidruma spiediena regulēšanai un stabilizēšanai, tā uzglabāšanai un transportēšanai, citas palīgierīces un instrumentus.

Jebkuras no šīm trim apakšsistēmām sagraušana izraisa pilnīgu dzinēja atteici. Analīze liecina par trim galvenajiem lieljaudas ERD struktūru sagraušanas mehānismiem:

- termomehāniska kļūme pārkaršanas dēļ, kā arī dzinēja mehānisko konstrukciju izturības, stingruma un stabilitātes zudums;
- elektroerozīva sagraušana, kas rodas no parazītu loka mikroizlādes triecienelementa konstrukcijas elementu iztvaikošanas zonā, kad tvaika spiediens sasniedz izlādes aizdedzes vērtību saskaņā ar Pašena likumu;
- elektroerozīva konstrukciju sagraušana, kas rodas dzinēja darba šķidruma neneitrālas plazmas plūsmas ietekmē.

Pirmo divu sagraušanas mehānismu cēlonis ir dzinēja pārkaršana. Trešā mehānisma darbības cēlonis ir elektrodu sistēmas elementu virsmas slāņa izsitumi saistībā ar plazmas jonu bombardēšanu, plazmas plūsmas jonizāciju un izsisto atomu sagūstīšanu un to noplūde ārpus plazmas izlādes starpā. Trešā sagraušanas mehānisma darbība ir raksturīga jonu plazmas dzinējiem, kuru paātrinājuma zonā plazma nav gandrīz neitrālā stāvoklī.

Enerģija, kas baro iepriekšminētos iznīcināšanas mehānismus, ir enerģijas zudumi elektriskajā raķešdzinējā.

Elektriskās piedziņas dzinēju priekšrocības, salīdzinot ar ķīmiskajiem raķešdzinējiem

- ERD resurss var būt simt reižu lielāks nekā ķīmisko raķešdzinēju resurss.
- Mūsdienu ERD īpatnējais impulss ir desmit reižu lielāks nekā ķīmisko dzinēju īpatnējais impulss.
- Enerģijas avota un darba šķidruma atdalīšana ERD ļauj pārvarēt ķīmiskajiem dzinējiem raksturīgo ierobežojumu – salīdzinoši mazu plūsmas ātrumu un nepieciešamību pēc liela daudzuma oksidētāja un propelenta.

Galvenā kosmosa kuģu darbības prasība ir pietiekami jaudīga ERD izveidošana, taču līdz šim brīdim šāds dzinējs nav radīts – komerciāli pieejamo jaudīgāko ERD modeļu vilcējspēks ir 0,05–0,10 N, eksperimentālajiem dzinējiem ar īpašu impulsu no 10^5 s pakāpes ir vilces miliņūtonu diapazonā. Pasaules pieredze eksperimentālu lieljaudas ERD izveidē liecina, ka to plašās izstrādes un ieviešanas posmā ir divas galvenās problēmas.

1. Pirmā problēma ir borta elektrības avota izveide lieljaudas kosmosa kuģim. Šis jautājums ir ārpus šī pētījuma jomas.
2. Otra problēma ir spēcīgu ERD struktūru sagraušana.

ERD jaudas ierobežošanas problēmu termiskās sagraušanas dēļ var atrisināt, izmantojot efektīvu dzinēja konstrukcijas elementu dzesēšanas sistēmu, tostarp mūsdienu augstas temperatūras supervadošus magnētus, kurus var izmantot, lai radītu magnētisko lauku, kas ir nepieciešams ERD darbībai. Piedāvātais pētījums ir veltīts šīs problēmas risinājumam. Šim nolūkam vispirms ir jāanalizē enerģijas pārveidošanas mehānismu iezīmes ERD.

2. ERD ENERĢIJAS PĀRVEIDOŠANAS MEHĀNISMU ANALĪZES

Elektriskais piedziņas dzinējs ir elektriskās enerģijas pārveidotājs plazmas plūsmas kinētiskajā enerģijā. Plazmatrona (elektrotermiskajos) dzinējos, kā arī klasiskajos ķīmiskajos raķešdzinējos tiek runāts par strūklas mehāniski virzītu kustību, ko silda vai nu strāva, vai loka izlāde (kā eksotermiska ķīmiska reakcija) līdz darba šķidruma zemas temperatūras plazmas stāvoklim. Plazma šādos ERD ir neitrāla, un to veido nejauši kustīgi (termiskās kustības) joni, kas pastāvīgi rekombinējas un disociējas. Būtībā tā ir tikai plazma, līdz tiek izkļiedēts pietiekams enerģijas daudzums, lai rekombinēto jonu pāra temperatūra būtu zemāka nekā jonizācijas enerģija un darba šķidrums atgrieztos molekulārā stāvoklī.

Elektrostatiskajos un elektromagnētiskajos dzinējos plazmas plūsmas kinētiskā enerģija ir darba šķidruma jonu kinētisko enerģiju summa, ko paātrina elektriskā un magnētiskā lauka iedarbība. Darba šķidruma pozitīvo un negatīvo jonu masa atšķiras vismaz par trim lieluma pakāpēm, tāpēc darba šķidruma pozitīvie joni parasti ir jāpaātrina. Šim nolūkam tie iepriekš ir jājonizē.

Jāatzīmē, ka pozitīvo jonu paātrināšanas mehānisma izmantošana izraisa kvazineitrālas plazmas atdalīšanos: pozitīvie joni galvenokārt izplūst no dzinēja, un plazmas elektronu kustība beidzas ar to uztveršanu ar ekranējošu elektrodu vai magnētisko slazdu lauku. Tādējādi, dzinējam darbojoties, rodas aizvien lielāks elektriskais lādiņš, līdz ar to dzinēja un kosmosa kuģa potenciāls pastāvīgi palielinās (ERD darbība atgādina Van de Grāfa (*Van de Graaff*) ģeneratoru). Papildus elektrisko sistēmu sagraušanas briesmām, kas rodas dzirksteles izlādes ietekmē, tas izraisa Kulona spēku rašanos, kas iedarbojas uz kosmosa kuģi un maina tā orbītu, kā arī pievelk tam neitrālos kosmosa objektus (piemēram, mikrometeorītus vai kosmosa atkritumus).

Procesi elektrotermiskajos dzinējos ir diezgan skaidri – tie ir samērā līdzīgi procesiem ķīmiskajos dzinējos, tostarp pārkaršanas un termiskās sagraušanas procesiem. Šajā darbā piedāvātā pieeja dzesēšanas sistēmu aprēķināšanai, projektēšanai un izstrādei ir noderīga un lietojama arī elektrotermiskajiem dzinējiem. Tieši tāpēc šajā promocijas darbā uzsvars netiek likts tikai uz elektrotermiskajiem dzinējiem, bet uzmanība pievērsta arī elektrostatiskajiem un elektromagnētiskajiem dzinējiem.

Tāpēc, lai izprastu enerģijas pārveidošanas zaudējumu raksturu elektrostatiskajos un elektromagnētiskajos dzinējos, ir jāapsver iespējamie darba šķidruma jonu paātrināšanas, t. i., paātrinājuma spēku veidošanās, mehānismi.

Analīze liecina, ka galvenie spēki, kuru darbība tiek izmantota dažādos jonu un plazmas dzinēju modeļos, lai paātrinātu darba šķidruma jonus, ir turpmāk minētie. Turpmāk vektoru lielumi ir norādīti treknrakstā.

Kulona spēks, kas jonam piešķir paātrinājumu, ko izraisa elektriskā (elektrostatiskā) lauka iedarbība, kas ir vienāds ar jonu lādiņa q_i un elektriskā lauka stipruma E reizinājumu.

Kulona spēka iedarbība ir galvenais elektrostatisko dzinēju paātrināšanas faktors, to izmanto arī dažās elektromagnētisko dzinēju klasēs: režģu jonu motors (*GIE*), Holla efekta dzinējs (*HET*), augstas efektivitātes daudzpakāpju plazmas dzirksteļstrāvas ģenerators

(HEMPT), pulsējošais plazmas dzinējs (PPT), četru magnētisko dipolu aizturēšanas kameras dzinējs (QCT) un daži bezelektrodu paātrinātāji.

Lorenca spēks, kas jonam piešķir magnētiskā lauka izraisīto paātrinājumu, ir vienāds ar jonu lādiņa reizinājumu ar jonu ātruma un magnētiskā lauka indukcijas vektora reizinājumu: $q_i(\mathbf{v}_i \times \mathbf{B})$. Turpmāk $\times$ ir vektora produkta zīme.

Izmantojot Lorenca spēku, dzinēju var veidot, pamatojoties uz jonu-ciklotrona un elektronu-ciklotrona rezonansēm, kuru izstrāde pašlaik notiek. Līdzīgus ERD EPIC klasificē kā vilcējspēku bez elektrodiem [8].

Lorenca spēks tiek plaši izmantots elektronu trajektoriju pārvēršanai jonizācijas kamerā no lineārās uz slēgtām orbītām, kas ļauj palielināt elektronu trieciena varbūtību uz darba šķidruma neitrālo atomu un tādējādi palielināt darba šķidruma jonizācijas pakāpi. Magnētiskās sistēmas, kas kopā ar šāda veida elektrodu sistēmu rada Lorenca spēka efektu, tiek izmantotas daudzos mūsdienu ERD veidos, piemēram, Holla efekta dzinējos (HET) [8].

Spēks tiek izraisīts strāvas plūsmas caur plazmu dēļ, jo pastāv jonu sadursmes ar virzītu plazmas elektronu plūsmu. Paātrinājumu, kas rodas šī spēka iedarbībā, sauc par “elektroniskā vēja” paātrinājumu.

Hidrodinamiskajā plazmas modelī “elektronu vēja” efekts ir vienāds ar jonu lādiņa un strāvas blīvuma reizinājuma ar plazmas vadītspēju $\frac{q_i I}{\sigma}$ [9].

Šis spēks (apvienojumā ar Lorenca spēku) tiek izmantots jonu paātrināšanai magnētiskās plazmas dinamiskajos (MPD) dzinējos.

Gāzes dinamiskā vai termiskā paātrinājuma spēks, kas rodas jonu spiediena gradienta dēļ, kā rezultātā tiek virzīta jonu haotiskā termiskā kustība un nejauši novirzītie termisko sadursmju spēki veido virzītu rezultātīvo vektoru. Var teikt, ka šī spēka iedarbībai ir palīgraksturs, jo šī spēka vērtību, kas ietekmē jonu paātrinājumu, sasniegšana ir raksturīga tikai noteikta veida magnētiskajiem plazmas dinamiskajiem (MPD) dzinējiem [8].

Hidrodinamiskajā plazmas modelī šis spēks ir aptuveni vienāds ar jonu spiediena gradienta un plazmas koncentrācijas attiecību $\frac{\nabla p_i}{n}$ [9].

Reaktīvās vilces veidošanās process elektrostatisķajos un elektromagnētiskajos dzinējos notiek uzlādētu daļiņu – darba šķidruma elektrostatisķo un elektromagnētisko dzinēju pozitīvo jonu – paātrinājuma dēļ, tāpēc darba šķidruma neitrālo atomu un plazmas jonu ātrumi atšķiras vairākos lielumos.

Darba šķidruma neitrālie (nejonizētie) atomi praktiski nepiedalās elektrostatisķo un elektromagnētisko dzinēju vilces un reaktīvās jaudas veidošanā, jo tieši paātrinātu jonu aizplūšanas ātrumi pārsniedz neitrālo atomu ātrumu par vairākām lieluma pakāpēm, kas nosaka dzinēja darba šķidruma aizplūšanas ātrumu v_{eq} . Šajā gadījumā paātrinātā darba šķidruma G masas plūsmas ātrums būs jonu G_i masas plūsmas ātrums, kas ir vienāds ar jonu skaita n_i un darba šķidruma jonu masas reizinājumu m_i .

Pēc tam veidojas elektrostatisķo un elektromagnētisko dzinēju vilces T izteiksme:

$$T = -v_{exi}(m_i n_i), \quad (2.1.)$$

kur v_{exi} – paātrināto jonu izsmelšanas ātrums.

Elektrostatisko un elektromagnētisko dzinēju īpatnējo impulsu var definēt kā:

$$I_{sp} = \frac{v_{exi}}{g}. \quad (2.2.)$$

Kopumā jonu kustības vienādojums elektromagnētiskajā laukā retinātas plazmas apstākļos ir šāds [4]:

$$m_i \frac{dv_i}{dt} = q_i \times \mathbf{E} - \frac{\nabla P_i}{n} - \frac{qj}{\sigma} + q_i (\mathbf{v}_i \times \mathbf{B}). \quad (2.3.)$$

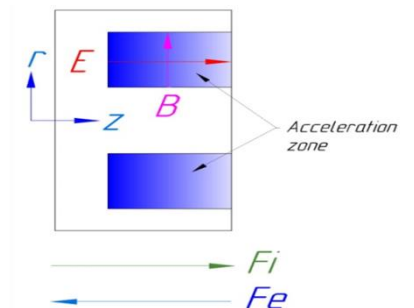
Elektrostatiskajā laukā ir divu veidu jonu paātrinājums:

- jonu paātrinājums elektrostatiskajā laukā;
- jonu paātrinājums, ko rada elektriskā un magnētiskā lauka kombinētā darbība.

Pirmajā gadījumā ERD vilcējspēka komponentu, ko rada elektrostatiskais lauks, veido kā elektrodu mehāniskās reakcijas spēku uz iegūto Kulona spēku, kas rodas darba šķidrums jonu un dažādu potenciālu elektrodu elektriskā lauka mijiedarbības rezultātā. Šis tīrā paātrinājuma mehānisms tiek izmantots režģu jonu dzinēja (*GIE*) tipa elektrostatiskajos ERD [8].

Otrajā gadījumā ar elektriskā un magnētiskā lauka kombinēto darbību izpaužas Holla efekts – vadošajā plazmā, caur kuru plūst strāva, rodas novirzes strāva, kas ievērojami maina paātrinājuma mehānismu, salīdzinot ar elektrostatisko dzinēju.

ERD ar šķērselektriskiem un magnētiskiem laukiem shematiska diagramma: *Hall Effect Thruster (HET)* [8], kas ilustrē elektriskā un magnētiskā lauka iedarbību uz jonu, redzams 2.1. attēlā.



2.1. att. ERD shēma ar šķērselektriskiem un magnētiskiem laukiem.

ERD ar jonu paātrinājumu šķērselektriskajos un magnētiskajos laukos vilces spēks palielinās, pateicoties Ampēra spēka papildu iedarbībai uz jonu plūsmu [10].

3. ERD TERMISKĀS BILANCES KONCEPCIJA UN TĀS NOVĒRTĒŠANA

ERD termiskās bilances koncepcija

Siltumenerģiju, kas tiek piegādāta ERD struktūrai, var noteikt, no kopējā siltumenerģijas jaudas Q_t daudzuma, kas tiek izdalīts ERD darbības laikā (ERD emitētā siltumenerģija), atņemot siltumenerģijas daudzumu, kas ārpus ERD tiek piešķirts ar darba šķidruma plūsmu Q_{wf} . Tā kā dzinēja iekšpusē starp ERD struktūras elementiem ir mehāniski savienojumi un attālums starp tiem ir salīdzinoši mazs, tas nozīmē, ka galvenais siltuma pārnese mehānisms ERD struktūrā ir siltumvadītspēja. No otras puses, kosmosā vakuums ap ERD ir ļoti efektīvs siltumizolators, konvekcijas un siltuma vadīšanas procesu ārējā telpā nav, vienīgais siltuma pārnese mehānisms ir starojums, un ERD absorbēto siltumenerģiju ārpus ERD termodinamiskās sistēmas var “noņemt” tikai ar starojumu: sakarsēts ERD ir siltuma starojuma avots, un ERD izstarotā jauda Q_r tiek atņemta no absorbētās.

Starpība starp absorbēto un izstaroto siltuma jaudu nosaka ERD siltuma bilances stāvokli:

$$Q_t - Q_{wf} = Q_r. \quad (3.1.)$$

Turklāt, palielinoties ERD jaudai, tā siltuma balance virzās uz izstarotās jaudas palielināšanos un attiecīgi uz dzinēja struktūras temperatūru, jo ERD starojuma virsmas nevar izkliedēt piegādāto siltumu. ERD sāk pārkarst – līdzsvara temperatūra var atrasties ārpus ERD materiālu darbības diapazona (kabeļu izolācija, magnēta Kirī punkts utt.), tāpēc, lai nepieļautu ERD pārkaršanu, tā vadības sistēmā ir jāiestrādā termostats, t. i., īpašs kontrolvārsts, lai mākslīgi mazinātu vilcējspēku, īpatnējo impulsu un jaudu, lai nepieļautu pārkaršanu un dzinēja sabrukšanu. Šāda vajadzība rodas jau ERD ar patērēto elektrisko jaudu 660 W (SPD-70) [11].

Alternatīva mākslīgi pazeminātajam ERD sniegumam ir izveidot ERD dzesēšanas sistēmu, kas ļauj “noņemt” lieko siltuma daudzumu ārpus ERD, pēc tam izkliedējot to kosmosā. Tādējādi efektīva dzesēšana var novērst ERD daļu pārkaršanu.

ERD izstarotā siltumenerģija

ERD ir elektriskās enerģijas pārveidotājs plazmas plūsmas kinētiskajā enerģijā. Viens no galvenajiem visu raķešu dzinēju enerģijas raksturlielumiem ir darba šķidruma kinētiskā jauda, ko sauc arī par reaktīvo jaudu P_{jet} :

$$P_{jet} = \frac{1}{2} G V_{ex}^2, \quad (3.2.)$$

kur G – darba šķidruma masas plūsma; V_{ex} – darba šķidruma izplūdes ātrums.

Kinētisko jaudu var izteikt arī ar ERD vilcējspēku T un tā īpatnējo impulsu I_{sp} :

$$P_{jet} = \frac{1}{2} T I_{sp} g. \quad (3.3.)$$

ERD faktiskās jaudas, t. i., tās reaktīvās jaudas P_{jet} , attiecība pret ERD patērēto elektrisko jaudu P ir kopējā ERD efektivitāte η :

$$\eta = \frac{P_{\text{jet}}}{P}. \quad (3.4.)$$

Zaudējumi enerģijas pārvēršanai sekundē elektriskās piedziņas jaudā ir ERD enerģijas zudumi P_L :

$$P_L = (1 - \eta)P \text{ vai } P_L = P - P_{\text{jet}}. \quad (3.5.)$$

Teorētiski visus enerģijas pārveidošanas zudumus ERD var raksturot kā:

- siltuma zudumus: siltuma zudumi strāvas vadītājos, plazmas siltuma pārvešana uz ERD struktūru, zudumi haotiski kustīgu neitrālu atomu sildīšanai plazmas plūsmā;
- jonu staru novirzi (kuru vērtība ir mazāka nekā 10 %, un tos var mazināt, kā aprakstīts tālāk tekstā);
- ERD struktūru elektroerozīvu sagraušanu.

Tādējādi tiek ierosināts ņemt vērā pieņēmumu, ka siltuma jauda, kas izdalās ERD darbības laikā, ir kopējie enerģijas zudumi, pārveidojot elektrisko enerģiju jonu stara P_L kinētiskajā enerģijā. Atšķirība starp P_L un Q_t ir tikai atšķirīgās jonu plūsmas daļas parazitiskā jauda, kas neietilpst ERD struktūrā, bet kuras trajektorija nav stingri pretēja ERD vilcēj spēka vektoram.

ERD siltumenerģijas mazināšana, izmantojot darba šķidruma plūsmu

Lai novērtētu siltuma jaudu, kas ārpus dzinēja tiek novirzīta ar darba šķidruma plūsmu, tiek piedāvāta šāda pieeja. Siltuma jauda, ko novirza darba šķidruma plūsma ārējā telpā, ir vienāda ar darba šķidruma masas siltumenerģijas maiņas ātrumu un darba šķidruma diskrētajai masai, ko ERD izstaro vienā laika vienībā. To var noteikt kā:

$$Q_{\text{wf}} = C_{\text{wf}} G \Delta T_{\text{wf}}, \quad (3.6.)$$

kur C_{wf} – darba šķidruma īpatnējais siltums, izteikts J/(kg·K); ΔT_{wf} – darba šķidruma vidējās temperatūras izmaiņa, plūstot caur ERD, K; tā ir gandrīz vienāda ar izejošo plazmas temperatūru.

Stacionārā ERD darbības režīmā runa ir par īpatnējo siltumu, jo īpatnējā siltuma jauda pie pastāvīga spiediena ir C_p .

Saskaņā ar [12] plazmas C_p ir pārejas $C_p(T)$, rotācijas $C_p(R)$, vibrācijas $C_p(V)$ un elektronikas $C_p(E)$ enerģijas režīmu kombinācija. To nosaka izteiksme:

$$C_p(T) = C_p(T) + C_p(R) + C_p(V) + C_p(E). \quad (3.7.)$$

Lai aprēķinātu elektrodzinēja termisko režīmu, ir jāņem vērā vērtība, kas ir tuvu minimālajai siltumenerģijas vērtībai, kuru ir novirzījusi darba šķidruma plūsma, – 0,7 % dzinējam piegādātās elektroenerģijas daudzuma. Šajā gadījumā kļūda ir līdzvērtīga faktiskās siltuma slodzes samazinājumam dzesēšanas sistēmā, salīdzinot ar aprēķināto, t. i., dzesēšanas sistēmai ir zināma jaudas rezerve (ne vairāk par 9 %).

No iepriekšminētā izriet, ka pastāv ievērojama atšķirība starp ķīmiskajiem dzinējiem un ERD. To veido pašdzesēšanas mehānismu atšķirības. Ķīmiskajā dzinējā siltuma atdalīšana no konstrukcijas elementiem tiek efektīvi veikta siltuma “noņemšanas” dēļ ar darba šķidruma masas plūsmu ar lielu masas plūsmas ātrumu (kg/s), un tā ir pietiekami efektīva. Turpretim ERD, ņemot vērā mazo masas plūsmas ātrumu (mg/s), dzesēšana, pateicoties darba šķidruma siltuma “noņemšanai”, nav efektīva un “noņem” ne vairāk kā 10 % ģenerētā siltuma.

Nepieciešamības izveidot ERD dzesēšanas sistēmu novērtējums

Kritērijs nepieciešamībai izveidot ERD dzesēšanas sistēmu ir pārkaršanas risks. Saistībā ar to sākotnējā tās attīstības posmā (kad tiek noteiktas elektrodu un magnetoptisko sistēmu pamatīpašības) ir jānovērtē konstrukciju iespējamās pārkaršanas briesmas.

ERD pārkaršanas provizorisks novērtējumam ir ierosināta šāda metode, t. i., nepieciešamība izveidot dzesēšanas sistēmu un noteikt maksimālo termiskās slodzes jaudu, pamatojoties uz turpmāk minēto:

- saskaņā ar dzinēju un īpatnējo impulsu tika noteikta reaktīvā jauda P_{jet} ;
- pamatojoties uz aprēķināto vai eksperimentāli iegūto elektroenerģijas vērtību, tika noteikta kopēja ERD efektivitāte un kopējie enerģijas zudumi P_L ;
- tika noteikta siltumenerģijas jauda Q_{wf} , ko novirza darba šķidruma plūsma ārējā telpā, vai arī šī vērtība tiek pielīdzināta 0,7 % ERD elektriskās jaudas;
- siltumenerģijas jaudas maksimālā vērtība Q_t ir vienāda ar P_L ;
- ar termiskās bilances vienādojuma tiek noteikta ERD izstarotā jauda Q_i ;
- pamatojoties uz iegūto Q_r vērtību un uz dzinēja ģeometriskajiem un strukturālajiem parametriem, tiek noteikta ERD struktūras vidējā temperatūra.

Ja iegūtā vidējā temperatūras vērtība atrodas ārpus jebkura elektriskās piedziņas sistēmas elementa darbības diapazona, šim ERD ir jāizveido dzesēšanas sistēma. **Parasti ERD, kura elektriskā jauda pārsniedz 1,5 kW, vai nu mākslīgi ir jāierobežo dzinēja jauda, palielinoties temperatūrai, vai arī ir nepieciešama dzesēšanas sistēmas ierīce.** Risinājums ar ierobežotu jaudu nav pieņemams, tāpēc jāizveido ERD dzesēšanas sistēma.

ERD dzinēja procesu apraksts

Neitrālo atomu un jonu ātrumi ERD izvades plazmā atšķiras vairākkārt. Līdz ar to neitrāliem atomiem ir maza ietekme vai tie nav nozīmīgi ERD dzinēja veidošanā. Ņemot vērā to, ka ERD darba šķidrumu veido daļiņas un ERD dzinējs T nosaka ar paātrinātu jonu aizplūšanas ātrumu V_{exi} un to masas plūsmas ātrumu G_i , kas ir vienāds ar jonu masas m_i un tās plūsmas n_i (jonu skaits sekundē), ir iespējams iegūt šādu izteiksmi:

$$T = -V_{\text{exi}}(m_i n_i). \quad (3.8.)$$

Daļiņu staru kinētisko spēku izsaka kā

$$P_{\text{jet}} = \frac{T^2}{2m_i n_i}. \quad (3.9.)$$

Tas nozīmē: **lai palielinātu vilcējspēku, nepalielinot masas plūsmas ātrumu, ir jāpalielina dzinēja reaktīvā jauda.**

Elektrostatiskā lauka E enerģija, kas paātrina darba šķidruma jonus, ir vienāda ar darba šķidruma jonu lādiņa q_i un reizinātāja akseleratora elektriskā lauka potenciālās starpības V_b reizinājumu. Pēc pārveidošanas par jonu kinētisko enerģiju saskaņā ar enerģijas saglabāšanas likumu tas ir vienāds ar jonu kinētisko enerģiju:

$$E = V_b q_i = \frac{1}{2} m_i v_{\text{exi}}^2. \quad (3.10.)$$

Sākot ar 3.10 izteiksmi, jonu plūsmas ātrumu izsaka kā

$$V_{\text{exi}} = \sqrt{\frac{2V_b q_i}{m_i}}. \quad (3.11.)$$

Jonu staru kūļa strāva I_b ir vienāda ar jonu lādiņa q_i un jonu skaita n_i reizinājumu, ko var izteikt ar jonu masas plūsmu G_i :

$$I_b = \frac{q_i G_i}{m_i}. \quad (3.12.)$$

Tas nozīmē, ka jonu masas plūsmu var izteikt ar jonu staru strāvu:

$$G_i = \frac{I_b m_i}{q_i}. \quad (3.13.)$$

Sākot no 3.8. izteiksmes, aizstājot 3.11. un 3.13. izteiksmi, ņemot vērā, ka ERD joniem pārsvarā ir viena jonizācijas pakāpe, tas nozīmē, ka vienības lādiņš ir vienāds ar elementāro lādiņu e ; izteiksme ir iegūta ERD ideālajai vilcei (nūtonos):

$$T = \sqrt{\frac{2m_i}{e}} \cdot I_b \sqrt{V_b}. \quad (3.14.)$$

Šī forma ir ērta tāpēc, ka pirmais 3.14. izteiksmes faktors ir konstants katram darba šķidruma veidam.

ERD efektivitātes novērtējums

Saskaņā ar 3.14. izteiksmi ideāls ERD īpatnējais impulss ir:

$$I_{\text{sp}} = \frac{V_{\text{exi}} G_i}{gG}. \quad (3.15.)$$

Jonu masas plūsmas sekundē attiecību pret darba šķidruma masas plūsmu sekundē, ko sauc par **darba šķidruma masas plūsmas izmantošanas efektivitātes indeksu η_m** , atsevišķi uzlādētai jonu plūsmai var raksturot ar šādu izteiksmi:

$$\eta_m = \frac{I_b m_i}{eG}. \quad (3.16.)$$

Īsta ERD gadījumā, ņemot vērā visus iepriekš aprakstītos reālā trieciena efektus, ar korekcijas koeficientu γ izteikts masas izmantošanas efektivitātes indekss ir:

$$I_{sp} = \frac{\gamma \eta_m}{g} \sqrt{\frac{2eV_b}{m_i}}. \quad (3.17.)$$

Aizstājot visas 3.16. izteiksmē noteiktās vērtības, tiek iegūta vienotā konversijas koeficienta vērtība (SI vienībās):

$$I_{sp} = 1416.5288 \gamma \eta_m \sqrt{\frac{V_b}{M_a}}, \quad (3.18.)$$

kur M_a – darba šķidruma jonu masa atommasas vienībās.

Tādējādi izplūdes ātrums (attiecīgajam īpašajam impulsam) palielinās, mazinoties darba šķidruma atommasai.

ERD kopējo efektivitāti η definē kā reaktīvās jaudas P_{jet} un elektriskās jaudas P attiecību:

$$\eta = \frac{T^2}{2GP}. \quad (3.19.)$$

ERD testos var noteikt un izmērīt visas vajadzības 3.19. izteiksmes parametriem (vilces spēks, masas plūsma un elektroenerģijas patēriņš). Tātad 3.19. izteiksme ir svarīga ERD projektēšanā un attīstībā, jo kopējo ERD efektivitāti var noteikt eksperimentāli.

4. ERD DZESĒŠANAS SISTĒMAS MATEMĀTISKĀ MODEĻA IZSTRĀDE

Tiek piedāvāti fizikālie principi un pieejas, lai izstrādātu ERD dzesēšanas sistēmu matemātiskos modeļus, noteiktu to elementu termiskos režīmus un tādējādi panāktu ilgtermiņa uzticamu darbību. Matemātiskais modelis ir izstrādāts, pamatojoties uz siltuma bilances vienādojumu un ERD dzesēšanas sistēmas strukturālo shēmu, un iekļauj trīs elementus: siltumu uztverošo apakšsistēmu; siltuma pārneses apakšsistēmu; siltuma izkliedēšanas apakšsistēmu. Izstrādājot matemātisko modeli, tiek izmantota pakāpeniskas problēmu risināšanas metode. Tika veiktas turpmāk minētās darbības.

1. Problēmas izklāsts, sākotnējo datu un robežnosacījumu formulēšana.
2. ERD siltumu uztverošajā apakšsistēmā notiekošo procesu modelēšana.
3. ERD siltumu uztverošās apakšsistēmas aprēķina modeļa izstrāde.
4. Sistēmā izmantotā aukstumaģenta veida noteikšana.
5. ERD dzesēšanas sistēmas hidrauliskā aprēķina metodes izstrāde.
6. Siltuma disipācijas apakšsistēmas modelēšana.

Problēmas izklāsts un sākotnējie dati

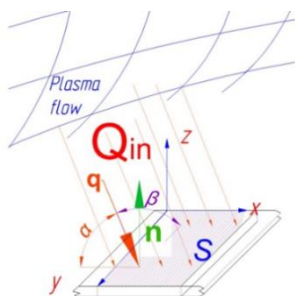
Sākotnējie dati dzesēšanas sistēmas matemātiskajai modelēšanai:

- dzesēšanas sistēmas slodzes Q_{in} siltumspējas vērtība, kas tiek noteikta saskaņā ar iepriekšējā nodaļā ierosināto metodoloģiju;
- elektrodu sistēmas ģeometriskie parametri;
- elektrodu sistēmas potenciālo materiālu specifikācija (dati par to fizikālajām īpašībām).

Šie dati tiek iegūti eksperimentālu pētījumu rezultātā par prototipu, ko ir izstrādājis elektriskās piedziņas sistēmas autors, ņemot vērā korekcijas mērogošanā.

ERD siltumu uztverošajā apakšsistēmā notiekošo procesu modelēšana

Siltumu uztverošā apakšsistēma ir termisko tiltu un cauruļvadu komplekts, pa kuru pārvietojas aukstumnesējs. Komplekts ir sakārtots elektrodu un citu konstrukcijas elementu korpusā, lai savāktu un “noņemtu” lieko siltuma jaudu ārpus ERD. Shēma redzama 4.1. attēlā.



4.1. att. ERD vispārinātā siltuma procesa aprēķina shēma.

Siltuma vadīšanas procesu kopumā apraksta Maksvela–Kataneo likums [56]:

$$\mathbf{q} + \tau \frac{\partial \mathbf{q}}{\partial t} = -k(\theta) \nabla T, \quad (4.1.)$$

kur $\mathbf{q}$ – vietējā siltuma plūsmas blīvuma vektors, W/m²; τ – sistēmas relaksācijas laiks, s; $\partial \mathbf{q} / \partial t$ – vietējā plūsmas blīvuma vektora atšķirība laika gaitā; $k(\theta)$ – materiāla siltumvadītspēja kā temperatūras funkcija, W/(m K); ∇T – temperatūras gradienta vektors, K/m.

Šajā vienādojumā tiek ņemtas vērā termiskās sistēmas dinamiskās īpašības, t. i., īslaicīga nobīde starp siltuma plūsmas izmaiņām uz siltumu uztverošās virsmas un tās temperatūras izmaiņām, un tā tiek samazināta līdz nākamajam diferenciālajam vienādojumam:

$$-\tau \frac{\partial \mathbf{q}}{\partial t} + k(\theta) \left(\frac{\partial \theta}{\partial x} \times \vec{e}_x + \frac{\partial \theta}{\partial y} \times \vec{e}_y + \frac{\partial \theta}{\partial z} \times \vec{e}_z \right) - \mathbf{q} = 0. \quad (4.2.)$$

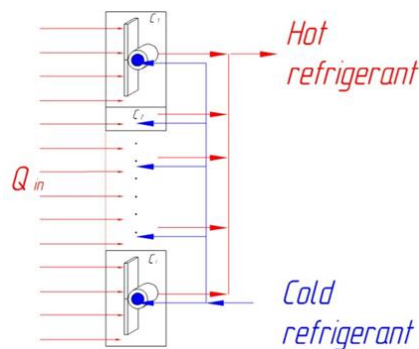
Pēc pārvēršanas 4.2. vienādojums ir šāds:

$$-\tau \frac{\partial}{\partial t} \left(\frac{dQ_{in}}{dA_h} \sin \alpha \sin \beta \right) + k(\theta) \left(\frac{\partial \theta}{\partial x} \times \vec{e}_x + \frac{\partial \theta}{\partial y} \times \vec{e}_y + \frac{\partial \theta}{\partial z} \times \vec{e}_z \right) - \frac{dQ_{in}}{dS} \sin \alpha \sin \beta = 0. \quad (4.3.)$$

4.3. vienādojums ir vispārējs siltuma vienādojums. Integrējot 4.3. vienādojumu apgabalā vai koordinātās un laikā, ir iespējams iegūt datus par temperatūras lauka sadalījumu virs siltumu absorbējošās virsmas reāllaikā.

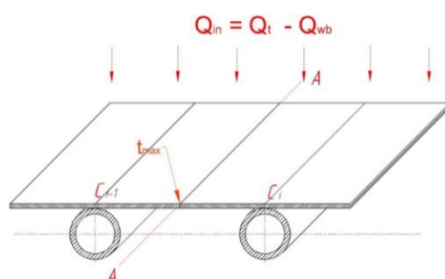
Autors izmantoja šai problēmai atbilstošā 4.3. vienādojuma formulējuma un risinājuma īpašo gadījumu – temperatūras sadalījuma noteikšanu uz siltumu absorbējošās virsmas, kam sākotnējā posmā nav nepieciešami eksperimentāli dati, bet tiek sniegts apmierinošs praktiskais rezultāts.

Šīs metodes pamatā ir robežnosacījumu precizēšana, ko piemēro īpašai temperatūras sadalījuma problēmai ERD dzesēšanas sistēmas siltumu uztverošajā apakšsistēmā. Tādējādi siltumu uztverošā apakšsistēma ir izstrādāta tā, ka siltumu uztverošā virsma nodod siltumu aukstumaģentam, pārvietojoties caurulēs caur paātrinātāja struktūras siltuma tiltiem. Aprēķināšanas modeli var pilnveidot un vienkāršot. Visa siltumu uztverošā apakšsistēma ir jāsadala elementārās dzesēšanas kamerās C_1 – C_i , kas veido siltumu uztverošās virsmas sekcijas, kas ar termiskiem tiltiem ir savienotas ar aukstumaģenta cauruļu sekcijām, t. i., elementiem, ko veido elementāras caurules, kas ir piepildītas ar aukstumnesēju, kas cirkulē caur dzesēšanas sistēmu (4.2. att.).



4.2. att. ERD dzesēšanas sistēmas siltuma saņemšanas apakšsistēmas shēma.

Siltuma jauda Q_{in} , ko absorbē visa dzinēja visa siltumu uztverošā virsma, ir dzinēja dzesēšanas sistēmas termiskā slodze, un šī siltuma jauda tiek piegādāta un sadalīta pa visu elementāro dzesēšanas elementu C_1-C_i siltumu uztverošajām virsmām. Aukstais dzesēšanas šķidrums ar T_1 temperatūru nonāk elementārajā caurulē un pēc sasildīšanas līdz T_2 temperatūrai ar siltumu, ko pārnes no siltumu uztverošās virsmas, izplūst no elementārās caurules. Piedāvātā siltumu uztverošās apakšsistēmas modeļa blakus esošo šūnu $C_{i-1}-C_i$ shēma redzama 4.3. attēlā.

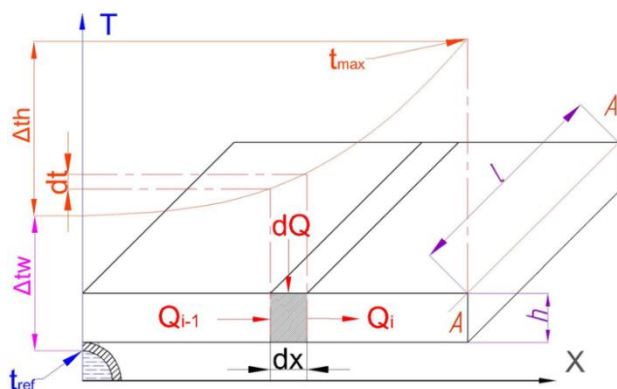


4.3. att. Siltuma saņemšanas apakšsistēmas šūnu shēma.

Robeža A–A starp šūnām ir patvaļīga, un tās novietojumu nosaka pēc šūnas ģeometrijas aprēķina kā attāluma starp caurulēm ar aukstumaģentu viduspunktu, kas savukārt tiek noteikts kā maksimālais attālums starp caurulēm. Šis attālums atbilst siltuma jaudas izvēles pietiekamības kritērijam, kas atrodas uz siltumu uztverošās virsmas, ar kameras ģeometriskajiem un hidrauliskajiem parametriem. **Siltumenerģijas “noņemšanas” pietiekamības indikators ir kameras siltumu uztverošās virsmas aprēķinātā temperatūra**, kuras maksimālā vērtība T_{max} tiek sasniegta uz virsmas, uz kameras robežlīnijas A–A. Norādītajai maksimālajai temperatūrai ir jābūt robežās, kas ir norādītas sākotnējos datos, ko nosaka, pamatojoties uz ERD materiālu stiprības un stingruma apstākļiem, magnētu parametriem, gāzes izplūdes degšanas stabilitātes parametriem utt. Attālumam starp caurulēm ir jābūt maksimāli iespējamajam, pamatojoties uz materiālu patēriņa mazināšanas nosacījumiem un ERD ražošanas sarežģītību.

Aprēķinu modeļa izstrāde

ERD struktūras siltumu uztverošās virsmas modelis redzams 4.4. attēlā.



4.4. att. Termiskās virsmas modelis.

Matemātiskā modeļa konstruēšanai tika izvēlēta šāda koordinātu sistēma:

- koordinātu sistēmas X ass ir vērsta paralēli siltumu uztverošajai virsmai un perpendikulāri caurulei un līnijai $A-A$;
- Y ass, kas ir perpendikulāra X asij, krusto to un atrodas siltumu uztverošās virsmas plaknē (līdzināta ar caurules asi un līniju $A-A$);
- Z ass ir vērsta normāli pret siltumu uztverošo virsmu un krusto caurules asi.

Attālums l ir tāds, ka caurules kontakta līniju ar aukstumaģentu un siltumu uztverošo virsmu var attēlot kā izotermisku līniju. Saistībā ar siltumu uztverošās virsmas siltumvadīšanas mehānisma lielāku efektivitāti, salīdzinot ar starojuma mehānismu, kas tai piegādā siltumenerģiju Q_{in} , ar šo koordinātu sistēmas izvēli izotermas uz siltumu uztverošās virsmas ir paralēlas caurulei un attiecīgi gar Y asi nav temperatūras gradienta. Siltumu uztverošās virsmas materiāla biezums h ir pietiekami mazs, salīdzinot ar tā garumu un platumu. Labas materiāla siltumvadītspējas apstākļos visā biezumā tas pilnībā un vienmērīgi sasilst, un visā materiāla biezumā nav temperatūras gradienta (t. i., gar Z asi). Tādējādi **piedāvātajā aprēķina modelī temperatūras gradients ir pieejams tikai pa X asi**, un temperatūras gradienta vektors ir paralēls X asij. Procesī ERD ir kvazistatiski, jo parasti ERD strādā ar vienādiem vilces un izlādes parametriem ilgā laikā. Tāpēc, lai izveidotu matemātisko modeli, pietiek ar Maksvela–Kataneo likuma un Furjē likuma statisko formu:

$$\mathbf{q} = -k \nabla T. \quad (4.4.)$$

Piedāvātajā koordinātu sistēmā temperatūrai ir gradients tikai vienā virzienā – gar x koordinātu, tāpēc temperatūras nabla operators deģenerējas diferenciālī gar x koordinātu:

$$\mathbf{q} = -k \frac{dT}{dx}. \quad (4.5.)$$

Uz siltumu absorbējošās virsmas tiek izvēlēts elementārs segments, kura garums ir dx . Temperatūras izmaiņas segmentā dx būs vienādas ar dt . Siltuma bilances vienādojumam apgabalam, ko ierobežo dx , būs šāda forma:

$$Q_i - Q_{i-1} = dQ. \quad (4.6.)$$

Praktiskās ERD konstrukcijās elektrodu sistēma ir vai nu cilindru komplekts, vai arī vienam no elektrodiem ir neredzama izplesta konusa forma. Tāpēc, veicot dažas vienādojumu pārvēršanas, tiek iegūts vienādojums, kas **apraksta termisko lauku uz siltumu uztverošās virsmas**:

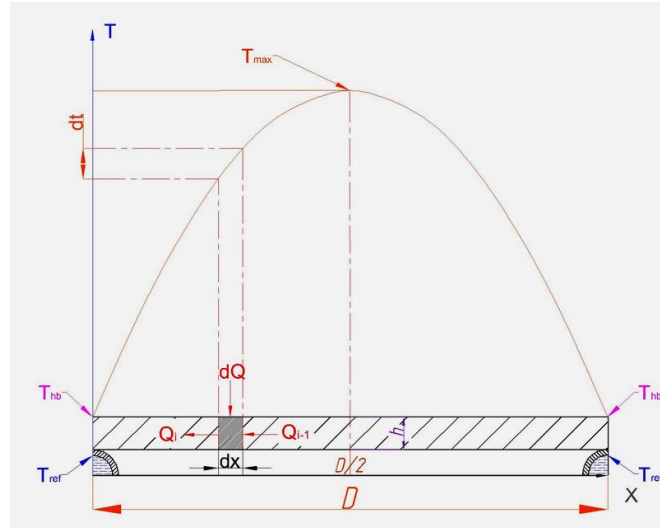
$$\frac{d^2 T}{dx^2} + \frac{q}{kh} = 0. \quad (4.7.)$$

4.8. vienādojuma risinājums ir funkcija $T(x)$, kas apraksta temperatūras sadalījumu pa siltumu absorbējošās virsmas garumu (ass x):

$$T(x) = -\frac{q}{2kh} x^2 + k_1 x + k_2. \quad (4.8.)$$

Lai atvieglotu koeficientu atrašanu, risinot šo vienādojumu, apvieno 4.3. un 4.4. attēlā parādītos modeļus. Ja attālums starp blakus esošajiem siltumtiltiem, starp cauruli un siltumu

uztverošo virsmu pa X asi tiek apzīmēts ar D , x koordinātu vērtība, kas atbilst $T_{\max}$ līnijas novietojumam, būs $D/2$. Tad parabolas virsotne $T(x)$, kas atbilst 4.8. funkcijai, t. i., maksimālā siltumu absorbējošās virsmas temperatūra, būs perpendikulāra X asij un ies caur punktu $x = D/2$ (4.5. att.).



4.5. att. Pilnīgs siltuma pārnese virsmas modelis.

4.8. vienādojuma koeficients K_2 būs vienāds ar siltumu absorbējošās virsmas minimālo temperatūru D šķērsgrīzumā, t. i., termiskā tilta temperatūru starp aukstumaģenta cauruli un siltumu uztverošo virsmu T_{hb} . 4.8. vienādojuma koeficientu k_1 nosaka šādi: no vienas puses, parabolas x ass koordināta ir k_1 , dalīta ar $2\left(-\frac{q}{2kh}\right)$, no otras puses, tā ir vienāda ar $D/2$. Tad:

$$k_1 = \frac{Dq}{2kh}. \quad (4.9.)$$

Tādējādi 4.8. vienādojuma risinājumam ir šāda forma:

$$T(x) = -\frac{q}{2kh}x^2 + \frac{Dq}{2kh}x + T_{hb}. \quad (4.10.)$$

Maksimālās temperatūras izotermai ir taisnas līnijas forma, kas atrodas uz siltumu absorbējošās virsmas paralēli aukstumaģenta caurulēm un iet caur punktu ar koordinātu $x = D/2$.

Tādējādi siltumu absorbējošās virsmas maksimālā temperatūra $T_{\max}$ būs:

$$T(x) = -\frac{q}{2kh}x^2 + \frac{Dq}{2kh}x + T_{hb}. \quad (4.10.)$$

Pamatojoties uz sīku matemātisko analīzi par veidiem, kā atrisināt šo vienādojumu, tika noskaidrots, ka ar vienādu siltuma plūsmas blīvumu, kas iedarbojas uz siltumu absorbējošu virsmu, un noteiktām materiālu, aukstumnesēja un virsmas un cauruļu materiāla īpašībām galvenie faktori, kas nosaka maksimālo iespējamo darba temperatūru, ir attālums starp caurulēm un aukstumaģenta kustības ātrums.

Dzesēšanas sistēmā izmantotā aukstumaģenta veida noteikšana

Aukstumaģenta veidu galvenokārt nosaka, pamatojoties uz nepieciešamo temperatūras diapazonu un aukstumnesēja termodinamiskajām īpašībām (augsts īpatnējais siltums un īpatnējā siltumvadītspēja, zems blīvums un dažos gadījumos zema dinamiskā viskozitāte). Vislabākie aukstumnesēji ir šķidri metāli ar relatīvi zemu kušanas temperatūru (dzīvsudrabs, alva, svins, nātrijs, kālijs, litijs), taču tiem ir ievērojama lietojuma specifika, galvenokārt darbības temperatūras diapazons, toksicitāte un ķīmiskā aktivitāte. Labs aukstumnesējs ir ūdens, ūdens šķīdumi un vielas, kas normālos apstākļos ir šķidrā stāvoklī (t. i., amonjaka šķīdums, etilēnglikols). Vissliktākie aukstumaģenti ir kriogēni šķidrumi (šķidrais slāpeklis, šķidrais argons, šķidrais ksenons un šķidrais hēlijs). Tiem ir salīdzinoši zema siltumietilpība un siltumvadītspēja, kā arī zems blīvums. Kriogēno šķidrumu lietošanas noteicošais nosacījums ir atdzesēta objekta nepieciešamais kriogēnās temperatūras diapazons, piemēram, augstas temperatūras supervadītāja magnētu izmantošana dzinēja paātrinātājā.

ERD dzesēšanas sistēmas hidrauliskais aprēķins

Nākamais matemātiskās simulācijas procesa posms ir ERD dzesēšanas sistēmas hidrauliskais aprēķins. Pirmkārt, ir jānosaka nepieciešamais kopējais aukstumaģenta tilpuma un masas plūsmas ātrums caur visām siltumu uztverošās apakšsistēmas šūnām.

Visa siltumenerģija, ko absorbē siltumu uztverošā apakšsistēma, ir jāizmanto aukstumnesēja sildīšanai, tāpēc nepieciešamo aukstumaģenta tilpuma plūsmas ātrumu nosaka, pamatojoties uz pieļaujamo aukstumaģenta temperatūras paaugstināšanos, kas tiek piegādāts siltumu uztverošajai apakšsistēmai tās laikā ΔT_{ref} :

$$\Delta T_{\text{ref}} = T_{\text{refout}} - T_{\text{refin}}, \quad (4.12)$$

kur T_{refin} – aukstumaģenta temperatūra, kas nonāk siltumu uztverošajā apakšsistēmā, K; T_{refout} – aukstumaģenta temperatūra, kas iziet no siltumu uztverošās apakšsistēmas, K.

Nosakot ΔT_{ref} , jāņem vērā un jānovērtē aukstumnesēja turpmākās sildīšanas iespēja, tam plūstot caur cauruļvadiem siltuma pārnesei apakšsistēmā un siltuma izkliedes apakšsistēmā, kā arī siltuma pārnesei apakšsistēmas sūknī, un jāsamazina maksimālā ΔT_{ref} vērtība pēc iespējamās sasilšanas temperatūras.

Siltuma izkliedes apakšsistēma

Siltuma izkliedes apakšsistēmas uzdevums ir siltumenerģijas “noņemšana” no aukstumaģenta un šīs enerģijas izkliedēšana kosmosā. Šo uzdevumu veic radiatori – liela laukuma siltummaiņas virsmas, kas atrodas kosmosa kuģa ēnas pusē. Parasti šādi radiatori ir aprīkoti ar ekrāna vakuuma siltumizolācijas atstarotājiem jeb “segām”, kas neļauj siltumam iekļūt citās konstrukcijās, kā arī aizsargā siltuma radiatorus no Saules un Zemes starojuma un nodrošina siltuma starojumu noteiktā virzienā. Tiem nevajadzētu izraisīt citu kosmosa aprīkojuma aparātu darbības termiskā režīma izmaiņas. Jāatzīmē, ka šādi radiatori ir vienots kosmosa kuģa konstrukcijas elements, jo tos izmanto kosmosa kuģu termiskās vadības sistēmās. Tādēļ vispareizākais veids būs komerciāli pieejama radiatora izvēle, pamatojoties uz

raksturlielumiem, kas iegūti ierosinātajā modeļa aprēķinā: jauda izkliedēšanai, aukstumaģenta ieplūdes un izplūdes temperatūra, tā spiediens un plūsmas ātrums.

Siltums, ko dzesēšanas šķidrums izstaro kosmosā

Šajā gadījumā siltums no šķidruma sākotnēji tiek novadīts uz cauruļu sienām un caur to sienām tiek pārnesti uz siltumu izstarojošās virsmas (radiatora) sienām. Sākotnējie dati tā aprēķināšanai ir zināmās spiediena P_{ref} vērtības, masas un tilpuma plūsmas ātrumi G_{ref} un σ_{ref} , kā arī siltuma pārpalikuma daudzums, kas ir jāizņem no sistēmas, – starojuma jauda Q_r .

5. APRĒĶINA METODE, APRĒĶINA ALGORITMS UN DATORU APRĒĶINU PROGRAMMA ERD DZESĒŠANAS SISTĒMAI

Pamatojoties uz aprakstīto fizikālo un matemātisko modeli, tika izstrādāta aprēķināšanas procedūra un uz tās pamata – aprēķinu algoritms un programmatūra ERD dzesēšanas sistēmas matemātiskā modeļa parametru aprēķināšanai. Šeit tika izmantota arī pakāpeniskā problēmu risināšanas metode.

Avota datu vākšana

Avota dati: dzesēšanas sistēmas slodzes Q_{in} siltumspējas vērtība, kas ir noteikta saskaņā ar šī darba 3. nodaļā piedāvāto procedūru; elektrodu sistēmas raksturojums; potenciālo materiālu specifikācija elektrodu sistēmas uzbūvei (dati par to fizikālajām īpašībām).

Šos datus var iegūt arī izstrādājamā ERD prototipa eksperimentālo pētījumu rezultātā, ņemot vērā korekcijas mērogošanā, kas ir iegūtas, izmantojot līdzības metodes (mērogošanas likumi), piemēram, šāda pieeja tika ierosināta Holla efekta dzinējiem [55]. Ļoti iespējams, līdzīgus līdzības likumus var iegūt arī citiem ERD veidiem.

Materiālu izvēle siltumu absorbējošai virsmai un caurulēm, aukstumaģenta izvēle, nepieciešamo īpašību noteikšana, pamatojoties uz specifikāciju vai projektēšanas prasībām, ir noteikts konstrukcijas materiāls, ko var izmantot siltumu absorbējošās virsmas iegūšanai un caurules dzesētājvielai. Nepieciešamo un pieļaujamo šī materiāla darba temperatūras diapazonu nosaka saskaņā ar stiprības un stingrības apstākļiem. T_d nosaka kā siltumu uztverošās apakšsistēmas siltumu absorbējošās virsmas maksimālo pieļaujamo temperatūru.

Pamatojoties uz noteiktu darbības temperatūru diapazonu, aukstumaģenta veidu nosaka pēc šādiem kritērijiem: šķidrās fāzes saturs ir maksimāls, tvaiku saturs – minimāls.

Pēc tam izvēlējas aukstumaģentu, kam ir maksimālā: a) siltumvadītspēja, b) blīvums, c) siltumietilpība (faktori svarīguma mazināšanās secībā), visbeidzot tika izvēlēts aukstumaģents ar zemāko dinamisko viskozitāti, kā arī uguns un eksplozijas bīstamību, toksicitāti; tika ņemta vērā pieejamība un izmaksas.

Tabula sagatavota, pamatojoties uz konstrukcijas materiālu siltumvadītspēju dzinēja darba temperatūras diapazonā un ārpus tā ar pielaidi $\pm 20\%$ no šī diapazona augšējās un apakšējās robežas.

Projektēšanas analīze un sākotnējo strukturālo datu noteikšana

Tika veikta dzinēja konstrukcijas analīze, noteikta siltumu uztverošās virsmas ģeometrija. Pamatojoties uz siltumu absorbējošo virsmu ģeometriskajiem parametriem, tika noteikts siltumu absorbējošās virsmas kopējais laukums A_h .

Šūnas siltumu uztverošās apakšsistēmas raksturlielumu aprēķins

Secīgas tuvināšanas metode: ar secīgiem aprēķiniem nosaka siltumu absorbējošo virsmu, materiāla biezumu, strukturālo un tehnoloģiski pieļaujamo termisko tiltu platumu un

augstumu, aukstumaģenta cauruļu ģeometriskos parametrus, attālumu starp aukstumaģenta caurulēm. Varianta matemātiskajā modelēšanā tiek iekļauti tālāk tekstā minētie siltumu uztverošās apakšsistēmas raksturlielumi, t. i., mainīgie, kas ir sakārtoti pieaugošā secībā atkarībā no izmaiņu strukturālās un tehnoloģiskās sarežģītības, mainoties pakāpeniski strukturāli noteiktās robežās. Tas ir attālums starp caurulēm D , un tas mazinās ar soli 0,1 mm no sākotnēji noteiktās strukturāli noteiktās maksimālās vērtības D_0 līdz minimāli strukturāli iespējamajai vērtībai $D_{\min}$.

Tad aukstumaģenta kustības ātrums caurulēs V_{ref} mainās pieauguma virzienā no sākotnēji iestatītās $V_{\text{ref}0}$ vērtības ar soli 0,001 m/s līdz V_{refmax} , kas noteikts, pamatojoties uz sūkņiem, ko var izmantot šajā diapazonā. Siltumu absorbējošās virsmas biezums h – sākotnēji palielinās ar soli 0,1 mm no sākotnēji strukturāli noteiktā h_0 , kā redzams 4.11. izteiksmē, līdz maksimāli strukturāli pieļaujamajai vērtībai h_{max} . Ja aprēķina rezultātā pasliktinās attiecība $T_{\text{max}} \leq T_d$ (kur T_d ir iepriekš noteiktā struktūras temperatūra), t. i., T_{max} vērtība palielinās, parametrs mainās ar soli 0,1 mm uz leju. Tas nozīmē, ka sākotnējā aukstumaģenta T_{ref} temperatūra mainās virzienā uz leju no vērtības $T_{\text{ref}0}$ ar soli 0,1 K līdz vērtībai T_{refmin} , ko nosaka, pamatojoties uz aukstumnesēja īpašībām un izkliedes sistēmas maksimālo iespējamo siltuma radiatora laukumu.

Šī parametra variācijas rezultāti pēc tam ietekmē siltuma izkliedes sistēmas radiatora laukuma noteikšanu, t. i., pēdējais mainīgais ir dzesēšanas vielas cauruļu iekšējais diametrs d pieauguma virzienā ar soli 0,5 mm. Ja aprēķinu laikā cauruļu diametrs ir mainījies, jāpārbauda, vai noteiktā caurules sienas biezumā z ir saglabājušies cauruļu sienu izturības un stingrības apstākļi. Jāpārbauda arī tehnoloģiskās iespējas uzturēt (vai nepieciešamību palielināt) caurules saskares vietu ar siltumu absorbējošo virsmu.

Dzesēšanas sistēmas hidrauliskais aprēķins

Siltumu absorbējošās virsmas cauruļu, dzesēšanas sistēmas cauruļvadu un sūkņa hidrauliskie aprēķini tiek veikti saskaņā ar iepriekš minēto secību. Pamatojoties uz hidrauliskās ķēdes principa analīzi un dzesēšanas sistēmas uzstādīšanas shēmu, tiek izveidota vietējo pretestību tabula un noteikti attiecīgie līdzības koeficienti. Tiek sagatavota cauruļvadu tabula, kurā ir noteikti dzesēšanas šķidrums ātrumi dažādos cauruļvadu šķēsgriezumos, kā arī atbilstošie līdzības skaitļi. Tiek noteikti dzesēšanas sistēmas sūkņa elementu zudumi, kopējie zudumi un kopējais spiediens.

Siltuma izkliedes apakšsistēmas izvēle vai aprēķins

Ja, pamatojoties uz iegūtajiem datiem par iespējamo izkliedes jaudu, ienākošā un izejošā aukstumnesēja temperatūru, spiedienu un aukstumaģenta plūsmas ātrumu, ir iespējams izvēlēties no vairākām komerciāli pieejamām kosmosa kuģu termiskās vadības sistēmām, ir jāizvēlas vispiemērotākais radiators. Ja tas nav iespējams, aprēķina siltuma izkliedes apakšsistēmas radiatora elementus. Tādējādi visi nepieciešamie dzesēšanas sistēmas konstrukcijas elementu raksturlielumi ir unikāli noteikti. Tika izstrādāts un ierosināts ERD dzesēšanas sistēmas aprēķināšanas algoritms. Pamatojoties uz iegūto algoritmu, ir izstrādāta programmatūra, kas ļauj veikt aprēķinus par ERD dzesēšanas sistēmas parametriem, mainot sākotnējos datus un robežnosacījumus.

6. REZULTĀTU PĀRBAUDE UN APSTIPRINĀŠANA. EKSPERIMENTI AR PAMATA PROTOTIPU BEZ DZESĒŠANAS SISTĒMAS

Tika veiktas divas eksperimentu grupas, lai apstiprinātu zinātnisko principu un pētījumu rezultātā iegūto rezultātu pamatotību un ticamību attiecībā uz ierosinātās pieejas pareizību ERD dzesēšanas sistēmas modelēšanai, attīstīšanai un tās efektivitāti.

Pirmās eksperimentu grupas ietvaros tika izgatavots un pārbaudīts magnētiskās plazmas dinamiskais (MPD) ERD ar savu magnētisko lauku bez dzesēšanas sistēmas. Otrā eksperimentu grupa tika veikta ar ERD ar ieslēdzamu ārēju magnētisko lauku un ar dzesēšanas sistēmu, kas tika izstrādāta uz piedāvātā modeļa aprēķina bāzes. Abos gadījumos dzinējiem bija vienādas elektrodu sistēmas ģeometriskās īpašības. Eksperimentiem tika projektēts, aprēķināts un izgatavots īpašs aprīkojums un testa stands, kura apraksts ir promocijas darba pielikumā.

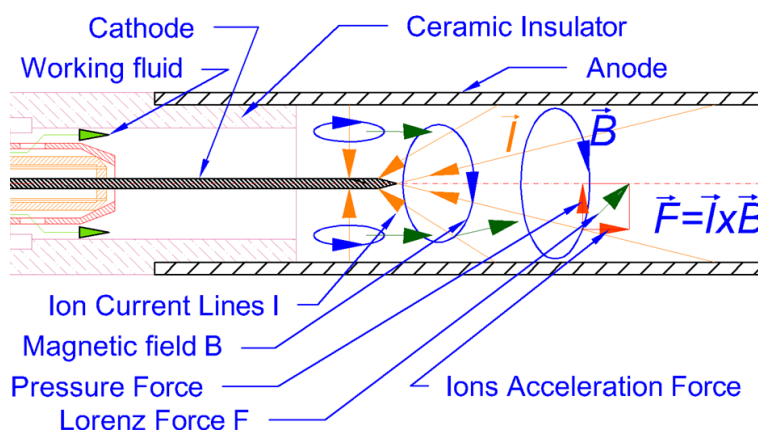
Pirmās eksperimentu grupas mērķi:

- 1) ERD ar lielāku jaudu nekā 1 kW elektriskās termiskās atteices iespējas pierādījums;
- 2) pierādījums par nepieciešamību pēc dzesēšanas sistēmas ERD ar jaudu, kas ir lielāka nekā 1 kW;
- 3) datu vākšana ERD dzesēšanas sistēmas projektēšanai.

Eksperimentam tika izgatavots koaksiālais magnētiskās plazmas dinamiskais ERD ar savu magnētisko lauku bez dzesēšanas sistēmas (turpmāk – *MPDO*). Šajā dokumentā jau minētais ERD tika pieņemts kā izstrādātā *MPDO* pamats [14], kas, ņemot vērā pētījuma mērķus un autora ierobežotās iespējas, tika ievērojami modernizēts.

Pamatojoties uz dzinēja darbības apstākļiem, nevis vakuumā, bet atmosfēras spiedienā, tika mainīti sākotnējās jonizācijas, dzinēja palaišanas un darba šķidruma padeves mehānismi.

Lai paildzinātu dzinēja elektrodu sistēmas kalpošanas laiku, kā ERD darba šķidrumu izmantoja smago inerto gāzi argonu. Eksperimentālā *MPDO* shēma redzama 6.1. attēlā.



6.1. att. Eksperimentālā *MPDO* shēma.

Darba šķidruma plūsma nonāk jonizācijas zonā starp eksperimentālā *MPDO* anodu un katodu. Sākumā elektronu trieciena jonizācijas mehānismu veido tikai elektroni, kas izkļiedžas no galvenās trajektorijas no katoda uz anodu, bet, iekļūstot starpelektrodu telpā, darba šķidruma neitrālie atomi “iekrīt” galvenajā plazmas elektronu plūsmā, un darba šķidruma jonizācijas pakāpe palielinās. Darba šķidruma plazmas vadītspēja palielinās līdz ar jonizācijas pakāpes palielināšanos. Palielinoties vadītspējai, palielinās strāva I , kas plūst caur plazmu, tāpēc palielinās arī magnētiskais lauks B un induktīvā strāva, kas plūst caur plazmu. Palielinoties pašreizējam I un magnētiskajam laukam B plazmā, Lorenca spēks $F = B \times I$, iedarbojas uz plazmas joniem, tādējādi paātrinot tos. Ārpus elektrodu sistēmas koaksiālās daļas (piemēram, virzoties uz dzinēja sprauslas griezumu), Lorenca spēka vektors sāk griezties dzinēja ass virzienā, un Lorenca spēks izvēršas divos veidos: jonus paātrinošajā spēkā un saspiešanas spēkā, palielinot jonu plūsmas spiedienu.

Saspiešanas spēka daļa palielinās, pārejot no katoda uz sprauslas izeju. Tika veikti desmit eksperimenti, izmantojot dažādu strāvas spēku un darba šķidruma plūsmu.

Deviņi eksperimenti beidzās ar anoda termisku sagraušanu. Katrā jaunā eksperimentā tika izgatavots jauns vara anods ar tādu pašu diametru, biezumu un garumu ar šādām tehnoloģiskajām pielaidēm: diametrā $\pm 0,1$ mm, biezumā $\pm 0,1$ mm, garumā $\pm 0,25$ mm. Desmitā eksperimenta mērķis bija noteikt loka izlādes aizdedzes robežu strāvas vērtības un darba šķidruma plūsmas dēļ. Plūsmu regulēja ar gāzes spiediena mazināšanas regulatora vadības rokturi, strāvu kontrolēja barošanas avota strāvas ierobežojošais rokturis, kam ir zema uzstādīšanas precizitāte. Šī iemesla dēļ nosacīti tika noteikta stabila izlādes aizdegšanās robeža (izlāde tiek aizdegta un nodzēsta, notiek uzliesmojumi, bet stabila degšana nenotiek). Daudzkārtējas ieslēgšanas rezultātā desmitais anods arī ieguva defektu.

Eksperimentu laikā tika kontrolēti šādi parametri: izlādes strāva un spriegums; elektromagnētu strāva, spriegums un jauda; darba šķidruma plūsma; dzesēšanas šķidruma temperatūra un dzesēšanas šķidruma spiediens; vilcējspēks. Eksperimentu gaita tika fiksēta fotoattēlos un video.

Eksperimenta rezultāti redzami 6.1. tabulā. Pirmo četru eksperimentu mērķis bija iegūt datus par *MPDO* dzinēja darbību maksimālās vilces režīmā. Vidējais vilces spēks bija 4,7 mN. Vidējais resurss pirms termiskās sagraušanas – 11,75 s.

Pēc tam tika veikti vēl seši eksperimenti ar šādiem mērķiem:

- 1) identificēt iespēju panākt stabilu dzinēja darbību bez dzesēšanas sistēmas ar ilgāku resursu, lai tas kalpotu ilgāk nekā minūti;
- 2) noteikt dzinēja maksimālo resursu un dzinēja stabila mijiedarbības robežas ar strāvas stiprumu, spriegumu, izlādes jaudu un darba šķidruma plūsmu.

Eksperimentu rezultātā tika atklāts, ka anoda resurss palielinās, mazinoties izlādes strāvai un jaudai. Maksimālais anoda kalpošanas laiks tika iegūts ar izlādes strāvu 70 A un argona plūsmas ātrumu 0,4 nL/min. Šādos apstākļos anoda kalpošanas laiks bija apmēram 20 s. Izlādes jauda bija 2,187 kW. Ja strāvas, jaudas un plūsmas vērtība ir zemāka nekā noteiktā, izlāde kļūst nestabila, stabils loks neaizdegas.

6.1. tabula

MPDO eksperimentu rezultāti

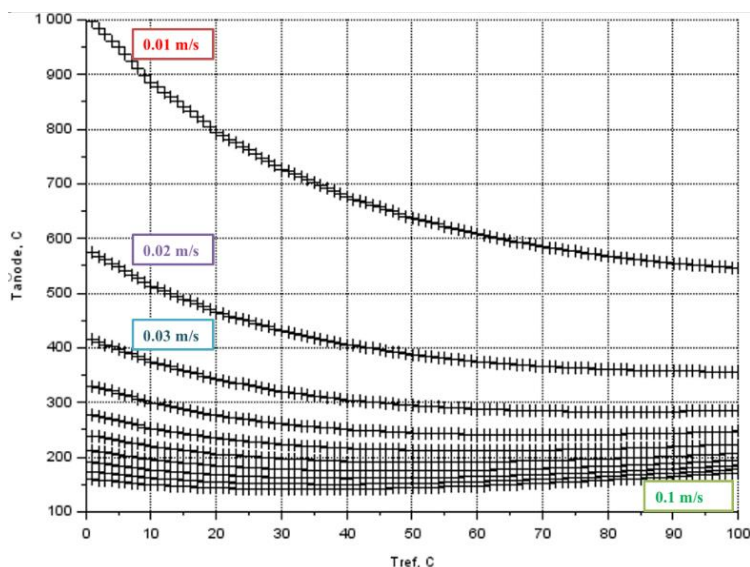
Testa Nr.	Vidējā izlādes strāva, A*	Vidējais izlādes spriegums, V*	Elektriskā jauda, W	Argona tilpuma plūsma, nL/min	Degšanas laiks līdz sagrauššanai, s	Sagrauššanas cēlonis	Vilce, mN	Komentārs
1.	136	23,1	3142	1,0	12	Anoda pārkarsēšana	4,6	Maksimāla vilce
2.	138	22,9	3160	1,0	11	Anoda pārkarsēšana	4,8	Maksimāla vilce
3.	135	23,1	3119	1,0	13	Anoda pārkarsēšana	4,5	Maksimāla vilce
4.	139	22,9	3183	1,0	11	Anoda pārkarsēšana	4,9	Maksimāla vilce
5.	108	26,0	2808	0,8	14	Anoda pārkarsēšana	2,9	
6.	102	26,9	2744	0,7	14	Anoda pārkarsēšana	2,6	
7.	89	28,3	2519	0,6	16	Anoda pārkarsēšana	2,0	
8.	78	29,4	2293	0,5	18	Anoda pārkarsēšana	1,5	
9.	69	31,7	2187	0,4	20	Anoda pārkarsēšana	1,1	Maksimāls darbalaiks
10.	≥68	~40	Nedarbojas	≥0,3	Nedarbojas	Nedarbojas	Nedarbojas	Nestabila izlāde

7. EKSPERIMENTI AR MAGNĒTISKĀS PLAZMAS DINAMISKO ERD AR DZESĒŠANAS SISTĒMU UN IESLĒDZAMU ĀRĒJU MAGNĒTISKO LAUKU

Lai apstiprinātu ierosināto metodiku un algoritmu ERD dzesēšanas sistēmu modelēšanai, tika izveidots magnētiskās plazmas dinamiskais ERD ar dzesēšanas sistēmu un ieslēdzamu ārēju magnētisko lauku (turpmāk – *MPDE*). *MPDE*, kas ir aprīkots ar dzesēšanas sistēmu, tika izmantota tāda pati elektrodu sistēma, tāda pati darba šķidrums padeves sistēma un barošanas sistēma kā 6. nodaļā aprakstītajā dzinējā bez dzesēšanas sistēmas – *MPDO*.

MPDE dzesēšanas sistēma tika izveidota, pamatojoties uz metodoloģiju, algoritmu un modeli, ko autors ir izstrādājis un piedāvājis promocijas darba iepriekšējās nodaļās. Modelēšana un eksperimenti (6. nodaļa) liecināja, ka koaksiālajā urbumā lielākā loka enerģijas izdalīšanās radītā siltumenerģija tiek piegādāta anodam un anoda sagraušana sāk veidoties tā vidējā apgabalā. Tas nozīmē, ka ir jānodrošina anoda vidējās daļas efektīva dzesēšana, tāpēc tika nolemts izgatavot koaksiālo apvalku aukstumaģenta plūsmai, kas nodrošina efektīvu liekās siltumenerģijas noņemšanu no anoda ar siltumu noslogotās virsmas un efektīvu tā vidējā apgabala dzesēšanu.

Programma iekļāva anoda ģeometriskos raksturlielumus, piegādātās siltumenerģijas (dzesēšanas sistēmas slodzes) aprēķināto vērtību 2000 W un aukstumnesēja (ūdens) galveno īpašību funkcionālās atkarības no temperatūras (siltumvadītspēja, īpatnējais siltums, blīvums, dinamiskā viskozitāte) 273,15–373,15 K diapazonā. Tālāk tika aprēķināta anoda sienas temperatūra atkarībā no plūsmas ātruma un aukstumnesēja temperatūras. Aprēķina rezultāts redzams 7.1. un 7.2. attēlā.

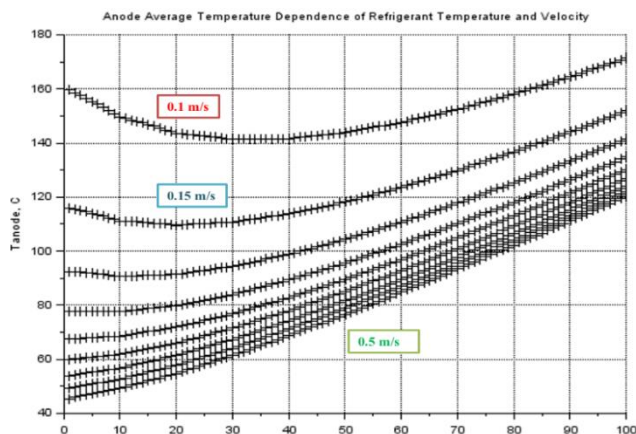


7.1. att. Anoda vidējās temperatūras atkarība no aukstumnesēja ātruma un temperatūras (aptuvens provizorisks aprēķins).

Aptuvens provizorisks aprēķins, kas redzams 7.1 attēlā, tika veikts aukstumaģenta plūsmas ātrumu diapazonā 0,01–0,10 m/s ar soli 0,01 m/s un aukstumaģenta temperatūras

diapazonā 0–100 °C (vienfāzes dzesēšanas šķidrums šķidrā fāzē). Aprēķinu rezultāti liecina, ka drošs aukstumaģenta ātruma diapazons, nodrošinot anoda materiāla nepārkaršanu visā aukstumnesēja šķidrās fāzes temperatūras diapazonā, sākas no ~0,015 m/s.

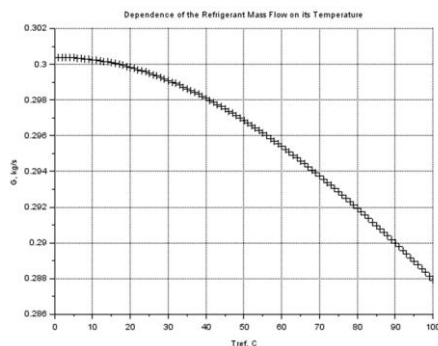
Turpmāk tika ņemtas vērā dzenskrūves materiāla īpašības, nosakot dzesēšanas sistēmu projektēšanas ierobežojumus: uz anoda ir lodēti vara un alvas lodmetālu savienojumi, anoda darba temperatūras augšējā robežvērtība bija ierobežota līdz 120 °C. Lai aprēķinātu aukstumaģenta plūsmas ātrumu, kas atbilst šim nosacījumam, tika veikts precīzāks aprēķins aukstumnesēja plūsmas ātruma diapazonā 0,1–0,5 m/s ar soli 0,05 m/s; rezultāti redzami 7.2. attēlā.



7.2. att. Anoda vidējās temperatūras atkarība no aukstumnesēja ātruma un temperatūras (precīzs aprēķins).

Aprēķina rezultāti liecina, ka aukstumaģenta ātrumu diapazons, kas atbilst nosacījumam par anoda temperatūras ierobežošanu līdz 120 °C, pārsniedz ātrumu ~0,5 m/s.

Ja ar pieejamo tehnisko līdzekļu palīdzību nav iespējams sasniegt minēto ātrumu, būs jāierobežo aukstumnesēja darba temperatūras augšējais diapazons, piemēram, līdz + 55 °C, ar ātrumu 0,15 m/s. Pēc tam tika veikts aukstumaģenta tilpuma aprēķins, kas ir nepieciešams, lai nodrošinātu noteikto termisko režīmu. Tas sasniedza $3,004 \cdot 10^{-4} \text{ m}^3/\text{s}$ jeb $1,08 \text{ m}^3/\text{h}$, tā masas plūsmas ātrums tika noteikts atkarībā no tā temperatūras. Rezultāti redzami 7.3. attēlā.

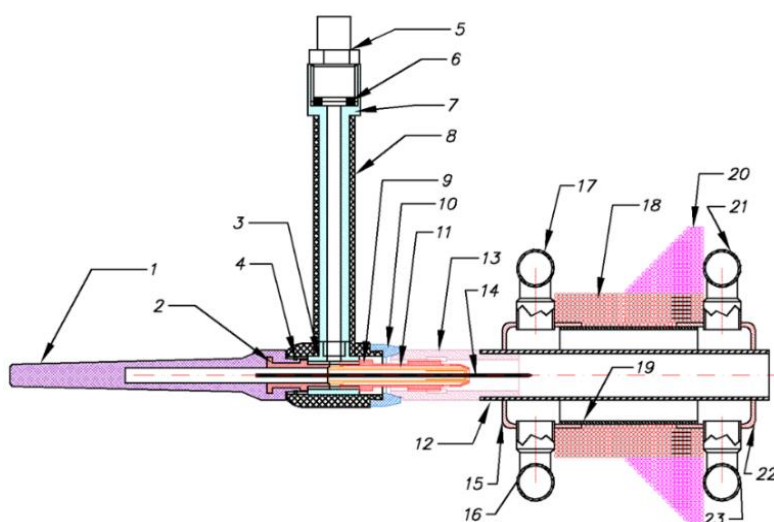


7.3. att. Aukstumaģenta masas plūsmas ātruma atkarība no temperatūras.

Aprēķina rezultāts liecina, ka par aukstumaģenta masas plūsmas ātrumu ir jāpieņem 0,3004 kg/s. Tika aprēķināts dzesēšanas sistēmas koaksiālā cauruļvada šķērsriezuma laukums un, pamatojoties uz to, tika noteikts dzesēšanas apvalka ārējās caurules diametrs.

Pēc tam tika veikta ieplūdes un izplūdes cauruļvadu projektēšana aukstumaģenta padevei un izņemšanai no *MPDE* anoda dobuma. Tālāk tika aprēķināta nepieciešamā sūkņa galva, ņemot vērā vietējo hidraulisko un cauruļvada pretestību. Šim nolūkam tika atrisināts Bernulli vienādojums pētniecības ierosinātajā formā. Tika noteikts aprēķinātais ūdensstaba augstums un nepieciešamā maksimālā sūkņa spiediena vērtība (0,47 MPa).

MPDE ERD un tā dzesēšanas sistēmu projektēšana, kas ir aprēķināta, izmantojot fizikālos un matemātiskos modeļus, metodiskās rokasgrāmatas un autora izstrādātos algoritmus, redzama 7.4. attēlā.

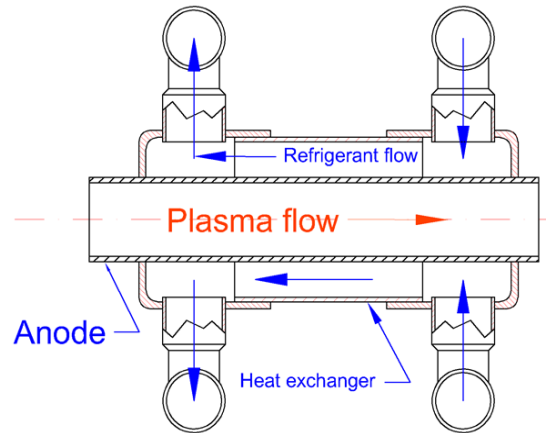


7.4. att. Izstrādātā *MPDE* shēma:

1 – dielektriskais koncentrāts, kas kalpo *MPDE* dzinēja pārvietošanai uz deformācijas mērinstrumenta mērīšanas mehānismu, katoda sistēmas elektrisko izolāciju un katoda dobuma noslēgšanu; 2 – vītņota misiņa uzmava, ap kuru ir iespiests dielektriskais koncentrators 1; 3 – misiņa trejgabals, kurā ir ieskrūvēts dielektriskais koncentrators 1 ar uzmavu 2, kolbas skavas konuss 9 un caurule 7; 4, 6, 10 – FKM blīves; 5 – argona padeves šļūtenes armatūra, kas pilda savienotāja funkciju ar dzinēja negatīvo elektrodu; 7 – misiņa caurule; 8 – silikona korpusa izolators; 9 – misiņa konusa spīļžoklis; 11 – spīļžoklis katoda turētājs; 12 – atdzesēts anods – vara caurule; 13 – keramikas izolators, kas ir izgatavots no vakuumizturīgas korunda keramikas; 14 – volframa stienis – ERD katods; 15, 22 – ERD (vara) anoda dzesēšanas dobuma priekšējie un aizmugurējie cauruļu vāciņi; 16, 17, 21, 23 – armatūras padeves šļūtenes savienojumi (21, 23) un dzesēšanas šķidruma notekas (16, 17); 18 – elektromagnēta pirmā spole – “elektronu cirkulācijas spole”, kas kalpo, lai izveidotu magnētisko lauku, dzinēja vienvirziena ass; 19 – ERD (vara) anoda dzesēšanas dobuma ārējā caurule; 20 – elektromagnēta otrā spirāle “fokusēšanas spole”, kas kalpo magnētiskā lauka nevienmērīguma radīšanai un J. Kubareva efekta īstenošanai.

Modelēšanas rezultātā izgatavotā MPDE dzesēšanas sistēmas konstrukcija

Pamatojoties uz simulācijas rezultātiem, MPDE dzesēšanas apvalks tika izveidots ar ieplūdes un izplūdes cauruļvadu sistēmu, hermētiski pielodētu pie anoda (7.5. att.), kas nodrošina efektīvu anoda vidējā apgabala dzesēšanu.

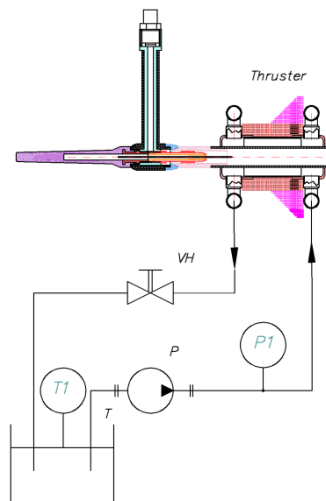


7.5. att. MPDE dzesēšanas apvalka shēma.

Pamatojoties uz matemātiskās modelēšanas rezultātiem, tika izstrādāta MPDE dzesēšanas sistēma, kas nodrošina dzesēšanas šķidruma cirkulāciju caur anoda apvalku. Šajā izstrādājumā tika izmantota plūsmas tipa dzesēšanas sistēma ar dzesēšanas šķidruma piespiedu cirkulāciju.

Pamatojoties uz simulācijas rezultātiem, tika izvēlēts sūknis ar plūsmas ātrumu $1 \text{ m}^3/\text{h}$, kura hidrostatiskais stabs (sūkņa ūdensstaba maksimālais augstums) ir 80 m.

MPDE dzesēšanas sistēmas hidrauliskās shēmas diagramma redzama 7.6. attēlā.



7.6. att. MPDE dzesēšanas sistēmas hidrauliskās ķēdes shēma:

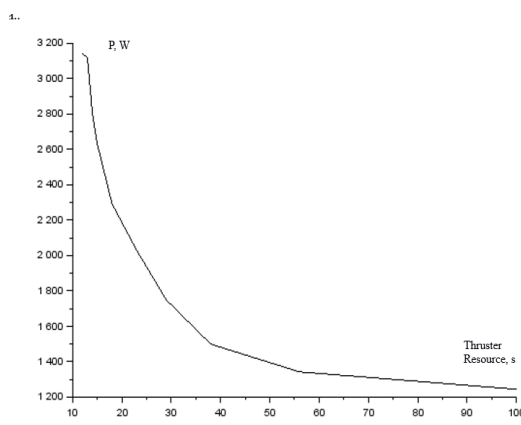
T1 – termometrs dzesēšanas šķidruma temperatūras mērīšanai (elektronisks, mērījumu diapazons no $-40\text{ }^{\circ}\text{C}$ līdz $+60\text{ }^{\circ}\text{C}$, precizitātes klase 0,1); T – tvertne ar dzesēšanas šķidrumu; VH – manuāls vārsts, kas darbojas kā drošēvārsts, lai uzturētu dzesēšanas šķidruma spiedienu ERD dzesēšanas sistēmā; P – elektriskais sūknis; P1 – manometra rādījums (spiediena mērīšanas diapazons no 0 līdz 6 bāriem, precizitātes klase 1,5).

Dzesēšanas sistēma darbojas šādi. Kad elektriskajam sūknim P tiek pievadīta enerģija, tas sāk sūknēt dzesēšanas šķidrumu no tvertnes T. No sūkņa P dzesēšanas šķidrums zem spiediena caur elastīgu šļūteņu sistēmu tiek padots uz ERD dzesēšanas apvalka sprauslām no plazmas izplūdes atmosfērā. Piegādātā šķidruma spiedienu kontrolē ar manometru P1. Pēc tam, kad dzesēšanas šķidrums pārplūst pāri *MPDE* anoda ārējai virsmai, apsildāmo dzesēšanas šķidrumu caur izplūdes caurulēm un elastīgo šļūteņu sistēmu pievada manuālajam vārstam VH, kas darbojas kā droselēvārsts, lai dzesēšanas sistēmā uzturētu noteikto darba spiedienu. Anoda dzesēšanas dobumā ir jāuztur lielāks spiediens (līdz 5,5 bar), lai likvidētu gaisa burbuļus un nepieļautu tvaika apvalku veidošanos pie sienas aukstumnesēja vārīšanās dēļ. Pēc droselēšanas dzesēšanas šķidrums plūst atpakaļ uz tvertni T. Tvertnē T ir iebūvēts termometrs T1, kas ļauj noteikt iepriekš noteiktā dzesēšanas ūdens tilpuma temperatūras paaugstināšanos tvertnē un tādējādi iegūt dzinēja siltuma zudumu jaudas aprēķinu (ņemot vērā, ka pirmās eksperimentu sērijas laikā dzesēšanas sistēmas tvertnē tika ieliets 12,51 L ūdens, pēc tam tika ielieti 15 L ūdens).

Eksperimentālo rezultātu analīze

1. Eksperimenti ar *MPDO* bez dzesēšanas sistēmas liecināja par turpmāko

1.1. Šādas konstrukcijas *MPDO* ar jaudu vairāk nekā 1 kW tiek pakļauts elektriskajai termiskajai sagraušanai. 7.7. attēlā redzama tendence paildzināt dzinēja kalpošanas laiku, kamēr mazinās elektriskā jauda. Dzinējam ar šādu elektrodu sistēmu turpmāka jaudas mazināšana nav iespējama, jo izlāde kļūst nestabila un loks neizdeg, bet, ja attālums starp elektrodiem būtu samazināts, šāds jaudas samazinājums līdz noteiktai robežai būtu iespējams ar vienlaicīgu dzinēja dzīves ilguma palielināšanos ar attiecīgi samazinātu vilcēj spēku.



7.7. att. Eksperimenta rezultātu interpolācija palielina resursus, mazinot jaudu.

1.2. *MPDO* ar iepriekš aprakstīto elektrodu sistēmu un izlādes kameru nevar būt ar ilgāku resursu kā 20 s, ja netiek izmantota dzesēšanas sistēma. Izstarojums un gaisa dzesēšana nebija efektīva. Šis rezultāts tika pārbaudīts, atkārtojot deviņus eksperimentus. Maksimālais resurss tika iegūts ar izlādes strāvu 70 A un argona plūsmas ātrumu 0,4 nL/min – tas bija 20 s. Četri eksperimenti, kas tika veikti maksimālā vilcēj spēka režīmā, nemainot plūsmas un izlādes strāvas korekcijas, parādīja dzinēja dzīvi 11,75 s ar maksimālo novirzi 8,3 %.

1.3. Lai novērtētu datu pārbaudes rezultātā iegūto pareizību, tika veikts salīdzinājums ar aprēķinu rezultātiem. Tika pieņemts R. Jāna (*R. G. Jahn*) ierosinātais modelis koaksiālajam *MPDO* [6]. Saskaņā ar šo modeli koaksiālā *MPDO* ideāla pilnīga vilcēj spēka izteiksme ir šāda:

$$F = \frac{\mu I^2}{4\pi} \left[\ln \left(\frac{r_a}{r_c} \right) + \frac{3}{4} \right], \quad (7.1.)$$

kur μ – magnētiskā caurlaidība, H/m; r_a – anoda rādiuss, m; r_c – katoda rādiuss, m.

Pārbaudītajā *MPDO* anods ir vara caurule (diametrs ir 18 mm), tāpēc $r_a = 0,008$ m. Katods ir volframa stienis (diametrs ir 1 mm), tāpēc $r_c = 0,0005$ m. Aprēķins dod ideālu vilcēj spēku 6,6 mN. Praktiski iegūtā vilcēj spēka un teorētiskā attiecība ir vienāda ar teorētiskās un praktiskās efektivitātes attiecību. Teorētiskā un eksperimentālā vilcēj spēka attiecība ir 0,712; vidējā dzinēja patērētā jauda – 3151 W. Ar maksimālo teorētisko efektivitāti 50 % siltuma zudumu jauda būtu 1576 W, taču dzinēja praktiskā efektivitāte ir zemāka un, spriežot pēc teorētiskās un praktiskās vilces attiecības, tā ir 35,6 %. Tad siltuma zudumu jauda dzinējā ir 2029 W (~2 kW). Šī siltumenerģijas jauda, kas iegūta aprēķinos, atbilst *MPDO* vērtībai, kas ir noteikta eksperimentāli, un tas arī apstiprina to pareizību.

1.4. Eksperimenti apstiprināja dzinēju bez dzesēšanas sistēmas ierobežoto darbalaiku. Pamatojoties uz to analīzi, autors uzskata, ka dzinēja anoda pārkaršanas un sagraušanas cēloņi ir anoda elektroniska bombardēšana; tā skaidrojums ir tālāk tekstā. Negatīvā jona – elektrona – masa ($5,485\,799\,090\,65(16) \cdot 10^{-4}$ amu) argonam ir $\sim 10^5$ reizes mazāka nekā pozitīvā jona ($39,948(1)$ amu) masa, tāpēc elektronu ātrums vidēji ir $\sim 10^5$ reizes lielāks nekā pozitīvo jonu ātrums vienādā elektrodsistēmas spēka laukā un paātrinājuma vektoram, ko izraisa Lorenca spēka iedarbība uz elektroniem, ir pretējs virziens (no sprauslas izejas līdz nejonizētam darba šķidrumam, t. i., elektroni “atgriežas” uz dzinēja paātrinājuma kanālu), attiecīgi lielākā daļa elektronu no plazmas plūsmas bombardē anodu un to silda, savukārt pozitīvie joni paātrinās un atstāj dzinēju, radot reaktīvo vilcēj spēku.

1.5. Pārbažu rezultāti ļāva autoram formulēt sākotnējo informāciju par dzinēju dzesēšanas sistēmas projektēšanu:

- dzinēja vidējā elektriskā jauda maksimālās vilces režīmā ir 3151 W un vidējā vilce ir 4,7 mN ar vidējo strāvu 137 A;
- siltuma zudumu jauda ir dzesēšanas sistēmas slodze, tāpēc 2 kW vērtībai ir jābūt ERD dzesēšanas sistēmas projektētajai ieejas jaudai Q_{in} .

2. Testi ar līdzīgu dzinēju, aprīkotu ar dzesēšanas sistēmu, kas ir izveidota saskaņā ar autora izstrādāto modeli un aprēķina algoritmu

2.1. Kopā ar dzesēšanas sistēmu aprīkotā dzinēja kopējais kalpošanas laiks bija 5387 s, kas ir 406 reizes vairāk nekā vidējais tāda paša dzinēja, kas darbojas bez dzesēšanas sistēmas, kalpošanas laiks. Tajā pašā laikā eksperimentu noslēgumā *MPDO* režīmā dzinējs turpināja darboties un tika pakļauts turpmākiem testiem *MPDE* režīmā. Darbības laiks *MPDE* režīmā bija 4347 s, tātad kopējais dzinēja darbības resurss bija 9734 s, kas ir 734 reizes lielāks nekā

vidējais *MPDO* resurss bez dzesēšanas sistēmas, visbeidzot *MPDE* dzinējs arī palika spējīgs darboties.

2.2. Eksperimentu laikā, ilgstoši darbinot dzinēju, tika izmērīta dzesēšanas šķidruma temperatūra, lai noteiktu siltuma jaudu, atdzesēšanas sistēmā “noņemot” to no elektrodu sistēmas. Mērījumu un aprēķinu rezultāti redzami 7.1. tabulā.

7.1. tabula

Siltuma jaudas mērījumu un aprēķinu rezultāti

Testa Nr.	Aukstumnesēja temp. pieaugums, °C	Aukstumnesēja masa, kg	Aukstumnesēja saņemtais siltuma daudzums, J	Dzinēja atteices laiks, s	Saņemtā siltuma jauda, W	Siltuma jaudas slodze, W
5.	3,7	12,51	193618,5	600	322,6975	1936,19
6.	3,8	12,51	198851,5	600	331,4191	1988,51
7.	3,9	12,51	204084,4	600	340,1406	2040,84
8.	3,0	15,00	188235,0	600	313,725	1882,35
9.	3,1	15,00	194509,5	600	324,1825	1945,1
10.	28,5	15,00	1788232,5	1817	984,1676	1949,92

2.3. Rezultātu analīze liecināja, ka dzesēšanas sistēmas eksperimentāli iegūtās slodzes jaudas vidējā vērtība ir 1957,15 W, maksimālās novirzes ir no +4,2 % līdz –1 % robežās.

Paredzētā dzesēšanas sistēmas slodzes vērtība ir 2000 W. Iegūtās vidējās vērtības novirze no aprēķinātās ir 2,1 %, kas iekļaujas visas mērīšanas sistēmas un testa stenda maksimālās kļūdas vispārējās robežvērtībās (10 %). Tādējādi dzesēšanas sistēmas aprēķinātās (imitētās) termiskās slodzes vērtību var uzskatīt par eksperimentāli apstiprinātu.

3. Eksperimenta rezultāti apstiprina:

- strauji augošs darbalaiks ievērojami palielinās dzesēšanas sistēmas klātbūtnē;
- autora iegūto rezultātu pareizību: dzesēšanas sistēmas matemātisko modeli, tās aprēķināšanas algoritmu un izstrādes tehnoloģiju un to salīdzinājumu ar eksperimentu rezultātiem un citu autoru pētījumu rezultātiem.

KOPSAVILKUMS UN SECINĀJUMI

1. Darbā ir sniegtas teorētiskas, metodiskas un eksperimentālas pieejas lieljaudas elektrisko raķešdzinēju (elektriskais raķešdzinējs – ERD) resursa un efektivitātes palielināšanai, pamatojoties uz to konstrukciju elementu dzesēšanas sistēmu uzlabošanu.
2. Izstrādāta metodiskā rokasgrāmata, fizikālais un matemātiskais modelis un algoritms dzesēšanas sistēmas parametru aprēķināšanai, kā arī programmatūra ERD dzesēšanas sistēmas projektēšanai datorā.
3. Uzprojektēts un izgatavots eksperimentāls aprīkojums un testa stends, vairāki eksperimenti tika veikti ar magnētiskās plazmas dinamisko jonu-plazmas paātrinātāju ar savu magnētisko lauku bez dzesēšanas sistēmas (*MPDO*) un ar autora izstrādātu dzesēšanas sistēmu. Pamatojoties uz šo eksperimentu rezultātu analīzi, autors sniedza pierādījumus, ka dzinēja anoda pārkaršanas un sagraušanas cēloņi ir anoda elektroniska bombardēšana.
4. Pēc dzesēšanas sistēmas aprēķināšanas, projektēšanas un izgatavošanas, kas daudzkārt ļāva palielināt *MPDO* resursus, autors izgatavoja magnētiskās plazmas dinamisko paātrinātāju ar ārēju magnētisko lauku (*MPDE*), kas pamatojas uz tādu pašu elektrodu sistēmu, kas ir aprīkota ar dzesēšanas sistēmu. Šīs izmaiņas ļāva daudzkārt palielināt *MPDE* vilcējspēku tajā pašā izlādes kamerā, kurai bija *MPDO*, taupot arī dzinēja dzīves laiku (resursus).
5. Formulēti praktiski ieteikumi, ko var izmantot ERD projektēšanā un attīstīšanā ar dzesēšanas sistēmām.
6. Iegūto eksperimentālo rezultātu pareizības novērtējumu autors veica, gan pamatojoties uz verifikāciju – salīdzinot vairākos objektos iegūtos rezultātus –, gan salīdzinot aprēķinus un eksperimentos iegūtos rezultātus.

Ieteikumi turpmākai izpētei

Pēc autora domām, ERD dzesēšanas sistēmu turpmākai izstrādei un ieviešanai ir jāveic pētījumi divos virzienos.

1. Jāizstrādā un jāizgatavo tiešas plūsmas tipa *MPDE* ERD un atbilstoša testa iekārta ar desmitiem kilovatu elektrisko jaudu nepārtrauktā režīmā un megavatu impulsa režīmā, kā darba šķidrumu izmantojot dažādas gāzes, kas dominē planētu atmosfērās Saules sistēmā, tostarp atmosfēras gaisu. ERD var izmantot superkondensatora akumulatoru kā impulsa enerģijas uzkrāšanas ierīci. Kā dzesēšanas šķidrumu tiek ierosināts izmantot etilēnglikolu un līdzīgus reaģentus, kas ļauj sasniegt siltuma izkliedēšanas apakšsistēmas darbības diapazonu no $-80\text{ }^{\circ}\text{C}$ līdz $+130\text{ }^{\circ}\text{C}$ un nodrošina arī dzesēšanas sistēmas integritāti īslaicīgas sasalšanas laikā.
- Pozitīvs pētījuma rezultāts ļaus izveidot kosmosa kuģu dzinējus ar simtiem nūtonu vilci impulsa režīmā, apmēram 500 s īpatnējo impulsu blīvā atmosfērā un daudzkārt lielāku izlādētā atmosfērā ar simtiem darba stundu resursu, t. i., ļaus pilnībā aizstāt

vienas klases ķīmiskos dzinējus ar ievērojamu kosmosa kuģa masas ietaupījumu un lietderīgās slodzes palielināšanos.

2. Jāveic *MPDE* ERD izstrādes un izgatavošanas pētījumi ar kriogēnu dzesēšanas sistēmu, kas ārēja magnētiskā lauka izveidošanai izmanto augstas temperatūras supervadošus magnētus. Šādam dzinējam var būt vairāku megavatu jauda nepārtrauktā režīmā un simtiem megavatu impulsa režīmā, kas ļaus sasniegt simtiem kiloņūtonu vilci impulsa režīmā ar īpašu impulsu vakuumā apmēram 2000–5000 s un atmosfērā apmēram 500–700 s.

Šādi pētījumi radīs alternatīvu tehnoloģiju videi kaitīgajiem ķīmiskajiem raķešdzinējiem, mazinot palaišanas sistēmas un kosmosa kuģu masu un palielinot to lietderīgo slodzi.

LITERATŪRAS SARAKSTS

1. Haidn, O. J. Advanced Rocket Engines. In: *Educational Notes RTO-EN-AVT-150, Advances on Propulsion Technology for High-Speed Aircraft*, 2008, Paper 6, pp. 6–40.
2. Isakowitz, S. J., Hopkins, J., Hopkins, J. P. *International Reference Guide to Space Launch Systems*. Reston: AIAA, 2004. 295 p.
3. ESA. *What is Electric propulsion?* Available: www.esa.int/Enabling_Support/Space_Engineering_Technology/What_is_Electric_propulsion. [Accessed 20.06.2020.].
4. Choueiri, E. Y. A Critical History of Electric Propulsion: The First 50 Years (1906–1956). *Journal of Propulsion and Power*, 2004, vol. 20, no. 2, pp. 193–20. ISSN: 0748-4658. DOI: 10.2514/1.9245.
5. Patterson, M. *Ion Propulsion*. NASA Glenn Research Center, 11.01.2016. Available: <https://www.nasa.gov/centers/glenn/about/fs21grc.html> [Accessed 20.06.2020.].
6. Bramanti, C., Walker, R., Sutherland, O., Boswell, R., Charles, C., Fearn, D., Gonzalez, J., Orlandi, M. The innovative dual-stage 4-grid ion thruster concept – theory and experimental results. In: *57th International Astronautical Congress proceedings*, Valencia, 2006, IAC-06-C4.4.7, pp. 1–13.
7. ESA. *EPIC: Electric Propulsion Innovation and Competitiveness*. ESA. Available: https://www.esa.int/Enabling_Support/Space_Engineering_Technology/EPIC_Electric_Propulsion_Innovation_and_Competitiveness. [Accessed 20.06.2020.].
8. EPIC. *List of Electric Propulsion Thrusters flown or ordered*. Available: http://epic-src.eu/wp-content/uploads/Number-of-EP-thrusters-flown-or-ordered_2-1.pdf.
9. Ion and Plasma Rocket Thrusters. In: *Encyclopedia of Low Temperature Plasm*, vol. IV Ed. Academician Fortov, V. E. Moscow: Nauka, 2000, pp. 291–331.
10. EPIC. *Electric Propulsion applications and type of thrusters*. EPIC. Available: http://epic-src.eu/?page_id=63. [Accessed 20.06.2020.].
11. Sovey, J. S., Rawlin, V. K. and Patterson, M. J. Ion Propulsion Development Projects in U. S.: Space Electric Rocket Test 1 to Deep Space 1. *Journal of Propulsion and Power*, 2001, vol. 17, no. 3, pp. 517–526. ISSN: 0748-4658. DOI: 10.2514/2.5806.
12. Arcis, N. *Report D2.1 Database on EP (and EP-related) technologies and TRL*. EPIC, 2015. Available: <http://epic-src.eu/wp-content/uploads/EPIC-D2.1-1.2.pdf> [Accessed 20.06.2020.].
13. Cassady, R. J., Hoskins, W. A., Campbell, M., Rayburn, C. A micro pulsed plasma thruster (PPT) for the “Dawgstar” spacecraft. In: *2000 IEEE Aerospace Conference. Proceedings*, MT, USA: Big Sky, 2000, vol. 4, pp. 7–14. DOI: 10.1109/AERO.2000.878359.
14. Ostrovsky, V. G., Smolentsev, A. A., Sokolov, B. A. Experience of High-Power Electric Propulsion at S. P. Korolev Rocket and Space Corporation “Energia”. *Electronic journal “Trudy MAI”*, 2012, no. 60, pp. 8–26.
15. Gorshkov, O. A., Shutov, V. N., Kozubsky, K. N., Ostrovsky, V. G., Obukhov, V. A. Development of High Power Magnetoplasma dynamic Thrusters in the USSR. In: *30th International Electric Propulsion Conference*, Florence, 2007, IEPC-2007-136, pp. 1–13.

16. Pencil, E. *Magnetoplasmdynamic Thrusters*. FS-2004-11-022-GRC, Cleveland: Glenn Research Center, 2004. Available: <https://www.nasa.gov/centers/glenn/about/fs22grc.html>.
17. Blockley, R. and Shyye, W. Eds. *Magnetoplasmdynamic Thrusters*. In: *Encyclopedia of Aerospace Engineering*, John Wiley & Sons, Ltd., 2010, pp. 10–11.
18. Institute of heat engeneering. *Gas Resistojet Thruster for Medium Size Satellite Attitude Control*. Web-publication. Warsaw: Institute of heat engineering, 2013. Available: <https://www.eng.itc.pw.edu.pl/Pracownicy/Badawczo-dydaktyczni/Mezyk-Lukasz/Resistojet>. [Accessed 20.06.2020.].
19. Surrey Satellite Technology Limited. Available: <https://www.sssl.co.uk/Products/Subsystems/Propulsion-Systems/Low-Power-Resistojet>. [Accessed 20.06.2020.].
20. Smith, R. D., Aadland, R. S., Roberts, C. R. and Lichtin, D. A. Flight qualification of the 2.2kW MR-510 hydrazine arcjet system. In: *International Electric Propulsion Conference*, Cleveland, 1997, IEPC-97-082, pp. 510–517.
21. Lockheed Martin. *A2100; A2100 Foundation*. Lockheed Martin, 20.06.2020. Available: <https://www.lockheedmartin.com/en-us/news/features/history/a2100.html> [Accessed 20.06.2020.].
22. Sercel, J. ECR Thruster Research – Preliminary Theory and Experiments. In: *25th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Monterey, 1989. DOI: 10.2514/6.1989-2379.
23. Groh, K. H., Loeb, H. W. State of the art of radio-frequency ion sources for space propulsion. *Review of Scientific Instruments*, 1998, vol. 65, no. 1741, pp. 1259–1259. DOI: 10.1063/1.1145025.
24. Emsellem, G. D., Larigaldie, S. Development of the Electrodeless Plasma Thruster at High Power: Investigations on the Microwave-Plasma Coupling. In: *The 30th International Electric Propulsion Conference*, Florence, 2007, IEPC-2007-240, pp. 1–17.
25. ESA Advanced Concepts Team. *Helicon Radiofrequency Plasma Thrusters*. ESA, 2017. Available: <http://www.esa.int/gsp/ACT/projects/helicon/>. [Accessed 20.06.2020.].
26. European Comission CORDIS. EU FP7 HPH.com EC Grant Agreement n. 218862 *Final report HeliconPlasmaHydrazine.COmbinedMicro*. EC, 2012. Available: <https://cordis.europa.eu/docs/results/218/218862/final1-hph-final-publishable-summary-final.pdf>. [Accessed 20.06.2020.].
27. Ad Astra Rocket Company. *Our Engine The Variable Specific Impulse Magnetoplasma Rocket (VASIMR®) engine*. Available: <http://www.adastrarocket.com/aarc/VASIMR> [Accessed 20.06.2020.].
28. NASA. *NASA news, june 13, 2000*. Available: https://www.nasa.gov/centers/%20johnson/news/releases/1999_2001/h00-91.html. [Accessed 20.06.2020.].
29. Ilin, A. V., Gilman, D. A., Carter, M. D., Chang Díaz, F. R., Squire, J. P. and Farrias, J. E. VASIMR® Solar Powered Missions for NEA Retrieval and NEA Deflection. In: *33-rd International Electric Propulsion Conference*, Washington D. C., 2013, IEPC-2013-336, pp. 1–9.
30. Ad Astra Rocket Company. Press release 03.08.2016. Available: <http://adastrarocket.com/pressReleases/AdAstra-Release-080316-final.pdf>. [Accessed 20.06.2020.].

31. NASA Glenn Research Center. *Specific Impulse*. NASA GRC, 2018. Available: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/specimp.html>. [Accessed 20.06.2020.].
32. Goebel, D., Katz, I. *Fundamentals of Electric Propulsion: Ion and Hall Thrusters*. Pasadena: Jet Propulsion Laboratory, California Institute of Technology, 2008. 493 p.
33. Jahn, R. G. *Physics of Electric Propulsion*. Mineola: Dover Publications, Inc., 2006. 368 p.
34. Turner, M. J. L. *Rocket and Spacecraft Propulsion: Principles, Practice and New Developments*. Chichester: Springer Praxis Books, 2009. 414 p.
35. Sankovic, J. M., Hamley, J. A., Haag, T. W. Performance Evaluation of the Russian SPT-100 Thruster at NASA LeRC. In: *23rd International Electric Propulsion Conference proceedings*, Seattle, 1993, IEPC-95-30, pp. 246–253.
36. Morozov, A., Soloviev, L. Steady-State Plasma Flow in Magnetic Field. *Reviews of Plasma Physics*, 1980, vol. 8, Ed. Academician Leontovich, M.A., Boston: Springer U. S., pp. 1–103. ISSN 0080-2050. DOI: 10.1007/978-1-4615-7814-7.
37. Golovatiy, Y. *Vacuum and plasma electronics*. Kaluga: Bauman MSTU Kaluga branch, 2007. 328 p.
38. Morozov A. I., Savelyev V. V. Fundamentals of Stationary Plasma Thruster Theory. *Reviews of Plasma Physics*, 2000, vol 21, Boston: Springer, pp. 203–391. DOI: 10.1007/978-1-4615-4309-1_2.
39. Chen, E. *Applied Physics – 2. Thin Film Deposition*. Harvard: Harvard University, 2004. Available: [https://www.mrsec.harvard.edu/education/ap298r2004/Erli%20chen Fabrication%20II%20-%20Deposition-1.pdf](https://www.mrsec.harvard.edu/education/ap298r2004/Erli%20chen%20Fabrication%20II%20-%20Deposition-1.pdf). [Accessed 20.06.2020.].
40. Zhunda, A. N., Veretin, M. I., Pomerantsis, J. R., Kats, A. S. *Planar magnetron sputtering apparatus with the cathode length 1800 mm*. In collection of scientific publications Physical vapor deposition, Riga: Zinatne, 1986, pp. 49–52. UDC:621.793.7 : [621.793.12 : 621.52].
41. NASA Glenn Research Center. *Ion Propulsion*. NASA GRC, 17.01.2020. Available: https://www.nasa.gov/sites/default/files/atoms/files/ionpropfact_sheet_ps-01628.pdf.
42. Larigaldie, S. *Plasma thruster and method for generating a plasma propulsion thrust*. USA Patent US20150020502A1, 22.01.2015.
43. Gordeev, K. G., Ostapushenko, A. A., Galaiko, V. N., Volkov, M. P. Automatic spacecrafts electro jet propulsion devices power and control systems. *Bulletin of the Tomsk Polytechnic University*, 2009, vol. 315, no. 4, pp. 131–136. ISSN 2413-1830.
44. Gallimore, A. D., Thurnau, A. F. The Physics of Spacecraft Hall-Effect Thrusters. In: *American Physical Society, 61st Annual Meeting of the APS Division of Fluid Dynamics*. Invited Talks, San Antonio, 2008.
45. Marchandise, F., Dumazert, P., Jolivet, K., Estublier, D., Lazurenko, A., Prioul, M., Vial, V., Bouchoule, A., Lasgorceix, P., Albarède, L., Mazouffre, S., Pagnon, D., Echegut, P. PPS-1350 Qualification Status and Performances. In: *Proceedings of the 4th International Spacecraft Propulsion Conference*, (ESA SP-555), 2–9 June, 2004, Chia Laguna (Cagliari), Sardinia, Italy, pp.1–34. Available: <http://adsabs.harvard.edu/full/2004ESASP.555E..34P>.

46. Metghalchi, K. E. F. H., Keck, J. C. Thermodynamic Properties of Ionized Gases at High Temperatures. *Journal of Energy Resources Technology*, 2011, vol. 133, NY: ASME, 2011. pp. 022201-1–022201-6. ISSN 0195-0738.
47. Winter, M. W., Auweter-Kurtz, M., Pfrommer, T., Semenova, N. Plasma Diagnostics on Xenon for Application to Ion Thrusters. In: *29th International Electric Propulsion Conference*, Princeton, 2005, IEPC-2005-079, pp. 1–11.
48. Ahedo, E., Gallardo, J. M., Martinez-Sanchez, M. Model of the plasma discharge in a Hall thruster with heat conduction. *Physics of plasmas*, 2002, vol. 9, no. 9, pp. 4061–4070. ISSN 1070-664X. DOI: 10.1063/1.1499496.
49. Kline, J. L. *Slow wave ion heating and parametric instabilities in the HELIX helicon source*. Dissertation submitted for the degree of Doctor of Philosophy in Plasma Physics. West Virginia University, Morgantown, 2002. Available: <https://researchrepository.wvu.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=2595&context=etd>.
50. Kline, J. L., Scime, E. E., Boivin, R. F., Keesee, A. M., Sun, X., Mikhailenko, V. S. Rf Absorption and Ion Heating in Helicon Sources. *Physical Review Letters*, 2002, vol. 88, no. 19, pp. 195002–195002.4. ISSN 0031-9007. DOI: 10.1103/PhysRevLett.88.195002.
51. Safran. *PPS®1350-G plasma thruster*. Safran, 20.06.2020. Available: <https://www.safran-aircraft-engines.com/space-engines/satellites/pps-1350-g>. [Accessed 20 06 2020.].
52. Kubarev, J. V. *The nature of appearance of electrostatic instability of plasma moving in inhomogenic electric and magnetic fields*. USSR State Register of Discoveries, Diploma No 14, 04 12 1963.
53. Brown, D. L. *Investigation of low discharge voltage hall thruster characteristics and evaluation of loss mechanisms*. A dissertation submitted in fulfillment of the requirements for the degree of Doctor of Philosophy (Aerospace Engineering), University of Michigan, Ann Arbor, 2009. Available: <https://deepblue.lib.umich.edu/handle/2027.42/63660>.
54. Morozov, A. I., Bugrova A. I., Maslennikov, N. A. Laws of similarity of integral characteristics of UZDP. *Technical Physics*, 1991, vol. 61, no. 6, pp. 45–52. ISSN: 0044-4642. Moscow: Russian Academy of Science. Available: <https://journals.ioffe.ru/articles/24622>.
55. Dannenmayer, K. *Scaling laws and electron properties in Hall effect thrusters*. Doctoral thesis. Université d'Orléans, 2012. Available: <https://tel.archives-ouvertes.fr/tel-00797732/document>.
56. Incropera, F. P. *Fundamentals of Heat and Mass Transfer*. New-York: John Willey & Sons, 2011.
57. Ekuoe, F., Fouache d'Hallo, A., Gigon, D., Plantamp, G., Zajdman, E. Maxwell-Cattaneo Regularization of Heat Equation. *International Journal of Mathematical, Computational, Physical, Electrical and Computer Engineering*, vol. 7, pp. 772–775, 2013. Available: <https://publications.waset.org/3892/pdf>.
58. Christov, C. I. On frame formulation of the Maxwell-Cattaneo model of finite-speed heat conduction. *Mechanics Research Communications*, 2009, vol. 36, iss. 4, pp. 481–486. DOI: 10.1016/j.mechrescom.2008.11.003.

59. Mariano, P. M. Finite speed heat propagation as a consequence of microstructural events. In: *14 Joint European Thermodynamics Conference Proceedings*, Budapest, 21–25 May, 2017. Available: <http://jetc2017.hu/wp-content/uploads/2017/03/Minisymph3.pdf>.
60. Jensen, J. E., Tuttle, W. A., Stewart, R. B., Brechna, H., Prodell, A. G. *Brookhaven National Laboratory Selected Cryogenic Data Notebook*. Associated Universities, INC., 1980. Available: <https://www.bnl.gov/magnets/Staff/Gupta/cryogenic-data-handbook/index.htm>.
61. Idelchik, I. E. *Handbook of Hydraulic resistance*. New York: Begell House, 2008. 861 p.
62. Altschul, A. D. *Hydraulic resistance*. Moscow: Nedra, 1982. 224 p.
63. Bashta, T. M. *Engineering Hydraulics*. Moscow: Mashinostroenie, 1971. 678 p.
64. EN 10 088-2:2014 E, Stainless steels – Sheet/plate and strips for general purposes, European Committee for Standardization, 2014.
65. EN 10 088-3:2014 E, Stainless steels. – Technical delivery conditions for general purpose semi-finished products, bar, rod and sections, European Committee for Standardization, 2014.
66. EN 10 296-2:2005, Welded circular steel tubes for mechanical and general engineering purposes – Part 2: Stainless steel, European Committee for Standardization, 2005.
67. EN 10 297-2:2005, Seamless circular steel tubes for mechanical and general engineering purposes – Part 2: Stainless steel, European Committee for Standardization, 2005.
68. ISO 5167-1, Measurement of fluid flow by means of pressure differential devices inserted in circular cross-section conduits running. Annex B: Examples of values of the pipe wall uniform equivalent roughness, Geneva: International Standard Organization, 2003.
69. McGovern, J. *Technical Note: Friction Factor Diagrams for Pipe Flow*. Technological University Dublin, 2011. 16 p. Available: <https://arrow.tudublin.ie/engschmecart/28/>.
70. National Oceanic and Atmospheric Administration, NASA, USAF. *U. S. Standard Atmosphere*, 1976. Washington: U. S. Government Printing Office, 1976.
71. Kubarev, J. V. *Gas-discharge source of low-temperature plasma with oscillating electrons*. USSR Patent 196198, d. d. 29.10.1963.
72. Kubarev, J. V. *Source of gas-discharge plasma*. USSR Patent 166974, d. d. 12.12.1964.