

Približný výpočet tepelného obehu jednorúrovňového, dvojhriadel'ového LTKM s axiálnym kompresorom R –29B –300

Zadanie:

Vypočítajte základné parametre tepelného obehu jednorúrovňového, dvojhriadel'ového LTKM s axiálnym kompresorom a regulovateľnou výstupnou dýzou R –29B –300. Výpočet bude realizovaný pri maximálnom režime pred vzletom lietadla.

Zadané parametre

Výška letu $H = 0$ m

Rýchlosť letu $c_0 = 0$ m.s⁻¹

Prietokové množstvo vzduchu $Q_v = 105$ kg.s⁻¹

Celkový stupeň stlačenia $\pi_{KC} = 12,5$

Účinnosť nízkotlakového kompresora $\eta_{KCN} = 0,83$

Účinnosť vysokotlakového kompresora $\eta_{KCV} = 0,833$

Stupeň stlačenia nízkotlakového kompresora $\pi_{KCN} = 3$

Mechanická účinnosť $\eta_m = 0,985$

Účinnosť výstupnej dýzy $\eta_{VD} = 0,965$

Celková účinnosť plynovej turbíny $\eta_{TC} = 0,89$

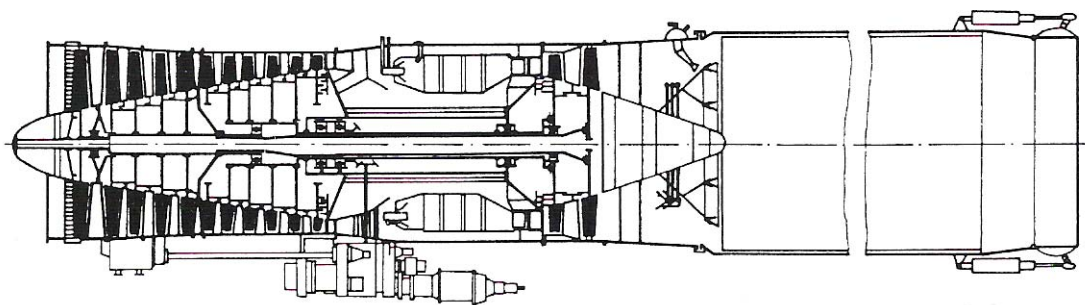
Účinnosť vysokotlakovej plynovej turbíny $\eta_{TC,VT} = 0,859$

Účinnosť nízkotlakovej plynovej turbíny $\eta_{TC,NT} = 0,88$

$t_{3C} = 1083$ °C



Obr. 1. Letecký motor R- 29B -300.

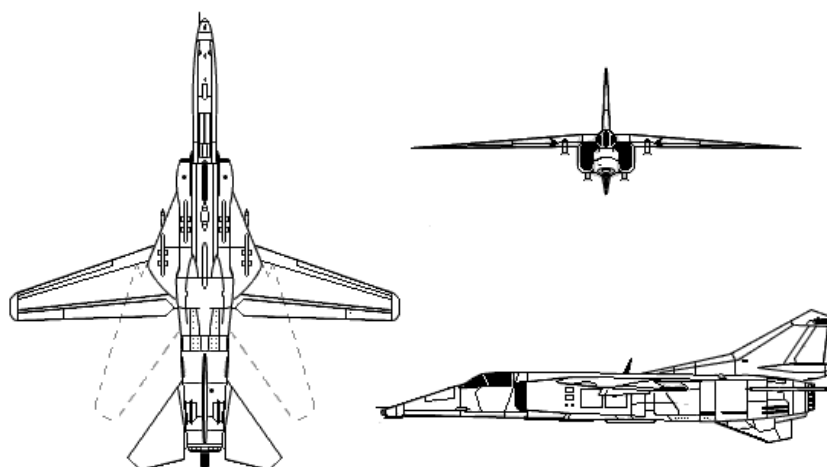


Obr. 2. Principiálna schéma motora R -29B -300.

Letecký motor R- 29B -300 sa používa ako pohonná jednotka lietadla MiG -23BN, ktoré je znázornené na následných obrázkoch.



Obr. 3. Stíhacie-bombardovacie lietadlo MiG-23BN.



Obr. 4. Troj Pohľadový obrázok lietadla MiG-23BN.

ÚVOD

Vznik taktických jadrových zbraní v päťdesiatych rokoch mal za následok radikálne zmeny vo vojenských doktrínach štátov na celom svete. V Sovietskom zväze došlo v dôsledku týchto kvalitatívnych zmien k reorganizácii bitevného letectva na stíhacie-bombardovacie letectvo. Prvým predstaviteľom tejto kategórie sa stalo lietadlo Su-7 a jeho ďalšie varianty Su-7BM a Su-7BKL, ktoré boli zaradené do vojenského letectva v šesťdesiatych rokoch. Vzhľadom na rastúce požiadavky, najmä z pilotážno-navigačného hľadiska, pokračoval vývoj tejto kategórie leteckej techniky ďalej. V konštrukčnej kancelárii **P. O. SUCHOJA** sa riešil tento problém modernizáciou lietadla Su-7. Takto vzniklo stíhacie-bombardovacie lietadlo Su-17, ktoré si zachovalo podstatné znaky lietadla Su-7, avšak na úrovni požiadaviek sedemdesiatych rokov.

Konštrukčná kancelária **A. I. MIKOJANA** sa pri vývoji stíhacieho-bombardovacieho lietadla rozhodla orientovať na projekt práve vyvíjaného stíhacieho lietadla **MiG-23S**. Vývoj začal v roku 1969. Pri úprave tohto lietadla došlo k podstatnej úprave prednej časti trupu, z ktorej bol odstránený rádiolokátor. Pre zlepšenie výhľadu pilota z kabíny bola predná časť trupu značne sploštená. Takto upravený variant lietadla dostal označenie MiG-23B. Pohon lietadla MiG-23B zabezpečoval jednoprúdový letecký turbokompresorový motor AL-21F-300. Zásadné zmeny boli realizované v navigačnej sústave a v zbraňových sústavách. Lietadlo dostalo aktívne a pasívne prostriedky rádioelektronického boja. Prototyp lietadla MiG-23B (v kóde NATO „**FLOGGER – F**“) prvýkrát vzlietol **20. augusta 1970**. Bol pilotovaný skúšobným pilotom P. M. OS-TAPENKOM. Skúšky prebiehali na 24 prototypoch až do konca roka 1971.

Montážou optimalizovaného leteckého turbokompresorového motora R-29B-300 do draka lietadla MiG-23B vznikol nový variant lietadla, ktorý dostal označenie **MiG-23BN** (v kóde NATO „**FLOGGER – H**“). Tento typ leteckého turbokompresorového motora bol upravený pre použitie v malých výškach letu pri nadzvukových rýchlostiach letu. Z tohto dôvodu boli v palivoregulačnej sústave motora realizované obmedzenia, ktoré zohľadňovali použitie motora R-29B-300 u stíhacieho-bombardovacieho lietadla MiG-23BN.

Do československého vojenského letectva bolo v období od roka 1979 až do roka 1981 zaradených 40 stíhacích-bombardovacích lietadiel MiG-23BN, ktoré boli dislokované na letisku Čáslav.

CHARAKTERISTIKA MOTORA R-29B-300

Letecký turbokompresorový prúdový motor R-29B-300 je jednoprúdový, dvojhriadeľový motor s jedenásťstupňovým axiálnym kompresorom, prstencovou hlavnou spaľovacou komorou, dvojstupňovou axiálnou chladenou plynovou turbínou reakčného typu, výstupnou sústavou s komorou prídavného spaľovania a plynulo regulovateľnou výstupnou dýzou.

ZÁKLADNÉ TECHNICKÉ ÚDAJE MOTORA R-29B-300

Ťah motora na maximálnom režime.....	$F_{T,max.} = 78,48 \text{ kN}$
Ťah motora na režime prídavného spaľovania.....	$F_{T,PS} = 112,81 \text{ kN}$
Otáčky nízkotlakového rotora na maximálnom režime.....	$n_{1,max.} = 8482 \text{ min}^{-1}$
Otáčky vysokotlakového rotora na maximálnom režime.....	$n_{2,max.} = 8772 \text{ min}^{-1}$
Maximálna teplota plynov pred plynovou turbínou.....	$t_{3c,max.} = 1083^{\circ}\text{C}$
Maximálna teplota plynov za plynovou turbínou.....	$t_{4c,max.} = 840^{\circ}\text{C}$
Špecifická spotreba paliva na maximálnom režime.....	$c_{m,max.} = 0,0958^{+0,003} \text{ kg}\cdot\text{N}^{-1}\cdot\text{h}^{-1}$
Špecifická spotreba paliva na režime prídavného spaľovania.....	$c_{m,PS} = 0,1835^{+0,006} \text{ kg}\cdot\text{N}^{-1}\cdot\text{h}^{-1}$
Maximálny stupeň stlačenia kompresora.....	$\pi_{KC} = 12,5$

Dodávka vzduchu do motora na maximálnom režime.....	$Q_v = 105 \text{ kg}\cdot\text{s}^{-1}$
Celková dĺžka motora.....	$L = 4991^{+13}_{-20} \text{ mm}$
Maximálny priemer motora.....	$D_{\text{max.}} = 908 \text{ mm}$
Vstupný priemer motora.....	$D_1 = 846 \text{ mm}$
Suchá hmotnosť motora.....	$G = 1765+2\% \text{ kg}$
Celková hmotnosť motora.....	$G_{\text{max.}} = 1886+2\% \text{ kg}$

KONŠTRUKCIA MOTORA R-29B-300

Kompresor

Kompresor motora R-29B-300 je jednoprúdový, dvojhriadeľový, axiálny, jedenásťstupňový, ktorý sa skladá z nízkotlakovej a vysokotlakovej časti.

Nízkotlaková časť kompresora je päťstupňová. Rotor nízkotlakového kompresora je diskobubnovej konštrukcie. Prvý stupeň nízkotlakového kompresora je nadzvukový, konzolovo upevnený k hriadeľu. Disky druhého až piateho stupňa vytvárajú diskobubnovú konštrukciu. Hriadeľ rotora nízkotlakového kompresora je uložený na prednom valčekovom ložisku a na zadnom valčekovom ložisku.

Vysokotlaková časť kompresora je šesťstupňová. Rotor vysokotlakového kompresora je diskobubnovej konštrukcie. Hriadeľ rotora vysokotlakového kompresora je uložený na prednom hlavnom zdvojenom guľčikovom ložisku a na valčekovom ložisku hriadeľa vysokotlakovej plynovej turbíny. Z hriadeľa vysokotlakového kompresora sa pomocou kužeľového centrálného pohonu krútiaci moment odvádza do skrine pomocných pohonov.

Stator kompresora motora sa skladá z telesa prvého stupňa, telesa druhého stupňa, telesa tretieho a štvrtého stupňa, telesa piateho stupňa, telesa šiesteho až desiateho stupňa a telesa jedenásteho stupňa. K telesu prvého stupňa kompresora je upevnené teleso vírivého prstenca, ktorý slúži na zvýšenie zásoby stabilnej práce kompresora spolu s dvojhriadeľovým usporiadaním kompresora motora.

Hlavná spaľovacia komora

Hlavná spaľovacia komora motora R-29B-300 je prstencového typu. Pozostáva z telesa, plamena, palivových rámp prívodu paliva do palivových dýz, 18 palivových dýz, odpadového ventilu, plášťa difúzora a dvoch zapalovačov. V prednej časti plamena je vytvorených 18 hlavíc, v ktorých sú vyrobené lopatkové víriče s otvormi pre kĺzne uloženie palivových dýz. Palivové dýzy sú duplexného typu.

Plynová turbína

Plynová turbína motora R-29B-300 je axiálna, dvojhriadeľová, dvojstupňová, chladená, reakčného typu.

Vysokotlaková plynová turbína je jednostupňová, jednohriadeľová, reakčného typu s chladenými usmerňovacími lopatkami a rotorovými lopatkami. Chladienie usmerňovacích lopatiek a rotorových lopatiek vysokotlakovej plynovej turbíny zabezpečuje chladiaci vzduch, privádzaný zo sekundárneho prúdu vzduchu v hlavnej spaľovacej komore. Množstvo chladiaceho vzduchu reguluje mechanizmus sústavy dodávky chladiaceho vzduchu v závislosti na teplote plynu za plynovou turbínou “ t_{4c} ”.

Rotor vysokotlakovej plynovej turbíny je diskovej konštrukcie. Pomocou spojky je hriadeľ vysokotlakovej plynovej turbíny spojený s hriadeľom vysokotlakového kompresora. Rotor vysokotlakovej plynovej turbíny je uložený na hlavnom dvojrakovom guľčikovom ložisku a na valčekovom ložisku.

Nízkotlaková plynová turbína motora je jednostupňová, jednohriadeľová, reakčného typu

s chladenými usmerňovacími lopatkami a nechladenými rotorovými lopatkami. Chladenie usmerňovacích lopatiek nízkotlakovej plynovej turbíny zabezpečuje chladiaci vzduch zo sekundárneho prúdu vzduchu v hlavnej spaľovacej komore.

Hriadeľ rotora nízkotlakovej plynovej turbíny je pomocou spojky spojený s hriadeľom nízkotlakového kompresora. Je uložený na medzihriadeľovom guľčikovom ložisku a na zadnom valčekovom ložisku. Chladenie ložísk plynovej turbíny zabezpečuje cirkulujúci olej a chladiaci vzduch, odoberaný od 5. stupňa kompresora, ktorý zároveň pretlakuje olejové tesnenia.

Výstupná sústava

Výstupnú sústavu motora R-29B-300 tvorí difúzor komory prídavného spaľovania, predlžovacia rúra a regulovateľná výstupná dýza.

Difúzor komory prídavného spaľovania sa skladá z vonkajšieho a vnútorného plášt'a, ktoré sú medzi sebou spojené trinástimi rebrami, troma kruhovými stabilizátormi plameňa, tromi kruhovými palivovými rampami a dvoma zapalovačmi.

Predlžovacia rúra je teleskopicky spojená s difúzorom komory prídavného spaľovania. Pri zapnutých režimoch prídavného spaľovania v predlžovacej rúre prebieha proces horenia zmesi paliva a plynu. Na druhom konci predlžovacej rúry je upevnená regulovateľná výstupná dýza motora.

Výstupná dýza motora sa skladá z 36 segmentov, ktoré sa prestavujú pomocou silového prstenca, ovládaného šiestimi hydraulickými pracovnými valcami. Do hydraulických pracovných valcov sa privádza tlakové palivo, ktoré je dodávané z regulačnej sústavy ovládania výstupnej dýzy. Synchronizáciu činnosti hydraulických pracovných valcov zabezpečuje pružný hriadeľ, umiestnený priamo v palivovom potrubí prívodu tlakového paliva k pracovným valcom.

Kritický priemer výstupnej dýzy motora sa mení v rozsahu od $D_{5,kr.} = 630$ mm do $D_{5,kr.} = 910$ mm.

Skriňa pohonov

Skriňa pohonov motora R-29B-300 zabezpečuje prenos krútiaceho momentu od rotora vysokého tlaku a rotora nízkeho tlaku na jednotlivé agregáty motora a draka lietadla, ktoré sú upevnené na telese skrine pohonov.

Od hriadeľa kompresora nízkeho tlaku sa krútiaci moment prenáša na odsávacie olejové čerpadlo prednej opory a na vysielateľ otáčok rotora nízkeho tlaku DTE-1. Zároveň sa krútiaci moment prenáša na pohon regulátora otáčok rotora nízkeho tlaku "n₁" automatu dodávky paliva ADT-55B-2.

Od hriadeľa kompresora vysokého tlaku sa krútiaci moment prenáša do skrine pohonov, z ktorej sa dostáva na palivové čerpadlo-vysielač ND-55B, palivové odstredivé čerpadlo CN-55A, palivové odstredivé dodávacie čerpadlo DCN-64A, dve hydraulické čerpadlá NP-70A-3, dynamo GSR-ST-18/70KIS, vysielateľ otáčok vysokotlakového rotora DTE-1, pohon hydraulického regulátora otáčok PGL-30M s generátorom striedavého prúdu SGK-30/1,5, odlučovač oleja, odstredivý odvodušňovač a olejový agregát. Turbínový spúšťač TS-21, ktorý je upevnený na skrini pohonov, je v činnosti len pri spúšťaní motora. V ostatných režimoch činnosti motora je turbínový spúšťač odpojený od prevodového mechanizmu skrine pohonov pomocou špeciálnej odstredivej spojky.

SÚSTAVY MOTORA R-29B-300

Olejová sústava

Olejová sústava motora R-29B-300 je tlaková, cirkulačná, uzatvorená s priamym odvzdušnením do výšky letu $H = 11$ až 12 km a pretlakovaním vzduchom vo výškach nad $H \geq 11$ až 12 km.

Olejová sústava motora sa skladá z hlavnej a pomocnej vetvy. Hlavná vetva olejovej sústavy zabezpečuje mazanie a chladenie ložísk, ozubených prevodov motora. Táto vetva olejovej sústavy je v činnosti pri všetkých režimoch činnosti motora. Pomocná vetva olejovej sústavy zabezpečuje mazanie a chladenie ložísk a ozubených prevodov turbínového spúšťača TS-21. Táto vetva olejovej sústavy pracuje len pri spúšťaní motora.

Hlavná vetva olejovej sústavy motora sa skladá z palivo-olejového radiátora, olejovej nádrže, olejového agregátu, odlučovača oleja, odstredivého odvzdušňovača, odsávacieho olejového čerpadla prednej opory a olejových dýz.

Pracovný tlak oleja je $p_0 = 0,35 + 0,05$ MPa. Používaný olej VNII-NP-50-1-4F alebo MK-8P.

Pomocnú vetvu olejovej sústavy tvorí olejová nádrž, tlakové olejové čerpadlo s redukčným ventilom, uzatvárací elektromagnetický ventil, odsávacie olejové čerpadlo turbínového spúšťača a pomocné olejové čerpadlo. Olejové čerpadlá sú poháňané elektromotorom.

Pracovný tlak v pomocnej olejovej sústave je $p_0 = 0,15$ až $0,25$ MPa. Používaný olej VNII-NP-50-1-4F alebo MK-8P.

Palivová sústava

Palivová sústava motora R-29B-300 zabezpečuje regulovanú dodávku paliva do motora v závislosti na zvolenom režime a podmienkach letu lietadla.

Palivová sústava motora sa rozdeľuje na palivovú sústavu nízkeho tlaku, palivovú sústavu vysokého tlaku, palivovú sústavu regulovanej dodávky paliva do hlavnej spaľovacej komory, palivovú sústavu regulovanej dodávky paliva do komory prídavného spaľovania, palivovú sústavu regulácie kritického priemeru výstupnej dýzy, sústavu merania a regulácie teploty plynu za plynovou turbínou "t_c" a odpadovú palivovú sústavu.

Palivová sústava nízkeho tlaku paliva zabezpečuje dodávku paliva, ktoré je dodávané z palivových nádrží lietadla MiG-23BN k jednotlivým agregátom palivovej sústavy motora. Palivovú sústavu nízkeho tlaku paliva tvorí dodávacie palivové čerpadlo DCN - 64A, centrálny palivový čistič a cirkulačný ventil.

Palivová sústava vysokého tlaku paliva slúži na dodávku vysokotlakového paliva do agregátov palivovej sústavy dodávky paliva do hlavnej spaľovacej komory, do agregátov palivovej sústavy dodávky paliva do komory prídavného spaľovania a do palivovej sústavy ovládania výstupnej dýzy. Palivovú sústavu vysokého tlaku paliva tvorí odstredivé palivové čerpadlo DCN-55A a piestikové vysokotlakové palivové čerpadlo ND-55B. Tieto palivové čerpadlá pracujú súčasne a vzájomne sa zálohujú.

Palivová sústava regulovanej dodávky paliva do hlavnej spaľovacej komory zabezpečuje regulovanú dodávku paliva do hlavnej spaľovacej komory motora na ustálených a prechodových režimoch činnosti motora podľa regulačného zákona $Q_{p,HSK} = f(\alpha_{POM})$. Palivovú sústavu regulovanej dodávky paliva do hlavnej spaľovacej komory tvorí automat dávkovania paliva ADT-55B-2 a rozdeľovač paliva do hlavnej spaľovacej komory RTO-55.

Palivová sústava regulovanej dodávky paliva do komory prídavného spaľovania motora

zabezpečuje zapnutie a vypnutie prídavného spaľovania a reguláciu dodávky paliva do komory prídavného spaľovania v závislosti na polohe páky ovládania motora a hodnote celkového tlaku vzduchu za kompresorom motora $Q_{p,KPS} = f(\alpha_{POM}, p_{2c})$. Palivovú sústavu regulovanej dodávky paliva do komory prídavného spaľovania tvorí regulátor prídavného spaľovania RF-55A, palivo-olejový radiátor, rozdeľovač paliva do komory prídavného spaľovania RTF-55.

Palivová sústava regulácie výstupnej dýzy motora zabezpečuje prestavovanie segmentov výstupnej dýzy podľa programu $\pi_T = p_2/p_4 = \text{konšt.}$ na všetkých režimoch činnosti motora alebo v závislosti na teplote výstupných plynov za plynovou turbínou "t_{4c}" pri uvedení regulátora teploty t_{4c} do činnosti. Palivovú sústavu regulácie výstupnej dýzy tvorí regulátor výstupnej dýzy "RS-55B", vzduchový reduktor nastavenia stupňa expanzie "π_T", elektromagnetické odpúšťacie ventily vzduchu "p₂" a šesť hydraulických pracovných valcov ovládania výstupnej dýzy so silovým prstencom.

Sústava merania a regulácie teploty plynu za plynovou turbínou t_{4c} zabezpečuje meranie strednej hodnoty teploty výstupných plynov za plynovou turbínou t_{4c} a automatické udržiavanie tejto teploty na stanovenej hodnote zmenou prietokového prierezu výstupnej dýzy. Sústava vydáva signál „ВЫСОКАЯ ТЕМПЕРАТУРА” (VYSOKÁ TEPLOTA) pri prekročení nastavenej maximálnej teploty plynu za plynovou turbínou "t_{4c,max.}" o hodnotu $\Delta t_{4c} = 70 \pm 15^\circ\text{C}$ a diskretný signál pri teplote vzduchu na vstupe do motora t_{1c} = 40°C. Sústavu merania a regulácie teploty plynu za plynovou turbínou t_{4c} tvorí snímač teploty vzduchu t_{1c} P-69-2M, vysielateľ teploty t_{4c} RT-12-11V, výkonný mechanizmus regulátora teploty IM-21, vzduchový regulátor nastavenia stupňa expanzie π_T, regulátor výstupnej dýzy RF-55, signalizátor polohy výstupnej dýzy a signalizátor AC.

Odpadová sústava

Odpadová sústava motora R-29B-300 zabezpečuje odvod paliva, oleja a ďalších odpadových kvapalín, ktoré prenikajú cez tesnenia agregátov a zbytkov paliva z palivovej sústavy motora po zastavení motora mimo motor.

Odpadová sústava motora sa skladá z predného spoločného zberača, odpadovej nádrže, zberača paliva z difúzora komory prídavného spaľovania, zberača výstupnej dýzy, zberača z turbínového spúšťača TS-21 a zo zberača paliva z plynovej turbíny.

Odvod kvapaliny z odpadovej nádrže motora je zabezpečený potrubím do priestoru za výstupnú dýzu motora do prúdu plynov.

Odmrazovacia sústava

Odmrazovacia sústava motora R-29B-300 zabezpečuje ochranu aerodynamického krytu vstupného ústrojenstva a nábehových hrán usmerňovacích lopatiek prvého stupňa kompresora pred vznikom námrazy. V odmrázovacej sústave motora sa používa horúci vzduch, odoberaný za jedenástym stupňom kompresora.

Sústava odberu vzduchu

Sústava odberu vzduchu motora R-29B-300 zabezpečuje odber horúceho vzduchu z telesa hlavnej spaľovacej komory pre ohrev vstupného ústrojenstva motora, pre klimatizáciu kabíny lietadla, pretlakovanie olejových tesnení, chladenie plynovej turbíny, k ihle vzduchového reduktora sústavy riadenia klinov vstupného ústrojenstva lietadla.

V sústave pretlakovania olejových tesnení je použitý prepínací ventil, ktorý v závislosti na tlaku vzduchu prepína prívod tlaku vzduchu od piateho alebo od jedenásteho stupňa kompresora.

Spúšťacia sústava

Spúšťacia sústava motora R-29B-300 zabezpečuje roztočenie rotora vysokého tlaku motora, zapálenie zmesi paliva a vzduchu v hlavnej spaľovacej komore, reguláciu dodávky paliva do hlavnej spaľovacej komory pri spúšťaní motora a prechod na voľnobežný režim motora.

Spúšťanie motora môže byť vykonávané pomocou vonkajšieho zdroja elektrického prúdu alebo z palubných akumulátorov.

Spúšťaciu sústavu motora tvorí **turbínový spúšťáč TS-21**, spúšťacia palivová sústava, kyslíková sústava motora a sústava regulovanej dodávky paliva do hlavnej spaľovacej komory.

Pri spúšťaní motora na zemi roztáča turbínový spúšťáč "TS-21" cez skriňu pohonov rotor vysokého tlaku.

Turbínový spúšťáč TS-21 sa automaticky vypína pri dosiahnutí otáčok $n_2 \geq 40\%$ alebo na základe časového signálu po 40 sekundách od začiatku procesu spúšťania.

Pri spúšťaní motora počas letu sa turbínový spúšťáč TS-21 nepoužíva. Rotory turbokompresora sa roztáčajú náporom vzduchu.

Maximálna doba spúšťania motora na zemi je 50 sekúnd, počas letu 30 sekúnd.

Spúšťacia sústava motora zabezpečuje okrem spúšťania motora na zemi a počas letu aj studené pretočenie motora, konzerváciu a odkonzervovanie motora.

Kyslíková sústava motora zabezpečuje prívod kyslíka do zapaľovačov v hlavnej spaľovacej komore. Prívod kyslíka do zapaľovačov sa zapína len pri spúšťaní motora počas letu, pri vzniku nestabilnej práce motora a pri použití raketovej výzbroje.

Kontrolné a signalizačné prístroje

Kontrola činnosti motora R-29B-300 v kabíne lietadla MiG-23BN sa zabezpečuje pomocou dvojručičkového ukazovateľa otáčok ITE-2, ukazovateľa teploty ITG-1 a ukazovateľa tlaku oleja UII-8.

Jednotlivé režimy činnosti motora R-29B-300 sú signalizované signálnymi tabľami „ПЕРЕГРЕВ ДВИГ.” červenej farby, „МАСЛО” červenej farby, „МАСЛО” červenej farby, „МАКСИМАЛ” zelenej farby, „ФОРСАЖ” zelenej farby, „ЗАЖИГ. ВЫКЛЮЧ.” červenej farby, „РЕЗЕРВ. СИСТ. ДВИГ.” žltej farby a „СОПЦ” červenej farby.

Záznamové zariadenie SARPP-12GM lietadla MiG-23BN zaznamenáva počas letu priebeh zmeny otáčok rotora nízkotlakového rotora n_1 , okamžik zapnutia režimu „МАКСИМАЛ”, okamih zapnutia režimu „ФОРСАЖ” a signál „ВТ”.

Doba činnosti motora R-29B-300 na jednotlivých režimoch sa zaznamenáva pomocou počítadla doby činnosti motora na režimoch „МАКСИМАЛ” až „ПОЛНАЯ ФОРСАЖ” a počítadla doby činnosti motora na režime „МАКСИМАЛЬНАЯ ФОРСАЖ” ESU-3.

Poznámka:

V prílohe je uvedená tabuľka režimov motora R-29B-300

Postup výpočtu

1. Parametre vzduchu pre $H = 0\text{m}$, $M = 0$:

$$p_0 = 10,13 \cdot 10^4 \text{ Pa}$$

$$T_0 = 288 \text{ K}$$

2. Parametre vzduchu pred vstupným ústrojenstvom motora

$$p_{0c} = p_0 \cdot \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} \cdot M_0^2\right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}} [\text{Pa}]$$

$$p_{0c} = 101300 \cdot \left(1 + \frac{1,4 - 1}{2} \cdot 0^2\right)^{\frac{1,4}{1,4 - 1}}$$

$$p_{0c} = 101300 \text{ Pa}$$

$$T_{0c} = T_0 \cdot \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} \cdot M_0^2\right) [\text{K}]$$

$$T_{0c} = 288 \cdot \left(1 + \frac{1,4 - 1}{2} \cdot 0^2\right)$$

$$T_{0c} = 288 \text{ K}$$

3. Parametre vzduchu pred axiálnym kompresorom motora

$$p_{1c} = \sigma_v \cdot p_{0c} [\text{Pa}]$$

$$T_{1c} = T_{0c} [\text{K}]$$

$$p_{1c} = 0,98 \cdot 101300$$

$$p_{1c} = 99\,274 \text{ Pa}$$

4. Parametre vzduchu za nízkotlakovým kompresorom

$$p_{2c,NK} = \pi_{KC,NK} \cdot p_{1c} [\text{Pa}]$$

$$p_{2c,NK} = 3,99274$$

$$p_{2c,NK} = 297822 \text{ Pa}$$

$$T_{2c,NK} = T_{1c} \cdot \left(1 + \frac{\pi_{KC,NK}^{\frac{\kappa - 1}{\kappa}} - 1}{\eta_{KC,NK}}\right) [\text{K}]$$

$$T_{2c,NK} = 288 \cdot \left(1 + \frac{3^{\frac{1,4 - 1}{1,4}} - 1}{0,83}\right)$$

$$T_{2c,NK} = 415,948 \text{ K}$$

5. Parametre vzduchu za nízkotlakovým kompresorom

$$\pi_{KC,VK} = \frac{\pi_{KC}}{\pi_{KC,NK}} [1]$$

$$\pi_{KC,VK} = \frac{12,5}{3}$$

$$\pi_{KC,VK} = 4,167$$

$$p_{2c,VK} = \pi_{KC,VK} \cdot p_{2c,NK} [Pa]$$

$$p_{2c,VK} = 4,167 \cdot 297822$$

$$p_{2c,VK} = 1240925 Pa$$

$$T_{2c,VK} = T_{1c} \cdot \left(1 + \frac{\pi_{KC,VK}^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1}{\eta_{KC,VK}} \right) [K]$$

$$T_{2c,VK} = 415,948 \cdot \left(1 + \frac{4,167^{\frac{1,4-1}{1,4}} - 1}{0,833} \right)$$

$$T_{2c,VK} = 667,345 K$$

6. Parametre plynu za hlavnou spaľovacou komorou

$$p_{3c} = p_{2c} \cdot \sigma_{SK} [Pa]$$

$$p_{3c} = 1240925 \cdot 0,94$$

$$p_{3c} = 1166469,5 Pa$$

$$T_{3c} = t_{3c} + 273,15 [K]$$

$$T_{3c} = 1083 + 273,15$$

$$T_{3c} = 1356,15 K$$

7. Parametre plynu za vysokotlakovou plynovou turbínou

$$T_{4c,VT} = T_{3c} - \frac{c_{p,v}}{c_{p,pl} \cdot \eta_m} \cdot (T_{2c} - T_{2c,NK}) \cdot \frac{Q_v}{Q_{pl}} [K]$$

$$T_{4c,VT} = 1356,15 - \frac{1005}{1158,0985} \cdot (667,345 - 415,948) \cdot 1$$

$$T_{4c,VT} = 1134,646 K$$

$$p_{4,VT} = p_{3c} \cdot \left[1 - \left(1 - \frac{T_{4c,VT}}{T_{3c}} \right) \cdot \frac{1}{\eta_{TC,VT}} \right]^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} [Pa]$$

$$p_{4,VT} = 1166469,5 \cdot \left[1 - \left(1 - \frac{1134,646}{1356,15} \right) \cdot \frac{1}{0,859} \right]^{\frac{1,33}{1,33-1}}$$

$$p_{4,VT} = 498575,488 Pa$$

8. Parametre plynu za nízkotlakovou plynovou turbínou

$$T_{4c} = T_{4c,VT} - \frac{c_{p,v}}{c_{p,pl} \cdot \eta_m} \cdot (T_{2c,NK} - T_{1c}) \cdot \frac{Q_v}{Q_{pl}} [K]$$

$$T_{4c} = 1134,646 - \frac{1005}{1158,0985} \cdot (415,948 - 288) \cdot 1$$

$$T_{4c} = 1,021,912K$$

$$p_{4c} = p_{4c,VT} \cdot \left[1 - \left(1 - \frac{T_{4c}}{T_{4c,VT}} \right) \cdot \frac{1}{\eta_{TC,NT}} \right]^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} [Pa]$$

$$p_{4c} = 498575,488 \cdot \left[1 - \left(1 - \frac{1021,912}{1134,646} \right) \cdot \frac{1}{0,88} \right]^{\frac{1,33}{1,33-1}}$$

$$p_{4c} = 307634,800Pa$$

9. Kritický pomer tlakov na výstupnej dýze motora:

$$\frac{p_{0c}}{p_{4c}} = \frac{10,13 \cdot 10^4}{307634,8} = 0,329287$$

10. Kritický pomer tlakov na výstupnej dýze motora:

$$\left(\frac{p_5}{p_{4c}} \right)_{KRIT} = \left[1 - \frac{\kappa - 1}{\kappa + 1} \cdot \frac{1}{\phi_{VD}^2} \right]^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} [1]$$

$$\left(\frac{p_5}{p_{4c}} \right)_{KRIT} = \left[1 - \frac{1,33-1}{1,33+1} \cdot \frac{1}{0,98^2} \right]^{\frac{1,33}{1,33-1}}$$

$$\left(\frac{p_5}{p_{4c}} \right)_{KRIT} = 0,525699$$

11. Stanovenie charakteru prúdenia vo výstupnej dýze motora:

$$0,329287 < 0,525699$$

$$\left(\frac{p_{0c}}{p_{4c}} \right) < \left(\frac{p_5}{p_{4c}} \right)$$

Nadkritický tlakový spád

12. Stanovenie prúdu plynu pri nadkritickom tlakovom spáde na výstupnej dýze motora

$$c_5 = a_5 = \sqrt{\kappa' \cdot r \cdot T_5} = \sqrt{1,33 \cdot 287,1 \cdot 877,178} = 578,744 \text{ m.s}^{-1}$$

$$T_5 = \frac{2}{\kappa' + 1} \cdot T_{4c} = \frac{2}{1,33 + 1} \cdot 1021,912 = 877,178 \text{ K}$$

$$T_{5ad} = T_{4c} - \frac{T_{4c} - T_5}{\eta_{VD}} = 1021,912 - \frac{1021,912 - 877,178}{0,9604} = 871,21 \text{ K}$$

$$p_5 = p_{4c} \cdot \left(\frac{T_{5ad}}{T_{4c}} \right)^{\frac{\kappa'}{\kappa' - 1}} = 307634,8 \cdot \left(\frac{871,21}{1021,912} \right)^{\frac{1,33}{1,33 - 1}} = 161723,509 \text{ Pa}$$

13. Výstupný prierez výstupnej dýzy motora

$$A_5 = \frac{Q_{pl}}{\rho_5 \cdot c_5 \cdot \mu_{VD}} = \frac{105}{0,642 \cdot 578,744 \cdot 0,99} = 0,285 \text{ m}^2$$

$$\rho_5 = \frac{p_5}{r \cdot T_5} = \frac{161723,509}{287,1 \cdot 877,178} = 0,642 \text{ kg.m}^{-3}$$

$$d_5 = \sqrt{\frac{4 \cdot A_5}{\pi}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 0,285}{\pi}} = 0,6024 \text{ m}$$

14. Merný ťah a ťah motora na maximálnom režime

$$F_m = c_5 - c_0 + \frac{1}{\rho_5 \cdot c_5} \cdot (p_5 - p_0) [N.s.kg^{-1}]$$

$$F_m = 578,744 - 0 + \frac{1}{0,642 \cdot 578,744} \cdot (161723,509 - 10,13 \cdot 10^4)$$

$$F_m = 741,368 \text{ N.s.kg}^{-1}$$

$$F_T = Q_{pl} \cdot F_m [N]$$

$$F_T = 105 \cdot 741,368$$

$$F_T = 77843,631 \text{ N}$$

15. Špecifická potreba paliva na maximálnom režime

$$c_m = \frac{3600}{F_m} \cdot \frac{1}{\alpha \cdot I_0} [\text{kg} \cdot \text{N}^{-1} \cdot \text{h}^{-1}]$$

$$c_m = \frac{3600}{741,368} \cdot 0,0195$$

$$c_m = 0,0947 \text{kg} \cdot \text{N}^{-1} \cdot \text{h}^{-1}$$

Záver:

Približným výpočtom bol stanovený ťah $F_{T,\text{max.}} = 77843,63 \text{ N}$, špecifická spotreba paliva $c_{m,\text{max.}} = 0,0947 \text{ kg} \cdot \text{N}^{-1} \cdot \text{h}^{-1}$ a ďalšie parametre tepelného obehu jednoprúdového dvojvriadeľového LTKM s axiálnym kompresorom R-29B-300 na maximálnom režime.

Vypočítané hodnoty sa od parametrov udávaných v technickej dokumentácii motora odlišujú u ťahu ($F_{T,\text{max.}} = 78\,480 \text{ N}$) o $-0,805\%$ a u špecifickej spotreby paliva ($c_{m,\text{max.}} = 0,0958^{+0,003} \text{ kg} \cdot \text{N}^{-1} \cdot \text{h}^{-1}$) o -1.15% .

Použitá literatúra

Hocko, M.: Výpočtové cvičenia z teórie LTKM II., LF TUKE, Košice 2006

Hocko, M.: Letecké turbokompresorové motory používané v československom letectve, prvá časť, letecké turbokompresorové motory používané vo vojenských lietadlách, Prešov 2000.

Motor 55B, Popis, Kniha 1, Praha, 1971

Motor 55B, Album schém motora, Praha 1971

--

TABUĽKA REŽIMOV MOTORA R-29B-300

PARAMETER REŽIM	ŤAH F_T [kp]	ŠPECIFICKÁ SPOTREBA c_m [kg.kp ⁻¹ .h ⁻¹]	OTÁČKY RNT n_1 [min. ⁻¹]		TEPLOTA PLYNOV t_{4c} [°C]		TLAK OLEJA p_o [kp.cm ⁻²]		POVOLENÁ DOBA ČINNOSTI τ	
			na zemi	počas letu	na zemi	počas letu	na zemi	počas letu	na zemi	počas letu
POZEMNÝ VOĽNOBEH („ЗМП”)	≤ 300	~1000 kg.h ⁻¹	39 až 47	-	max. 450	-	≤ 2	-	10’	-
LETOVÝ VOĽNOBEH („ПМП”)	-	-	57±1,5	56 až 98	652 až 718		2 až 4	2	neobmedzená	
CESTOVNÝ (bez chladenia) („КР”)	5300±0,5%	0,82 ^{+0,03}	57 až 95	57 až 98	652 až 718		2 až 4	2	neobmedzená	
NOMINÁL („НР”)	6100±2%	0,83 ^{+0,03}	93±0,5	93 až 100	652 až 718		2 až 4	viac ako 2	-	neobmedz ená
MAXIMÁL („М”)	8300-2%	0,95 ^{+0,03}	100±0,5	100 ⁺¹ _{-0,5}	718 až 850		3,5+0,5	viac ako 3	1’	neobmedz ená
MINIMÁLNE PRÍDAVNÉ SPALO VANIE („МФ”)	viac ako 9800	viac ako 1,5	100±0,5	100 ⁺¹ _{-0,5}	718 až 850		3,5+0,5	viac ako 3	30’’	neobmedz ená
PLNÉ PRÍDAVNÉ SPALO VANIE („ПФ”)	12500-3%	2,0+0,06	99,5±0,5	99,5 ⁺¹ _{-0,5}	718 až 850		3,5+0,5	viac ako 3	30’’	neobmedz ená