

МАСТЕР РАД

**ТЕРМОДИНАМИЧКА АНАЛИЗА И ПРОРАЧУН
ПЕРФОРМАНСИ РЕАЛНОГ ТУРБОВРАТИЛНОГ
МОТОРА**

Студент

Симона Јанковић, дипл. инж.

Београд, 2026. године

САДРЖАЈ

1. УВОД	3
2. ОСНОВНИ ПОДАЦИ О МОТОРУ	6
2.1. Опште о мотору	6
2.2. Основне карактеристике мотора	8
2.2.1. Димензије и маса мотора	8
2.2.2. Перформансе мотора	8
3. ПРОПУЛЗИВНО КОЛО И ЕНЕРГЕТСКИ ЕЛЕМЕНТИ МОТОРА КЛИМОВ ВК-2500-02	9
3.1 Уводник	12
3.1.1. Физичко-математички модел реалног уводника	12
3.2. Компресор	14
3.2.1. Конструкција компресора	14
3.2.2. Физичко-математички модел реалног компресора	23
3.3. Комора сагоревања	25
3.3.1. Конструкција	25
3.3.2. Физичко-математички модел реалне коморе сагоревања	27
3.4. Турбина	30
3.4.1. Турбина компресора	30
3.4.2. Слободна (погонска) турбина	35
3.4.3. Физичко-математички модел реалне турбине	40
3.5. Издувни систем	41
3.6. Издувни штит	44
4. ПРОРАЧУН РЕАЛНОГ ТЕРМОДИНАМИЧКОГ ЦИКЛУСА И ОСНОВНИХ ПЕРФОРМАНСИ МОТОРА КЛИМОВ ВК-2500-02	47
4.1. Улазни подаци	47
4.2. Прорачун термодинамичког циклуса	49
4.3. Прорачун основних перформанси мотора	59
4.4. Циклус рада мотора у $h-s$ дијаграму	60
5. ЗАКЉУЧАК	62
6. ЛИТЕРАТУРА	63

1. УВОД

Хеликоптер је ваздухоплов који се, за разлику од авиона који има фиксне узгонске површине, одржава и креће кроз ваздух помоћу ротационих узгонских површина, што му омогућава вертикално полетање и слетање, као и лебдење. Могућност хеликоптера да полеће и слеће без уређене полетно-слетне стазе и да обавља сложене летачке маневре на ограниченом простору, чини га кључном техничком платформом у различитим областима, укључујући спасилачке мисије, медицински транспорт, противпожарне операције, као и у секторима војне и комерцијалне примене.

У цивилне сврхе, хеликоптери се користе за транспорт путника и терета, евакуацију људства, гашење пожара, спасилачке операције, у пољопривреди, као и за различите специјализоване задатке као што су снимање из ваздуха и радови на неприступачним теренима. Њихова способност приступа тешко доступним подручјима чини их посебно важним у ванредним ситуацијама.

У војне намене, хеликоптери имају изузетно широку примену. Користе се за транспорт трупа и опреме, борбену подршку, извиђање, противоклопну борбу, десантирање људства, као и за специјалне операције. Посебно место заузимају борбени хеликоптери, опремљени савременим наоружањем и системима за управљање ватром.

Погонска група представља један од најважнијих система ваздухоплова, чији је основни задатак да обезбеди потребну пропулзивну силу за лет. У зависности од начина реализације силе потиска, ваздухопловне погонске групе могу се поделити на погонске групе директног и погонске групе индиректног дејства.

Код погонских група директног дејства сила потиска се ствара непосредним убрзавањем радног флуида кроз мотор. Топлотна енергија добијена сагоревањем горива трансформише се у кинетичку енергију гасова који великом брзином истичу кроз млазник, и на принципу акције и реакције, генерише се пропулзивна сила. Код овог типа мотора, мотор сам по себи непосредно генерише силу потиска. У ову групу погонских група спадају набојномлазни, турбомлазни и ракетни мотори. Захваљујући могућности остваривања великих брзина лета, ови мотори се користе како у војној тако и у цивилној, односно комерцијалној авијацији.

За разлику од њих, код погонских група индиректног дејства мотор није у могућности да самостално генерише силу потиска, већ је поред мотора неопходан други уређај који генерише пропулзивну силу (елиса, ротор). У ову групу спадају клипноелисни, турбоелисни и турбовратилни мотори.

Клипноелисни мотори користе клипни механизам за трансформацију топлотне енергије у механички рад, који се потом преко радилице мотора преноси на елису. Турбоелисни мотори користе гасну турбину као погонски агрегат, при чему се највећи део снаге преко редуктора преноси на елису, док се мањи део потиска остварује истицањем издувних гасова кроз млазник. Турбовратилни мотори представљају посебан тип гасотурбинских мотора код којих се скоро сва расположива енергија продуката сагоревања претвара у механички рад на излазном вратилу, које преко главног редуктора покреће ротор хеликоптера.

Због високог односа снаге и масе, мале специфичне потрошње горива, поузданог рада у широком опсегу експлоатационих услова, турбовратилни мотори данас представљају стандардно погонско решење за средње и тешке хеликоптере. Њихова конструкција омогућава развијање велике снаге уз релативно малу масу мотора, што директно утиче на носивост, маневарске способности и перформансе хеликоптера.

Један од представника савремених борбених хеликоптера и хеликоптера који се користи у Ратном ваздухопловству Војске Србије је Ми-35М, који представља извозну варијанту познатог руског хеликоптера Ми-24. Овај хеликоптер комбинује транспортне и борбене способности, омогућавајући превоз људства уз истовремену ватрену подршку. Хеликоптер Ми-35М покрећу два турбовратилна мотора Климов ВК-2500-02, који обезбеђују високе перформансе, поузданост и способност рада у свим метео и климатским условима, дању и ноћу.

Мотор Климов ВК-2500-02 припада групи гасотурбинских мотора. Ради на принципу увођења ваздуха из атмосфере кроз уводник, његовог сабијања у компресору, мешања са горивом и сагоревања у комори сагоревања, при чему се генерише гас високе енергије, која се једним делом користи за погон компресора (помоћу турбине компресора, а другим делом за погон погонске турбине, односно за погон ротора хеликоптера. Овај тип мотора одликује се високим односом снаге и масе, као и добром ефикасношћу у широком опсегу радних режима.

Циљ овог мастер рада је прорачун перформанси и анализа конструктивног решења мотора Климов ВК-2500-02, са посебним освртом на принцип рада и карактеристике које утичу на перформансе хеликоптера. Такође, рад има за циљ да прикаже значај појединих конструктивних решења у контексту поузданости, ефикасности и експлоатационих могућности мотора.

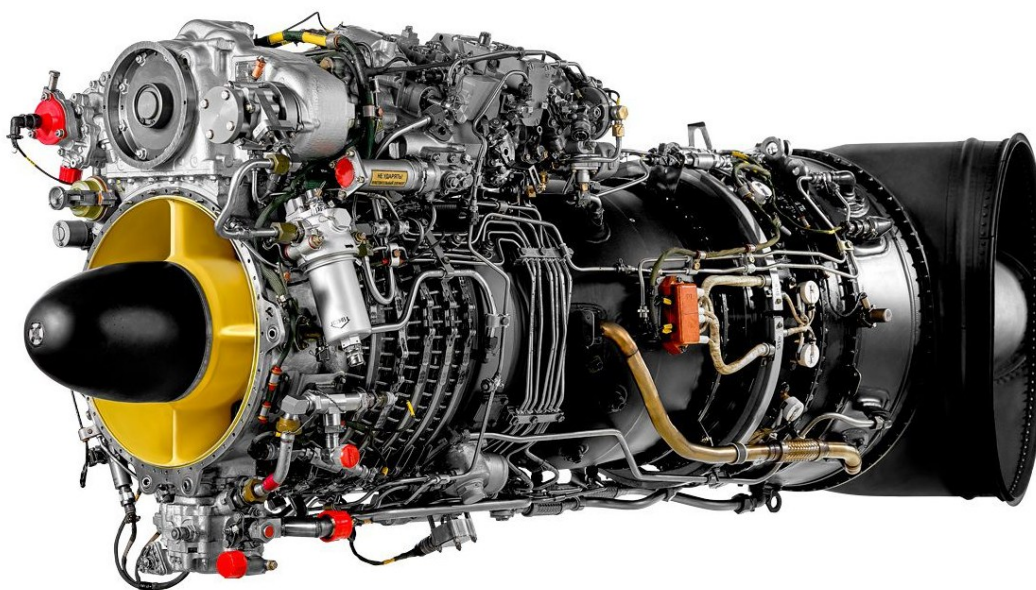
Рад је подељен на две целине. У првом делу рада дат је детаљан опис пропулзивног кола мотора и опис конструктивног решења мотора Климов ВК-2500-02, и детаљно дефинисани физичко-математички модели реалних енергетских елемената мотора. У другом делу рада приказан је термодинамички прорачун и прорачун основних перформанси реалног мотора.

Овако структуриран рад омогућава постепено увођење читаоца у предмет мастер рада, од општих појмова ка конкретном техничком решењу, чиме се обезбеђује јасно разумевање.

2. ОСНОВНИ ПОДАЦИ О МОТОРУ

2.1. Опште о мотору

Мотор Климов ВК-2500-02 је хеликоптерски турбовратилни мотор, који се састоји од дванаестостепеног аксијалног компресора, прстенасте коморе сагоревања, двостепене аксијалне турбине компресора, двостепене аксијалне слободне турбине и издувног система.



Слика 1. Мотор Климов ВК-2500-02

Представља даљи развој породице мотора ТВ3-117, и у односу на основни мотор ТВ3-117ВМА, одликује се повећањем снаге за 15-20% и применом савременог дигиталног система за аутоматско управљање и праћење БАРК-78. Унапређење конструкције мотора односи се на значајно повећање ресурса и поузданости у раду. Дијагностика мотора Климов ВК-2500-02 реализује се помоћу опреме за контролу и испитивање КПА-78.

Према својим основним техничким и експлоатационим параметрима, мотор Климов ВК-2500-02 припада групи савремених турбовратилних мотора. Пројектован је за рад у екстремним условима, укључујући температуре од -50°C до $+60^{\circ}\text{C}$, као и високе температуре на великим надморским висинама, где је густина ваздуха значајно нижа и где сходно томе долази до пада снаге. Захваљујући дигиталном систему управљања БАРК-78, омогућено је прецизније дозирање горива и боља заштита мотора од појаве прегревања и преоптерећења. Мотор се одликује модуларним типом конструкције, што значајно доприноси погодности одржавања, другим речима, олакшава одржавање и

смањује време потребно за извршење ремонта. Интегрисани систем дијагностике омогућава праћење параметара рада и стања мотора у реалном времену и доприноси раном откривању отказа. Турбовратилни мотор Климов ВК-2500-02 представља један од најраспрострањенијих мотора у својој класи, који се користи за погон како војних тако и цивилних хеликоптера.

Развијен је почетком 2000-их година као модернизована верзија мотора ТВ3-117, са циљем побољшања перформанси и рада у сложеним експлоатационим условима. Серијска производња мотора у Руској Федерацији покренута је 2012. године, након чега мотор улази у оперативну употребу на хеликоптерима Мил и Камов. Верзија мотора Климов ВК-2500-02 погони хеликоптере Ми-35М, Ми-28Н, Ми-28НЕ, Ми-28УБ и хеликоптер Ка-32.

Хеликоптер Ми-35М (Слика 2) налази се у наоружању Војске Србије и његову погонску групу представљају два мотора Климов ВК-2500-02, који преко главног редуктора ВР-24 погоне главни ротор.



Слика 2. Хеликоптер Ми-35М у наоружању Војске Србије

2.2. Основне карактеристике мотора

2.2.1. Димензије и маса мотора

Дужина мотора: 2055 mm

Ширина мотора: 650 mm

Висина мотора: 728 mm

Маса сувог мотора: 300 kg

2.2.2. Перформансе мотора

Максимална снага на полетању: 2200 KS (1618 kW)

Максимална снага када један мотор није у функцији (2,5 минута): 2700 KS (1985 kW)

Максимална снага у режиму 30-минутне снаге (ванредни режим): 2700 KS (1985 kW)

Степен сабијања компресора: 9,45

Специфична потрошња горива: 0,22kg/KSh

3. ПРОПУЛЗИВНО КОЛО И ЕНЕРГЕТСКИ ЕЛЕМЕНТИ МОТОРА КЛИМОВ ВК-2500-02

У циљу разумевања конструктивних карактеристика и перформанси гасотурбинског мотора, неопходно је анализирати основне функционалне целине и процесе који се у њима одвијају. Гасотурбински мотор представља сложен систем у коме су појединачне компоненте међусобно повезане, тако да свака од њих припрема оптималне услове за рад наредне компоненте, што значи да рад сваке компоненте директно утиче на рад целокупног мотора. Због тога се рад мотора може посматрати као непрекидан процес у коме се енергија радног флуида постепено трансформише од улаза ваздуха у мотор до предаје механичке снаге излазном вратилу.

Посматрано са енергетског аспекта, у мотору се одвија низ међусобно повезаних процеса. На почетку се ваздух уводи у мотор и припрема за процес сабијања. Затим се у компресору повећава притисак ваздуха, након чега се у комори сагоревања доводи гориво и врши претварање хемијске енергије горива у топлотну енергију продуката сагоревања. Тако добијена енергија се у турбинама претвара у механички рад, који се користи за погон компресора и ротора хеликоптера. На овај начин свака компонента има јасно дефинисану улогу, али се њен значај може посматрати само у оквиру рада целокупног мотора.

Основни елементи турбовратилног мотора су уводник, гасогенератор, слободна турбина и издувни систем. Гасогенератор представља склоп који се састоји од компресора, коморе сагоревања и турбине, чији је главни задатак да у континуитету генерише гас високе енергије, односно гас високог притиска и високе температуре, који се користи за погон слободне, односно погонске турбине. Иако се поједине компоненте мотора могу конструктивно посматрати засебно, њихов рад је у потпуности међусобно условљен. Промене параметара радног флуида у једном елементу директно се преносе на наредни елемент, због чега се мотор посматра као јединствен термодинамички систем.

Процес рада започиње у уводнику (Слика 3), чији је задатак да обезбеди потребну количину ваздуха и да га што равномерније доведе до компресора, уз што мање губитке притиска. На тај начин стварају се повољни услови за стабилан и ефикасан рад компресора. Иако се у њему не врши размена топлоте нити механичког рада, његова улога је веома значајна јер од квалитета струјања ваздуха на улазу у компресор зависи

стабилност рада читавог мотора. Неравномерно струјање или велики губици притиска неповољно утичу на рад компресора и смањују укупне перформансе мотора.

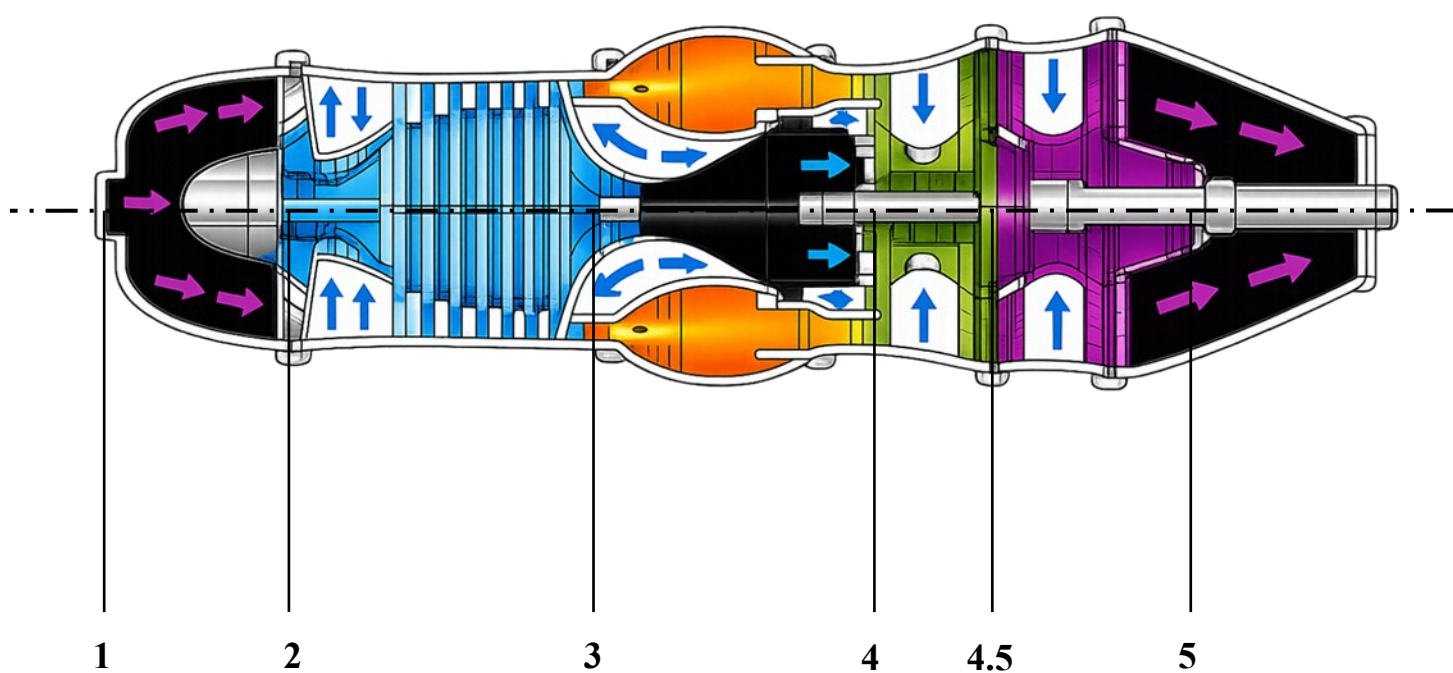
У компресору се ваздух сабија (Слика 3), при чему му расту притисак и температура. На тај начин стварају се услови за ефикасно мешање горива и ваздуха у комори сагоревања гориво и потпуно сагоревање горива. Поред тога, један део сабијеног ваздуха не учествује непосредно у процесу сагоревања, већ служи за хлађење коморе и разблаживање продуката сагоревања, чиме се обезбеђује дуготрајан и поуздан рад мотора.

У комори сагоревања (Слика 3), хемијска енергија горива претвара се у топлотну енергију продуката сагоревања, чија висока температура омогућава да се турбинама преда довољна количина механичког рада неопходна за погон компресора и ротора хеликоптера.

Први део те енергије искоришћава турбина компресора (Слика 3), која је преко вратила механички повезана са компресором. Њен задатак је да обезбеди довољно механичког рада за непрекидан погон компресора, односно непрекидан рад мотора. Турбина компресора производи онолико механичког рада колико је потребно за погон компресора, док се преостали енергетски потенцијал продуката сагоревања користи за погон ротора хеликоптера.

Преостала енергија продуката сагоревања користи се у слободној турбини (Слика 3), која није механички повезана са компресором, већ преко излазног вратила и главног редуктора покреће роторе хеликоптера. Управо због оваквог конструктивног решења, турбовратилни мотор је посебно погодан за погон хеликоптера, јер омогућава да се готово сва енергија продуката сагоревања претвори у користан механички рад.

На крају процеса, продукти сагоревања напуштају мотор кроз издувни систем, чији је задатак да их уз минималне губитке усмери у атмосферу и обезбеди правилан рад мотора у свим режимима експлоатације.



Слика 3. Шематски приказ пресека мотора Климов ВК-2500-02

*1 - 2 уводник; 2 - 3 компресор; 3 - 4 комора сагоревања; 4 – 4.5 турбина
гасогенератора; 4.5 - 5 погонска турбина*

Главне енергетске елементе мотора представљају:

- 1) Уводник
- 2) Компресор
- 3) Комора сагоревања
- 4) Турбина компресора
- 5) Слободна (погонска) турбина
- 6) Издувни систем

3.1 Уводник

Уводник је намењен да обезбеди потребан масени проток ваздуха, равномерну расподелу брзине и притиска на улазу у компресор и минималне губитке тоталног притиска у свим режимима рада мотора. Како су сви елементи мотора функционално повезани и сваки од њих треба да обезбеди оптималне услове за рад наредног елемента, квалитет рада уводника директно утиче на стабилност, ефикасност и поузданост рада компресора, а самим тим и целокупног мотора.

Током струјања ваздуха кроз уводник долази до постепеног успоравања струјања, брзина се смањује, док се део динамичког притиска претвара у статички притисак. Овај процес се назива дифузија струјања. Дифузија доводи до повећања статичког притиска и статичке температуре ваздуха на улазу у компресор, чиме се обезбеђују повољнији услови за процес сабијања. Истовремено, услед аеродинамичких отпора, трења и локалних губитака, долази до извесног смањења тоталног притиска.

Квалитет уводника огледа се у његовој способности да током струјања ваздуха задржи што већи део тоталног притиска који влада на улазу у уводник. Односно, разлика између тоталног притиска на улазу и излазу из уводника треба да буде што мања. Ова особина описује се коефицијентом обнове тоталног притиска уводника.

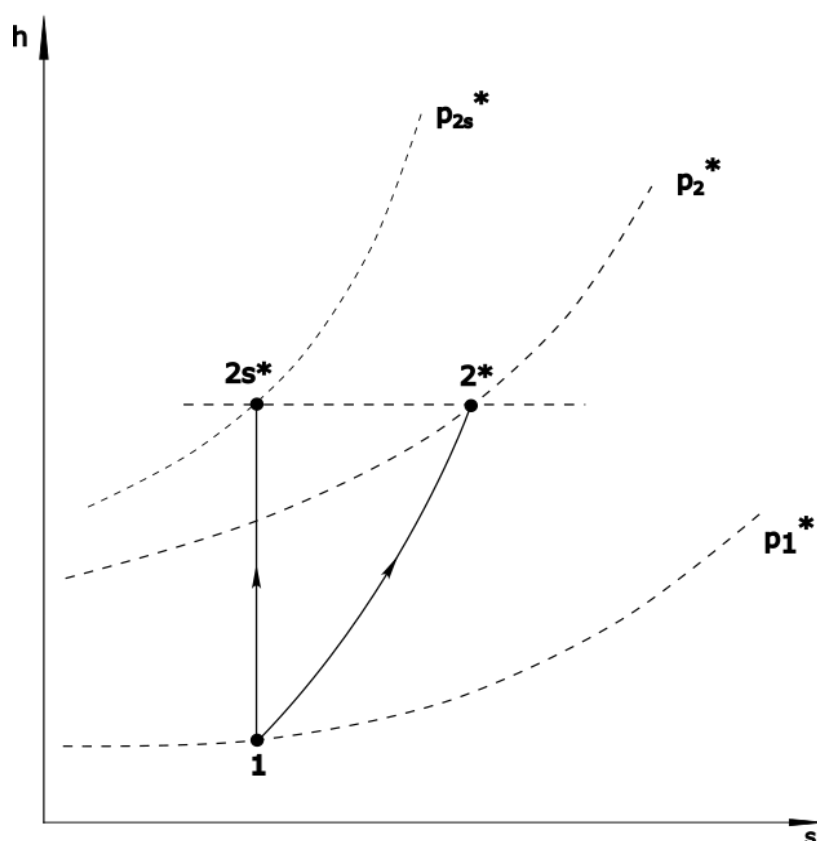
3.1.1. Физичко-математички модел реалног уводника

На слици 4 приказан је процес струјања ваздуха кроз уводник у $h-s$ дијаграму. Процес од тачке 1 до тачке $2s^*$ представља идеалан (изентропски) процес дифузије у уводнику. Пошто је процес реверзибилан и адијабатски, ентропија остаје константна, па је процес на $h-s$ дијаграму представљен вертикалном линијом. Током струјања ваздуха кроз уводник долази до његовог успоравања, односно смањења кинетичке енергије, што доводи до повећања статичког притиска и статичке температуре ваздуха. Код идеалног уводника не постоје аеродинамички губици, тотални притисак остаје непромењен.

У реалном уводнику процес је иреверзибилан због утицаја трења, локалних отпора и вискозних губитака. Због тога је реални процес на $h-s$ дијаграму представљен кривом

линијом која полази из исте почетне тачке (1), а завршава се у тачки 2*, при чему је тотална енталпија на излазу иста као код идеалног процеса, док је ентропија већа услед неповратности процеса. Повећање ентропије представља меру енергетских губитака насталих током струјања кроз уводник.

Како у уводнику нема размене топлоте ни вршења механичког рада, тотална температура ваздуха остаје непромењена, па је температура T_2^* на излазу из реалног уводника једнака температури на излазу из идеалног уводника. Међутим, услед губитака долази до смањења тоталног притиска, што представља основни показатељ квалитета рада уводника.



Слика 4. Процес сабијања у уводнику

Карактеристична величина уводника је коефицијент обнове тоталног притиска. Он представља однос тоталних притисака на излазу p_2^* и улазу p_1^* у уводник:

$$\sigma_u = \frac{p_2^*}{p_1^*} \quad (1)$$

У идеалном случају, дифузија се одвија без губитака, односно $\sigma_u = 1$, док у реалним условима постоје аеродинамички губици услед трења и одвајања струјања, што доводи до смањења тоталног притиска и $\sigma_u < 1$.

3.2. Компресор

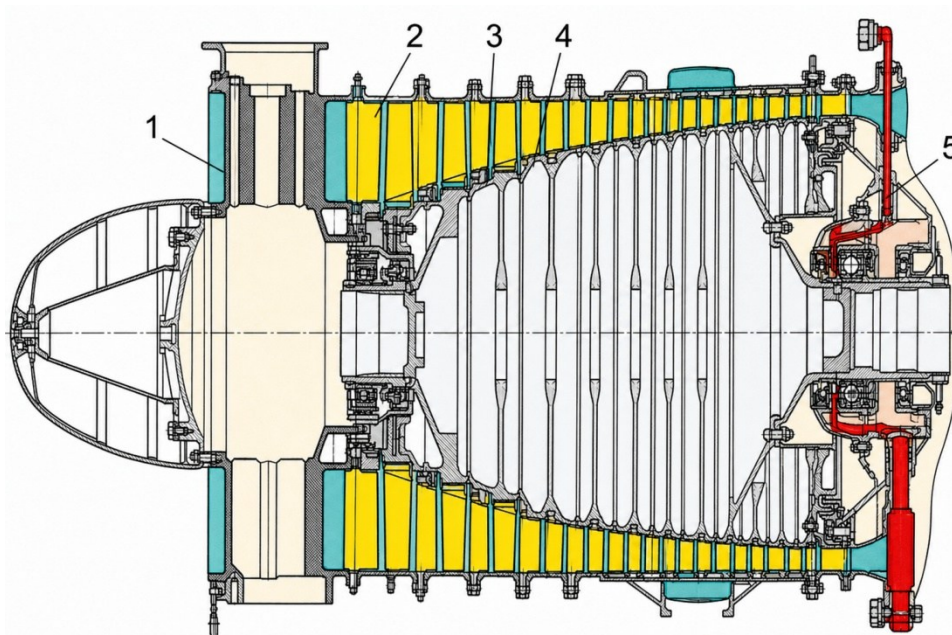
3.2.1. Конструкција компресора

Мотор Климов ВК-2500-02 поседује дванаестостепени аксијални компресор. Прва четири компресорска степена опремљена су варијабилним статорским лопатицама. На седмом степену уграђена су два одушна вентила, док се технолошки отвори за ендоскопски преглед унутрашњости компресора налазе на седмом и осмом степену компресора.

Табела 1: Карактеристике компресора

Карактеристике (режим полетања)	
Масени проток ваздуха	$\dot{m} = 8,94 \text{ kg/s}$
Степен сабијања компресора	$\pi_k = 9,45$
Температура ваздуха на излазу из компресора	$T_3^* = 335^\circ\text{C}$
Изентропски степен корисности	$\eta_k = 0,855$

Уздужни пресек конструкције компресора, приказан на слици 5, састоји се од статора, уводних усмеривачких лопатица, ротора, примарног носача и секундарног носача.



Слика 5. Компресор мотора: 1 - примарни носач компресора; 2 – уводне усмеривачке лопатице; 3 - статор компресора; 4 - ротор компресора; 5 - секундарни носач компресора.

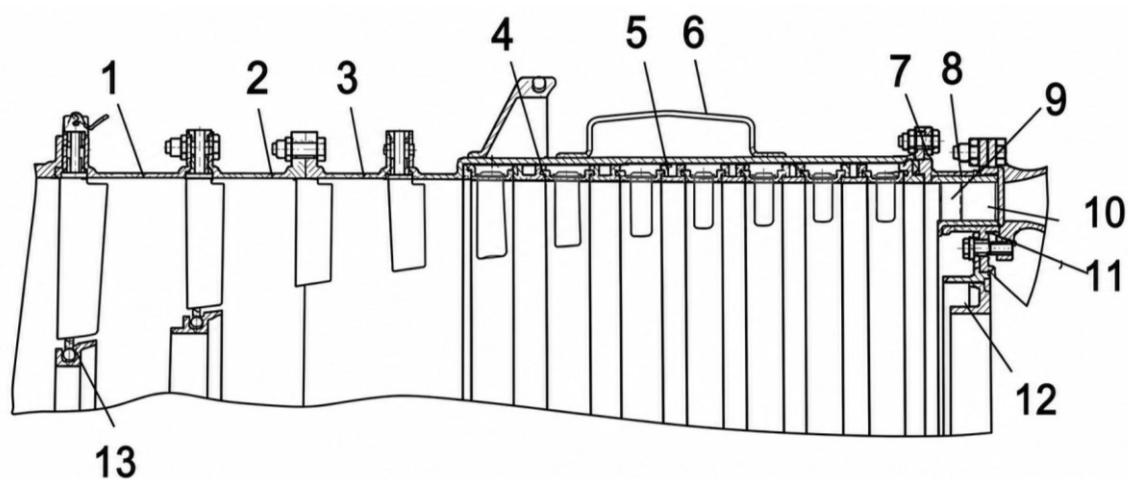
Статор компресора служи за успоравање ваздуха, повећање његовог притиска и усмеравање струјања ка следећем роторском степену. Састоји се од кућишта, дванаест

редова лопатица са променљивим углом и једног исправљачког (излазног) реда лопатица.

Кућиште статора чине четири прстенаста сегмента, који се састоје од спољашњег прстена, унутрашњег прстена и једног реда статорских лопатица које се налазе између. Крајеви прстенастих сегмената кућишта изведени су у форми прирубница (Слика 6), помоћу којих се међусобно спајају и причвршћују вијчаном везом са самоблокирајућим наврткама. Центрирање сегмената изводи се помоћу центрирајућих вијака, односно клинова.

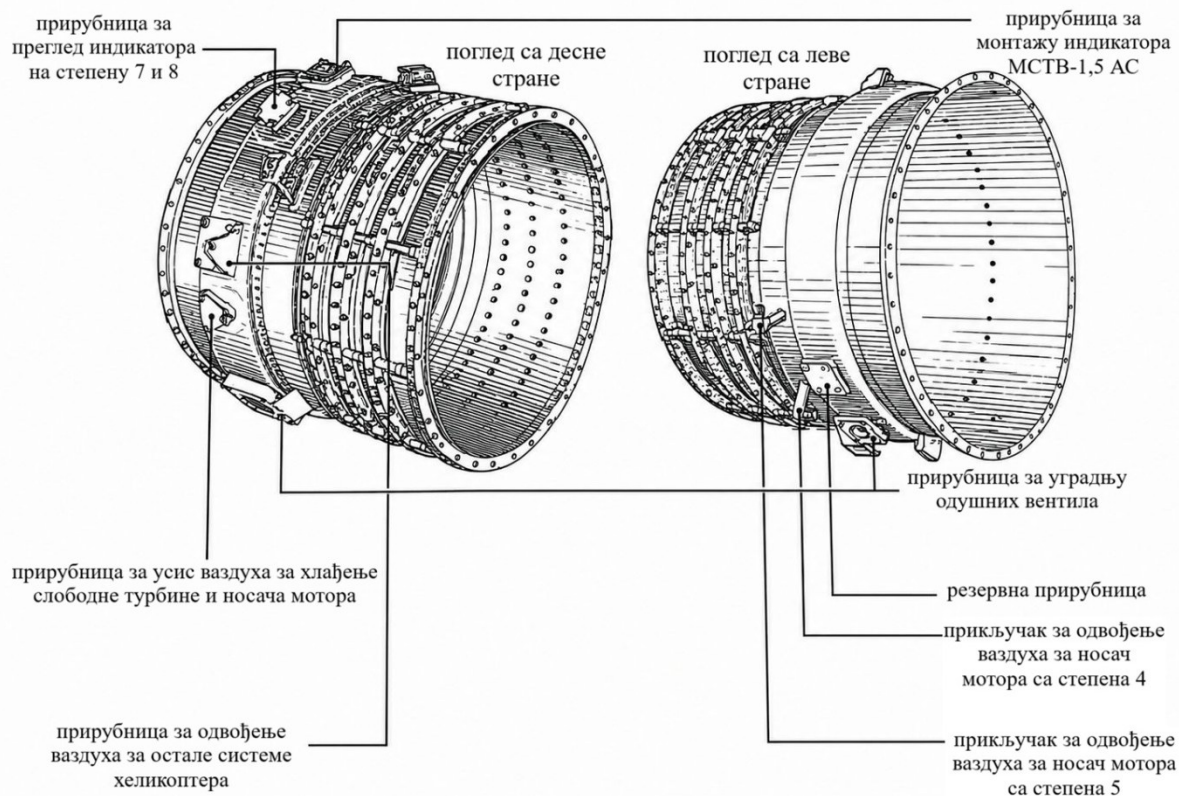
Прирубнице кућишта поседују радијално распоређене отворе, који се налазе између отвора за вијке, и служе као лежишта за осовине (пивоте) механизма за промену угла статорских лопатица прва четири степена компресора.

Лопатице се израђују технолошким поступком ваљања, секу на захтевану димензију и потом обликују (увијају) у одговарајућим калупима. Добијене лопатице се након тога утискују у прстенове помоћу специјалног пнеуматског алата.



Слика 6. Статор компресора: 1 - Прстенасти сегмент 1; 2 - Прстенасти сегмент 2; 3 - Прстенасти сегмент 3; 4 - Прстенасти сегмент 4; 5 - Прстен ротора; 6 - Поклопац; 7 - Спољашње кућиште исправљачких лопатица; 8 - Спољашњи прстен исправљачких лопатица; 9 - Лопатица статора; 10 - Исправљачка лопатица; 11 - Унутрашњи прстен исправљачких лопатица; 12 - Лабиринтски заптивни прстен; 13 - Унутрашњи носећи прстен.

Исправљачке лопатице, које се налазе на излазном сегменту компресора, уједно представљају и структурни елемент мотора. Њихово кућиште је предњом прирубницом причвршћено за кућиште компресора, а задњом прирубницом за кућиште коморе сагоревања. На прстенасту прирубницу су такође причвршћени носеће (друго) кућиште, унутрашње кућиште дифузора коморе сагоревања и лабиринтски заптивни прстен.



Слика 7. Статор компресора

На спољашњој површини прстеног кућишта, иза петог степена компресора, са леве стране мотора, заварена су два угаона спојна елемента који обезбеђују довод ваздуха за заптивање првог, четвртог и петог лежаја, Слика 7.

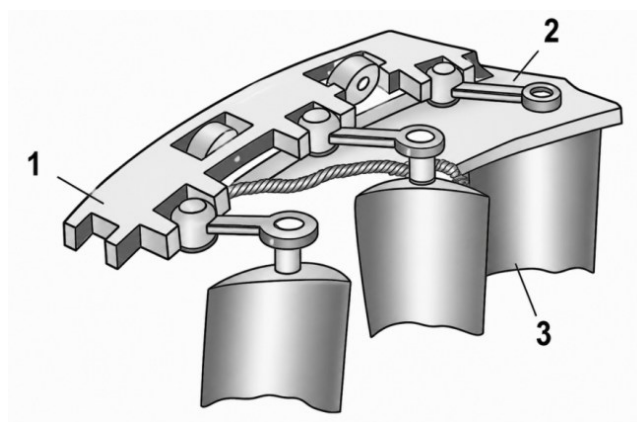
Са дванаестог степена компресора ваздух се одводи у систем за климатизацију, систем за одлеђивање мотора, систем за заштиту од прашине и у ејектор система за избацивање прашине.

Склоп уводних усмеривачких лопатица састоји се од тридесет варијабилних лопатица, које су својим горњим и доњим осовиницама постављене у одговарајућа лежишта у телу првог носећег прстена, Слика 8.



Слика 8. Уводне усмеривачке лопатице

Горњи ослонци уводних усмеривачких лопатица ротирају око подужне осе лопатица, у специјалним чаурама израђеним од фибергласа импрегнираног флуоропластиком. Доњи ослонци поседују отворе кроз које се доводи топао ваздух, из прстенасте шупљине првог носећег прстена, за потребе загревања нападних ивица усмеривачких лопатица. Управљање и контрола угла лопатицама остварује се помоћу полука постављених на горњим деловима које су повезане са осовином ротирајућег прстена. Статорске лопатице прва четири степена компресора ослањају се помоћу цилиндричних ослонаца, постављених у радијалним отворима прирубница кућишта компресора, Слика 9. Статорске лопатице првог и другог степена поседују, поред горњих, и доње ослонце који улазе у цилиндричне чауре одвојивих унутрашњих прстенова, Слика 6. У циљу смањења утицаја трења, доњи ослонци су изведени у бачвастом облику и обложени антифрикционим премазом.

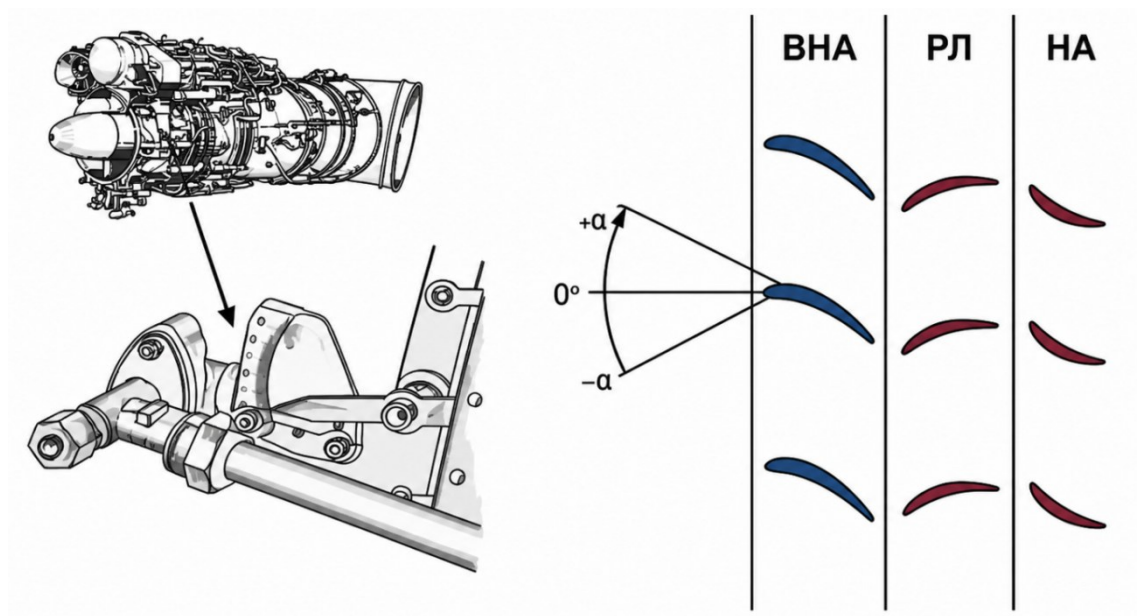


Слика 9. Варијабилне лопатице статора компресора: 1 - ротациони прстен; 2 - полука; 3 - лопатице.

Врхови лопатица статора првог и другог степена су машински обрађени, а на њихову унутрашњу површину наноси се специјални заптивни премаз који делује на врхове лопатица ротора.

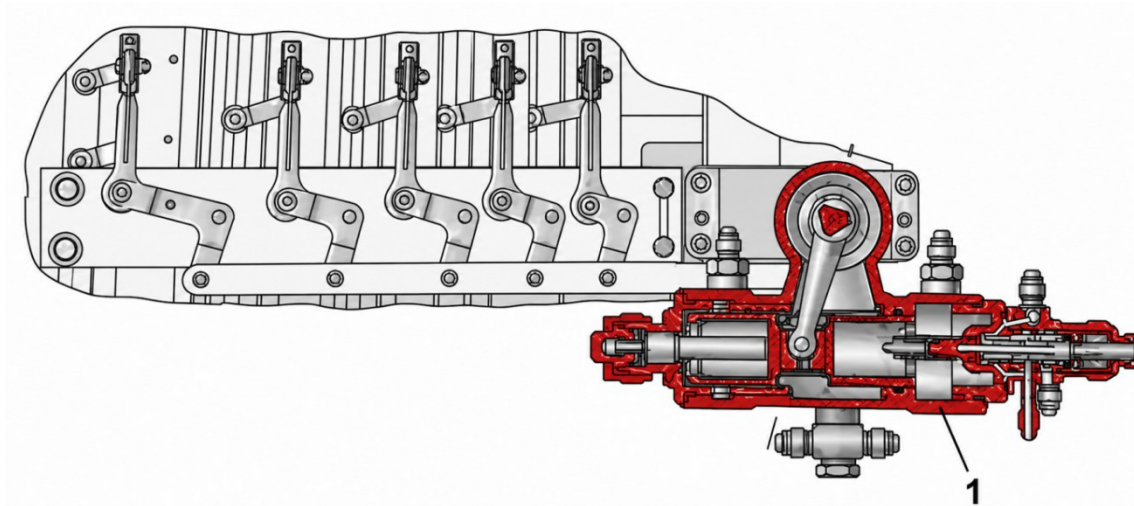
На горње ослонце лопатица постављене су специјалне чауре од фибергласа, сличне онима на уводним усмерним лопатицама компресора. За управљање лопатицама су на њиховим горњим ослонцима постављене полуге чији виљушкасти крајеви захватају осовине ротирајућег прстена.

Углови подешавања варијабилних лопатица статора прва четири степена и уводних усмеривачких лопатица крећу се у распону од $+27\div 28,5^\circ$ до $-7\div 6^\circ$, Слика 10. Пре стартовања мотора, овај угао, који се контролише помоћу показивача (индикатора) на првом носећем кућишту (доле лево на слици 10), мора бити подешен на вредност $+27\div 28,5^\circ$.



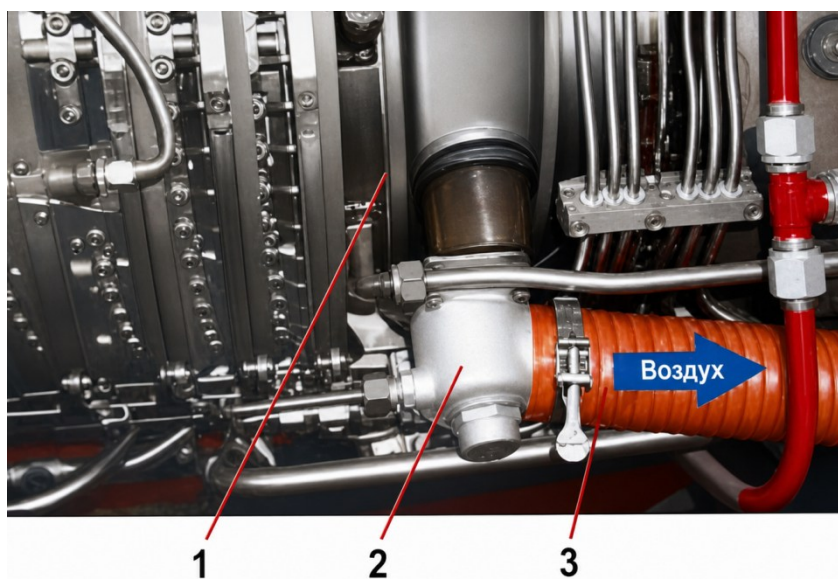
Слика 10. Праћење подешавања лопатица компресора

Управљање углом постављања лопатица статора врши се хидрауличним цилиндром горивне регулаторне пумпе, као и додатним хидрауличним цилиндром повезаним са регулаторном пумпом, по специјалном програму, Слика 11.



Слика 11. Контрола нагиба усмеравајућих лопатица: 1 - Хидраулични цилиндар.

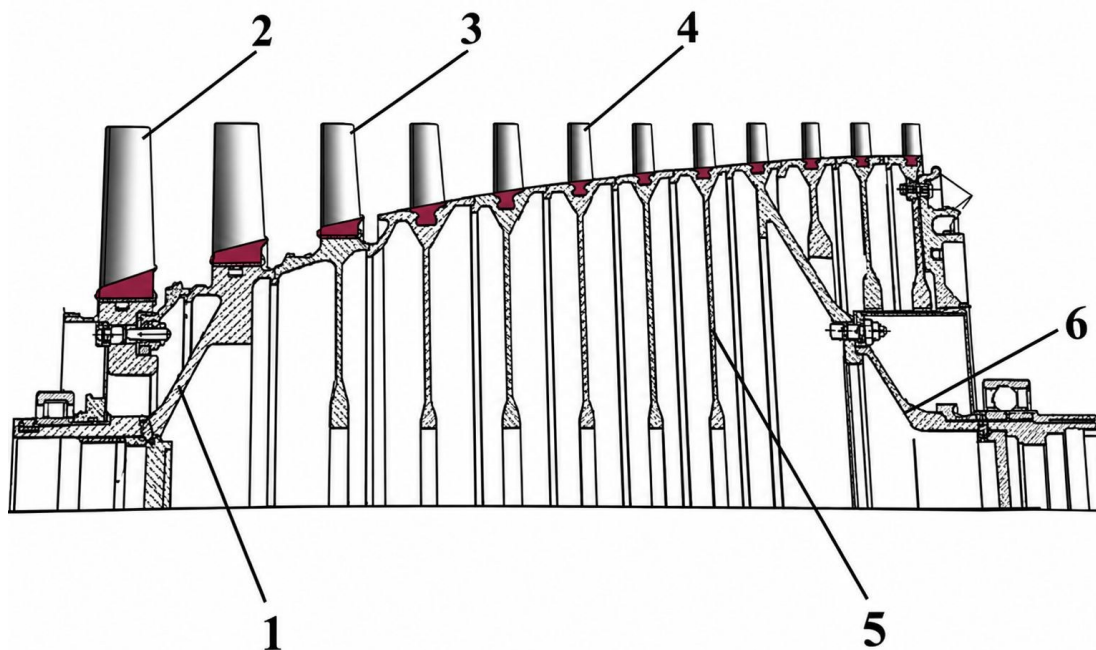
Ради обезбеђења стабилног рада мотора, ваздух се кроз два одушна вентила, постављена на седмом и осмом степену компресора, одводи у атмосферу (Слика 12). Рад одушних вентила је потпуно аутоматизован и њиме управља горивни систем мотора.



Слика 12. Положај одушних вентила за ваздуха на кућишту компресора: 1 - пријемник; 2 - одушни вентил за ваздух; 3 - вод за испуштање ваздуха.

Ротор компресора изведен је у форми добош-диска, намењен да убрзава ваздух и повећа његов притисак. Састоји се од диска првог степена (предњи спој), дискова ротора, задњег склопа и унутрашњег кућишта, Слика 13.

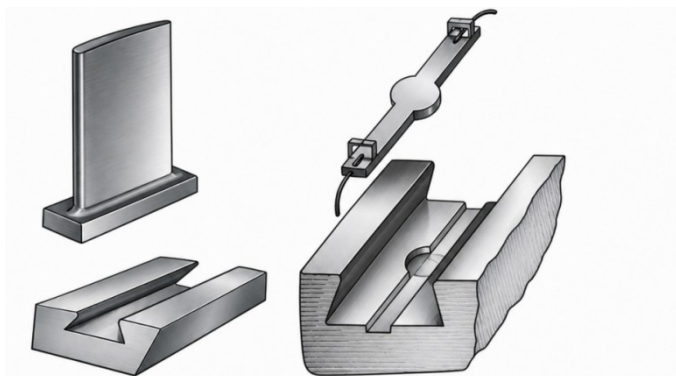
Диск ротора првог степена (предњи спој) је интегрално израђен са диском другог степена, Слика 13. Задњи спој је вијчаном везом причвршћен за диск деветог степена. Лабиринтске заптивке постављене су на првом и другом лежају.



Слика 13. Ротор компресора: 1 - предњи спој; 2, 3, 4 - лопатице ротора; 5 - дискови ротора; 6 - задњи спој.

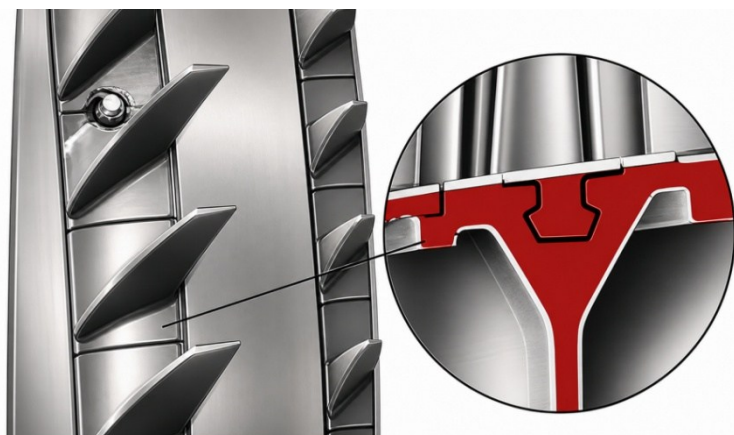
Обртни момент са вратила турбине се преноси на ротор компресора помоћу еволвентних жлебова изведених у оквиру задњег споја.

Лопатице ротора прва три степена имају изведене косе жлебове за уградњу, Слика 14.



Слика 14. Уградња и причвршћивање роторских лопатица прва три степена компресора

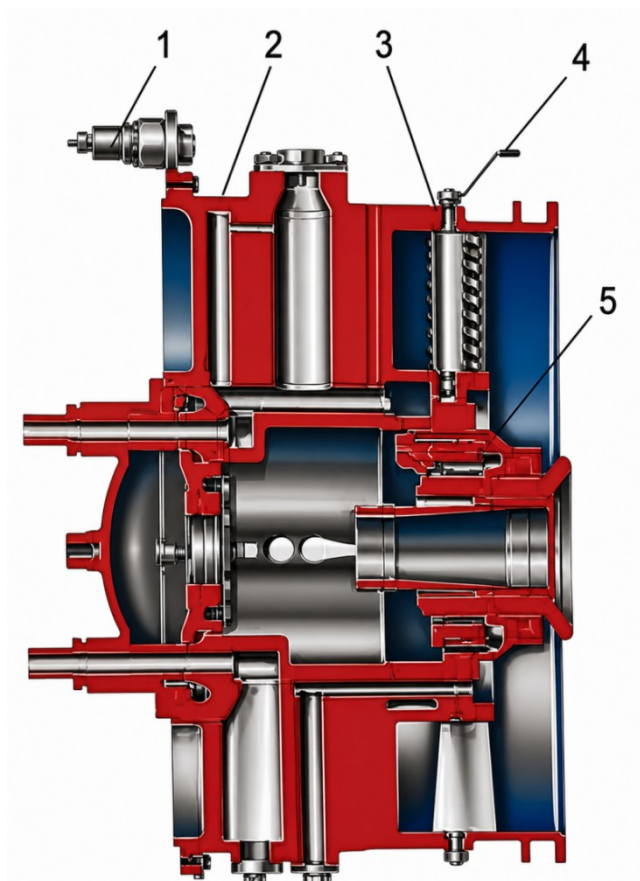
Роторске лопатице од четвртог до дванаестог степена (Слика 15) уграђују се помоћу трапезних жлебова радијално распоређених дуж обода ротора. Лопатице се редом убацују у жлеб, једна за другом, све до последње, која се закључава затварачем. Након уградње лопатица, врши се статичко и динамичко балансирање склопа ротора.



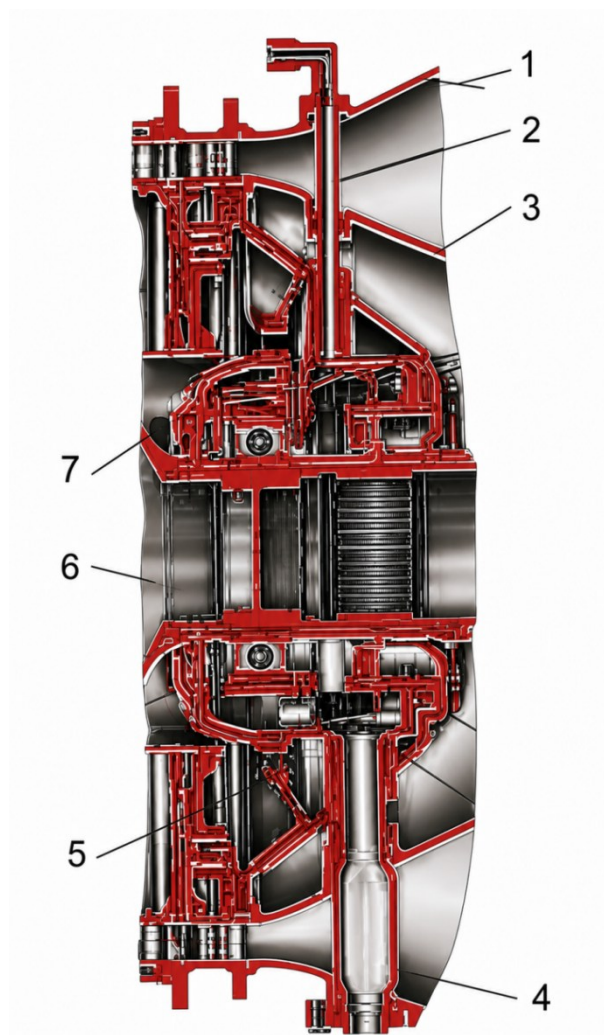
Слика 15. Уградња и причвршћивање роторских лопатица од четвртог до дванаестог степена компресора

Ротор компресора ослоњен је помоћу два лежаја, предњег ваљкастог и задњег кугличног.

Предњи ваљкасти лежај служи за радијално вођење ротора компресора (Слика 16), док задњи куглични лежај (Слика 17), преузима аксијална и радијална оптерећења.



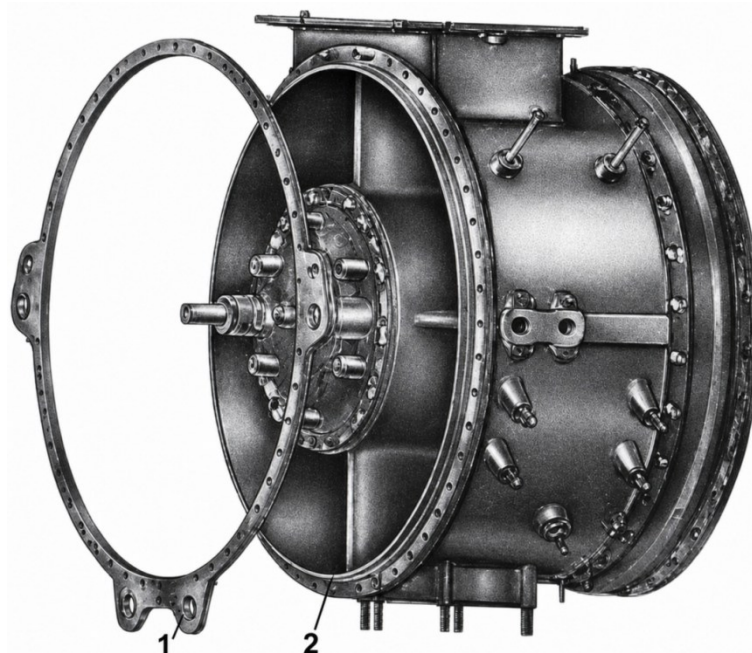
Слика 16. Предњи ослонац ротора компресора: 1 - сензор вибрација MB-04-1; 2 - кућиште; 3 - уводне усмеривачке лопатице; 4 - полука за закретање улазних усмерних лопатица; 5 - ваљкасти лежај.



Слика 17. Задњи ослонац ротора компресора: 1 - спољашње кућиште дифузора коморе сагоревања; 2 - довод уља; 3 - унутрашње кућиште дифузора коморе сагоревања; 4 - одвод уља; 5 - кућиште; 6 - куглични лежај; 7 - ослонац вратила.

У циљу побољшања поузданости заптивања лежајева ослонаца у свим режимима рада, користи се унифицирано графитно контактано заптивање са малим протоком ваздуха. Први ослонац мотора има један заптивни прстен, други два, трећи један, док четврти и пети ослонац имају по два заптивна прстена.

Кућиште првог ослонца је уједно и главни носећи елемент мотора и састоји се од унутрашњег и спољашњег кућишта, и четири носећа ребра, Слика 18.



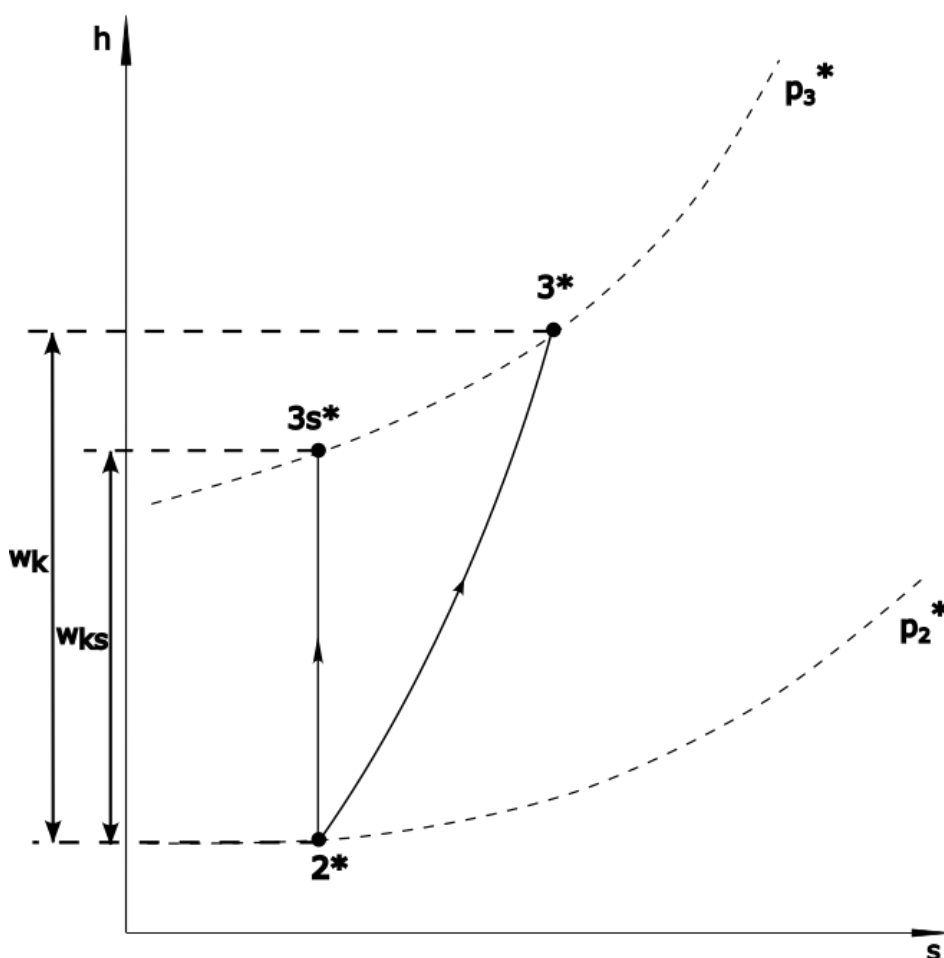
Слика 18. Кућиште првог ослоња мотора: 1 - предња прирубница за причвршћивање мотора; 2 - позициони клин.

Редуктор помоћног погона причвршћен је за горњи део кућишта, док је уљна пумпа причвршћена за доњи део. Кућиште садржи и прирубницу за монтажу мотора на труп летелице, са четири сферна лежаја.

3.2.2. Физичко-математички модел реалног компресора

Компресор представља струјно-механички енергетски елемент мотора чији је основни задатак сабијање ваздуха који долази из уводника на тачно дефинисан ниво притиска који захтева комора сагоревања. Другим речима, компресор представља део гасогенератора мотора који има задатак да комори сагоревања, у свим режимима рада и положајима ваздухоплова, испоручује ваздух тачно дефинисаног масеног протока и притиска, чиме се обезбеђује ефикасан, поуздан и стабилан рад комплетног погонског система. Имајући у виду да радна материја (ваздух) кроз компресор струји од нижег ка вишем притиску, обезбеђивање стабилног рада компресора је од изузетног значаја и стога компресор представља кључну компоненту мотора. Поред своје основне намене, компресор, за потребе несметаног функционисања осталих система мотора и ваздухоплова, обезбеђује ваздух одговарајућег масеног протока, притиска и температуре. Контрола одвођења ваздуха за потребе других системе контролише се помоћу одушног вентила који се, у зависности од захтеване температуре и притиска, уграђује на одговарајући степен компресора.

На слици 19 приказани су термодинамички процеси сабијања ваздуха у идеалном (процес $2^* - 3s^*$) и реалном компресору (процес $2^* - 3^*$), у h - s дијаграму. У оба случаја, тотални притисак ваздуха на крају процеса сабијања је исти, али је тотална енталпија, односно тотална температура ваздуха, виша на крају процеса сабијања у реалном компресору у односу на идеални. Поред тога, реалан компресор захтева и улагање већег специфичног рада.



Слика 19. Процес сабијања у компресору

Рад компресора се описује следећим величинама:

- степен сабијања,
- степен загревања,
- специфичан рад,
- снага,
- изентропски степен корисности.

Степен сабијања компресора је основна карактеристика компресора и представља однос излазног p_3^* и улазног p_2^* притиска ваздуха:

$$\pi_k = \frac{p_3^*}{p_2^*} \quad (2)$$

Степен загревања компресора је однос излазне T_3^* и улазне T_2^* температуре ваздуха:

$$\tau_k = \frac{T_3^*}{T_2^*} \quad (3)$$

Специфичан рад реалног компресора представља рад сабијања подељен са масеним протоком ваздуха, односно:

$$w_k = \frac{W_k}{\dot{m}_v} = h_3^* - h_2^* \quad (4)$$

док је снага компресора:

$$P_k = \dot{m}_v w_k \quad (5)$$

Изентропски степен корисности компресора представља однос специфичног рада идеалног и реалног компресора, и показује колико ефикасно се уложена механичка енергија користи за повећање притиска ваздуха. Изентропски степен ефикасности реалног компресора износи:

$$\eta_k = \frac{h_{3s}^* - h_2^*}{h_3^* - h_2^*} \quad (6)$$

3.3. Комора сагоревања

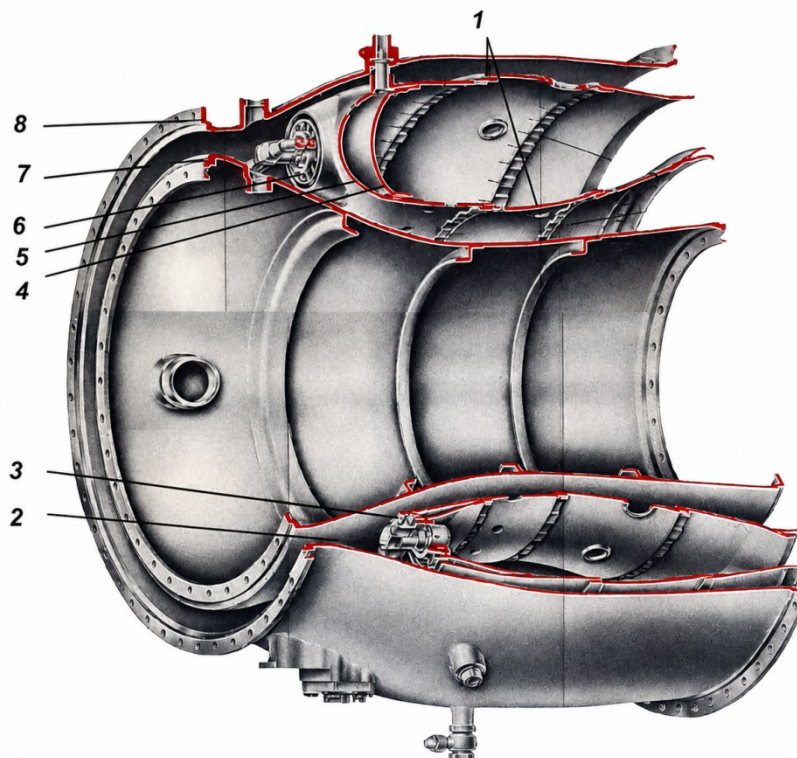
3.3.1. Конструкција

Комора сагоревања је пројектована да хемијску енергију, ефикасним процесом сагоревања горива у струји ваздуха који долази из компресора, трансформише у топлотну енергију, коју потом предаје радној материји, односно продуктима сагоревања. Комора сагоревања обезбеђује адекватну расподелу температуре у радијалном и аксијалном правцу, у различитим режимима рада мотора, Слика 20.

Комора сагоревања мотора Климов ВК-2500-02 је прстенасте конструкције са праволинијским протоком.

Табела 2: Карактеристике коморе сагоревања

Карактеристике (режим полетања)	
Температура ваздуха на улазу у комору сагоревања	$T_3^*=335^\circ\text{C}$
Максимална температура продуката сагоревања на излазу из коморе сагоревања	$T_4^*=1040^\circ\text{C}$
Коефицијент потпуности сагоревања	$\sigma_g=0,98$
Коефицијент пада тоталног притиска	$\sigma_p=0,95$



Слика 20. Комора сагоревања: 1 - мешач пламене цеви; 2 - брызгалка горива; 3 - колектор; 4 - унутрашњи омотач; 5 - спољашњи омотач; 6 - вртложне лопатице; 7 - унутрашње кућиште дифузора; 8 - спољашње кућиште дифузора.

Главне компоненте коморе сагоревања су:

- спољашње кућиште дифузора;
- унутрашње кућиште дифузора;
- пламена цев;
- прстенасти двоструки разводник горива;
- дванаест центрифугалних двоканалних брызгалки горива (инјектора).

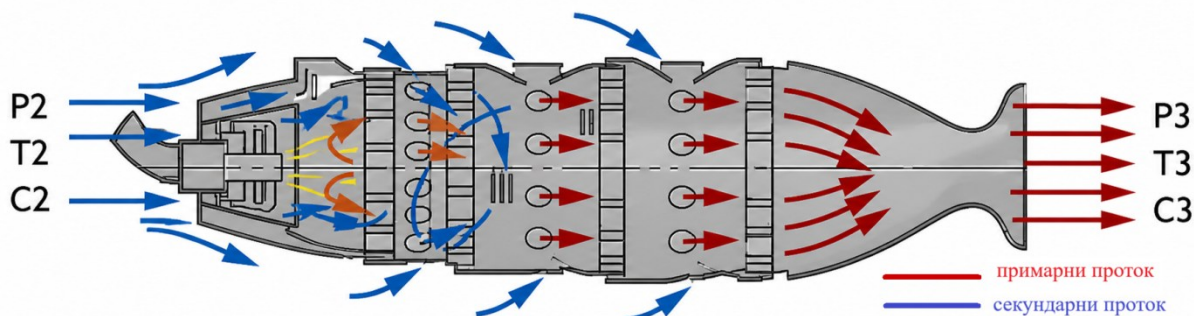
Улазни део коморе сагоревања причвршћен је за кућиште компресора и његов секундарни носач, док је излазни део причвршћен за кућиште турбинског склопа.

Пламена цев је израђена од термички отпорне челичне легуре у форми лима. Састоји се од спољашњег и унутрашњег омотача, са дванаест, радијално распоређених, вртложних лопатица, заварених за унутрашњи омотач, два сектора мешача и два носећа прстена.

Спољашњи и унутрашњи омотачи секције пламене цеви повезани су еластичним прстеновима, док су носећи прстенови заварени за поједине секције.

Спољашњи омотач пламене цеви има девет чаура за уградњу држача пламене цеви, који је причвршћују за спољашње кућиште дифузора. Четири држача поседују отворе

кроз које се доводи ваздух. Ток радне материје у пламеној цеви приказан је на Слици 21.



Слика 21. Ток радне материје у пламеној цеви коморе сагоревања

Сабијени и загрејани ваздух из компресора улази у прстенасти дифузор, формиран између спољашњег и унутрашњег кућишта дифузора, где му се брзина струјања смањује и где се укупни масени проток ваздуха дели на примарни ($20\div 25\%$) и секундарни ($75\div 80\%$). Примарни проток ваздуха, након проласка кроз венац вртложних лопатица, улази у предњи део пламене цеви и директно се меша са горивом које распршују бризгальке. Добијена смеша горива и ваздуха се пали (иницијално паљење се остварује током самог стартовања мотора помоћу две свећице, док се током рада мотора процес паљења одвија помоћу пламена из зоне примарног сагоревања) и сагорева на температури од приближно 2000°C . Секундарна струја ваздуха улази у комору сагоревања преко отвора на мешачу пламене цеви који обезбеђују стабилност пламена, разређивање и хлађење продуката сагоревања, као и равномерну расподелу температуре на улазу у турбину гасогенератора.

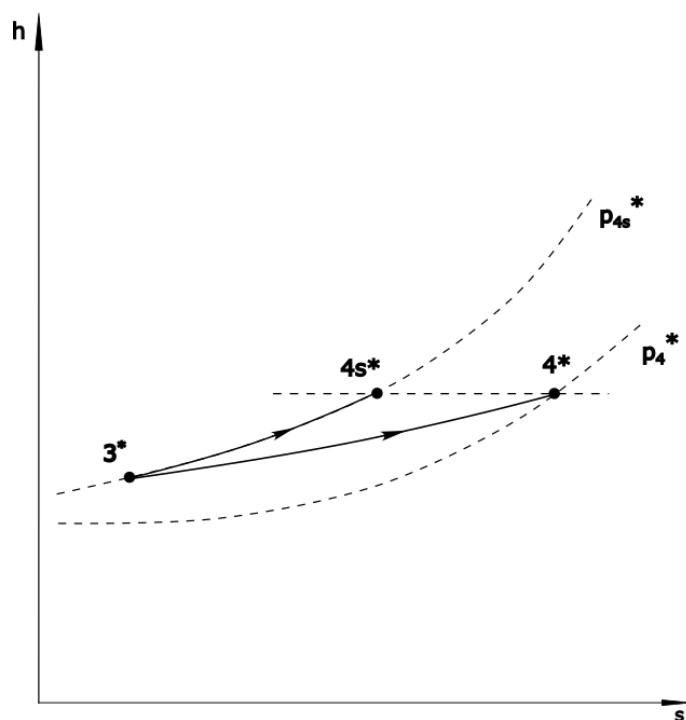
Ефикасно хлађење зидова пламене цеви постиже се уласком секундарног ваздуха у пламену цев кроз спољашње и унутрашње профилисане отворе формиране еластичним прстеновима. Број и величина отвора одређује се тако да се обезбеди квалитетно мешање, високоефикасно сагоревање и равномерна расподела температуре.

3.3.2. Физичко-математички модел реалне коморе сагоревања

Комора сагоревања је струјни, хемијско-топлотни елемент мотора, односно хемијски реактор у коме се део хемијске енергије горива претвара у топлотну енергију која се потом предаје радној материји. Убризгано гориво се меша са већ сабијеним и загрејаним ваздухом који долази из компресора, и који има улогу оксидатора, долази до појаве паљења и процеса сагоревања, при чему се ослобађа велика количина топлотне енергије. Трансформација хемијске енергије горива у топлотну енергију

доводи до значајног пораста температура и енталпије радне материје. У случају идеалне коморе сагоревања, овај процес се одвија при константном притиску, док код реалне коморе сагоревања долази до пада тоталног притиска.

На слици 22 приказани су термодинамички процеси довођења топлоте радној материји у идеалној (процес $3^* - 4s^*$) и реалној комори сагоревања (процес $3^* - 4^*$), у $h-s$ дијаграму. Имајући у виду да је температура радне материје на излазу из коморе сагоревања максимална температура у термодинамичком циклусу, и да је она технолошки ограничена материјалом израде турбинских лопатица, и у случају идеалне и у случају реалне коморе сагоревања, тотална температура радне материје на излазу из коморе је иста, али је тотални притисак радне материје нижи у случају реалне коморе сагоревања.



Слика 22. Процес довођења топлоте у комору сагоревања

Величине које описују рад коморе сагоревања су:

- максимални степен загревања;
- коефицијент потпуности сагоревања;
- коефицијент пада тоталног притиска.

Максимални степен загревања у циклусу, представља однос излазне температуре продуката сагоревања T_4^* и улазне температуре ваздуха у уводник T_0 , односно представља однос највеће и најмање температуре у термодинамичком циклусу:

$$\theta = \frac{T_4^*}{T_0} \quad (7)$$

Коефицијент потпуности сагоревања σ_g представља однос стварно ослобођене топлотне енергије у процесу сагоревања и топлотне енергије која би се добила потпуним сагоревањем убризганог горива, односно однос масеног протока горива које учествује у процесу сагоревања и укупног масеног протока горива које је испоручено комори сагоревања:

$$\sigma_g = \frac{\dot{m}_g}{\dot{m}_{gs}} \quad (8)$$

Сходно томе, вредност коефицијента потпуности сагоревања је услед неравномерног мешања горива и ваздуха, ограниченог времена сагоревања, хемијских и аеродинамичких неповратности увек мања од 1, и њена просечна вредност износи $0,99 \div 0,999$. Другим речима, стварна вредност ослобођене количине топлотне енергије у процесу сагоревања је увек мања од количине топлотне енергије која би се добила потпуним сагоревањем убризганог горива. Коефицијент потпуности сагоревања директно утиче на температуру гасова на улазу у турбину, а самим тим и на укупне перформансе мотора.

Поред коефицијента потпуности сагоревања, други параметар који описује рад коморе сагоревања је коефицијент пада тоталног притиска којим се описује пад тоталног притиска током процеса сагоревања услед аеродинамичких и термохемијских губитака, и он представља однос тоталног притиска продуката сагоревања на излазу p_4^* и тоталног притиска ваздуха на улазу p_3^* у комору сагоревања:

$$\sigma_p = \frac{p_4^*}{p_3^*} \quad (9)$$

Пад притиска у комори сагоревања има негативан утицај на перформансе рада турбине, као и на свеукупну ефикасност мотора.

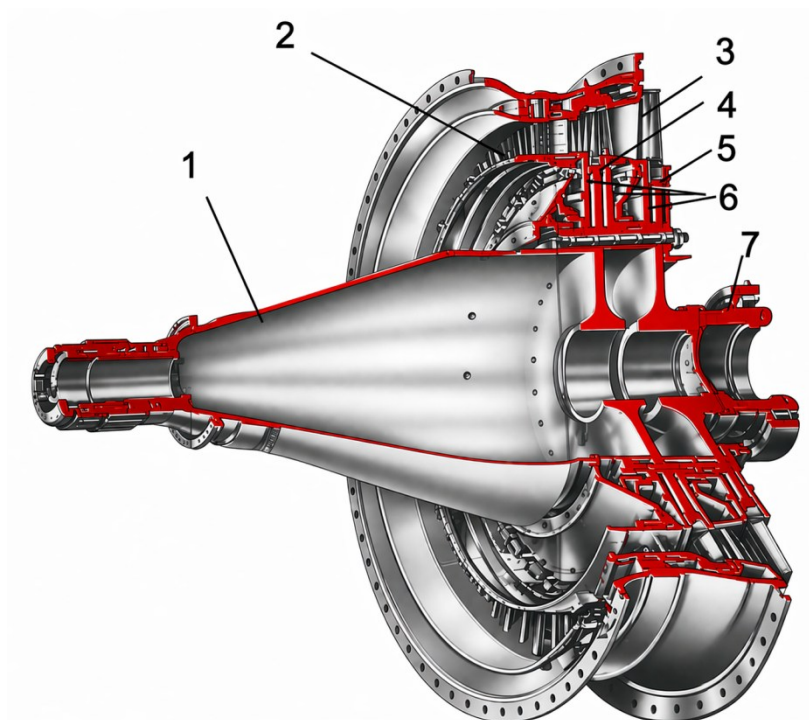
3.4. Турбина

3.4.1. Турбина компресора

Главни задатак турбине компресора је да део енергије продуката сагоревања трансформише у механички рад неопходан за погон компресора и помоћних агрегата мотора. Турбина компресора мотора Климов ВК-2500-02 је аксијалног типа, са два степена, и састоји се од вратила, кућишта, статорских и роторских лопатица и лежаја, Слика 19.

Табела 3: Карактеристике турбине компресора

Карактеристике (режим полетања)	
Максимална температура продуката сагоревања на улазу	$T_4^* = 1040^\circ\text{C}$
Температура продуката сагоревања на излазу	$T_{4.5}^* = 705^\circ\text{C}$
Степен ширења	$\pi_{lgg} = 3,64$
Изентропски степен корисности	$\eta_{lgg} = 0,9$



Слика 23. Турбина компресора: 1 - вратило; 2 - склоп статорских лопатица првог степена; 3 - склоп статорских лопатица другог степена; 4 - диск првог степена; 5 - диск другог степена; 6 - покривни дискови; 7 - лежај.

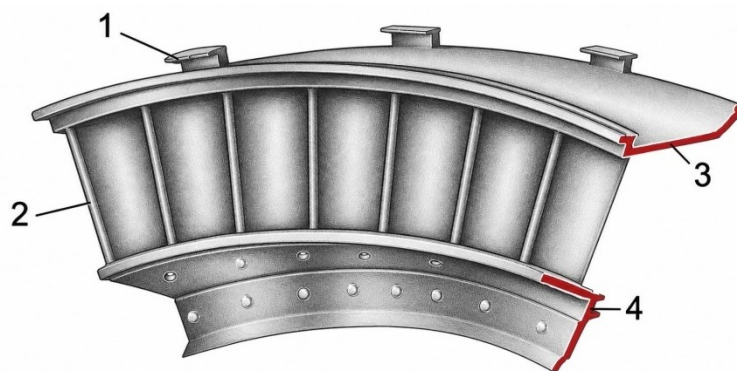
Кућиште турбине компресора је технолошким поступком заваривања спојено са кућиштем коморе сагоревања, и на њега је причвршћен склоп статорских лопатица првог степена.

Склоп статорских лопатица првог степена турбине компресора је пројектован да, у циљу ефикасне трансформације дела енергије производа сагоревања у механички рад неопходан за погон компресора и помоћних моторских агрегата, под оптималним углом усмери струју врелих производа сагоревања на роторске лопатице првог степена турбине, Слика 24. Састоји се од спољашњег и унутрашњег обода између којих су смештене непокретне лопатице. Статорске лопатице су шупље и израђене су поступком прецизног ливења. На унутрашњим крајевима лопатица уграђене су чауре, кроз које улази ваздух за хлађење (секундарни ваздух из коморе сагоревања) и који након проласка кроз унутрашњост лопатица излази напоље у струју производа сагоревања кроз перфориране отворе на излазним ивицама лопатица.



Слика 24. Склоп статорских лопатица првог степена турбине компресора

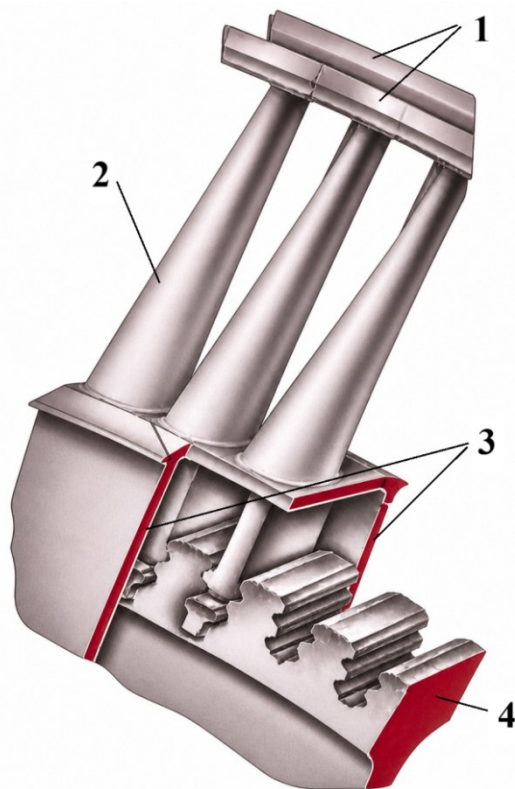
Склоп статорских лопатица другог степена такође је добијен поступком ливења и састоји се од унутрашњег и спољашњег обода, између којих се налазе шупље лопатице, Слика 25.



Слика 25. Склоп статорских лопатица другог степена турбине компресора: 1 - клин; 2 - лопатице; 3 - спољашњи обод; 4 - унутрашњи обод.

Роторски склоп турбине компресора састоји се од вратила, два диска са роторским лопатицама и четири покривна диска.

Вратило и дискови су спојени помоћу жлебова и причвршћени са дванаест затезних вијака. Лопатице ротора су причвршћене за дискове помоћу јелкасте (енгл. fir tree) везе, Слика 26. Спољашњи, прстенасти омотач, који спаја врхове лопатица, побољшава њихову отпорност на вибрације и смањује губитке. Ребра на спољашњој површини прстенастог омотача, заједно са кружно постављеним металним заптивкама унутрашњој страни кућишта турбине, формирају лабиринтски заптивни прстен.

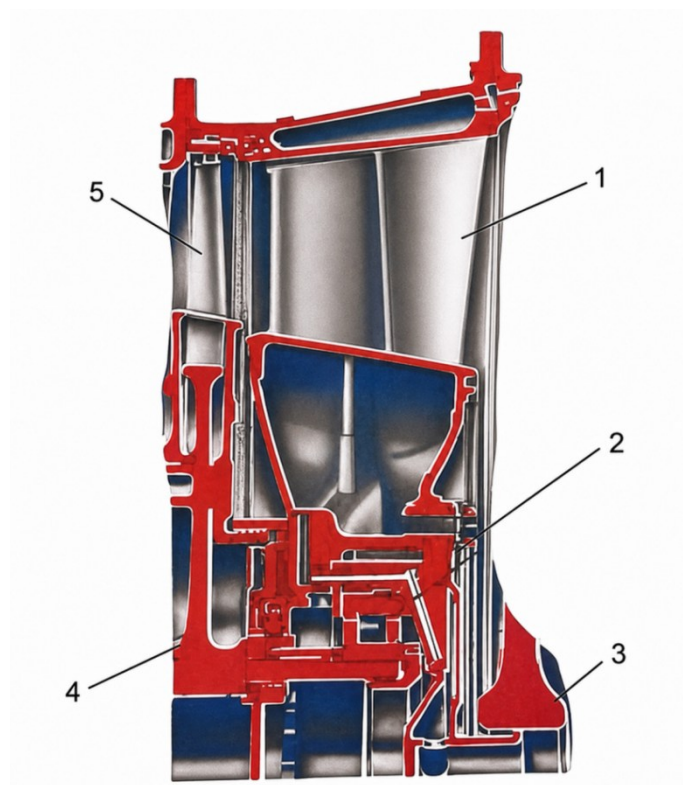


Слика 26. Склоп роторских лопатица турбине компресора: 1 - прстенасти омотач; 2 - лопатице другог степена; 3 - покривни дискови; 4 - диск другог степена турбине.

Покривни дискови обезбеђују усмерено довођење расхладног ваздуха из секундарног тока коморе сагоревања. Они такође врше функцију осигурања лопатица, притискајући доње прирубнице у жлебове на дисковима.

Обртни момент се са турбине на компресор преноси преко еволвентних жлебова на вратилу турбине. Ротори турбине и компресора су повезани спојном чауром.

Ротор турбине компресора је ослоњен на два лежаја, предњи куглични и задњи ваљкасти, Слика 27.



Слика 27. Кућиште трећег носача мотора: 1 - Склоп статорских лопатица првог степена слободне турбине; 2 - ваљкасти лежај трећег носача мотора; 3 - ротор слободне турбине; 4 - ротор турбине компресора; 5 - лопатица ротора другог степена турбине компресора.

Уравнотежење ротора постиже се избором одговарајућих баланских тегова тачно дефинисане и уклањањем материјала са покривних дискова.

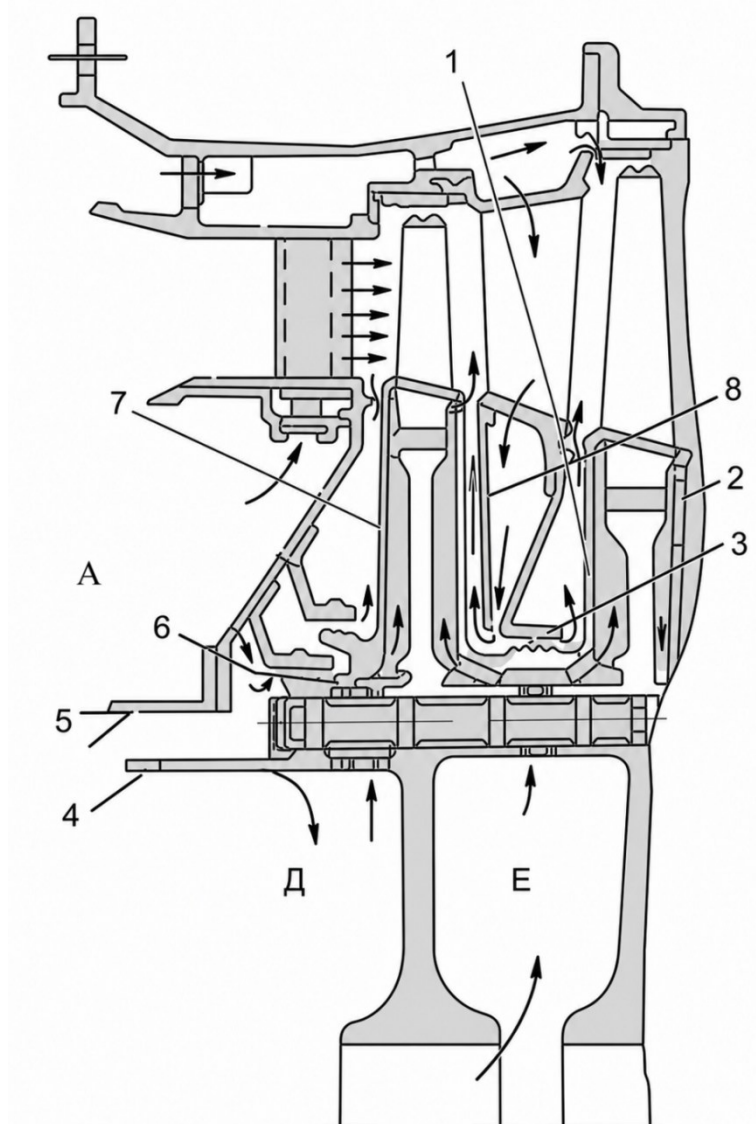
Безбедна температура за рад топлотно оптерећених делова турбине обезбеђује се одвођењем топлоте помоћу расхладног ваздуха који заправо представља секундарни ваздух из коморе сагоревања, као и максималном термичком заштитом, Слика 28.

Из унутрашњег кућишта дифузора, део секундарне струје ваздуха (А) се доводи за потребе хлађења лопатица првог степена турбине компресора (турбинагасогенератора).

Након тога, ваздух једним делом пролази кроз унутрашњост кућишта, улази у проточни канал иза ротора другог степена и потом пролази кроз шупље лопатице

другог степена, обезбеђујући њихово хлађење и формирање притиска у зонама лабиринтског заптивања и око покривних дискова. Ваздух затим излази у проточни канал испред и иза склопа статорских лопатица другог степена.

Поред тога, део секундарног ваздуха из спољашњег кућишта дифузора се доводи за хлађење кућишта турбине кроз отворе на унутрашњој прирубници кућишта склопа статорских лопатица и меша се са струјом која је прошла кроз склоп статорских лопатица првог степена.



Слика 28. Систем хлађења турбине компресора: 1 - покривни диск; 2 - покривни диск; 3 - лабиринтски заптивач; 4 - вратило турбине компресора; 5 - унутрашње кућиште дифузора коморе сагоревања; 6 - лабиринтски заптивач; 7 - покривни диск; 8 - предњи зид унутрашњег обода склопа статорских лопатица другог степена турбине; А, Д, Е - токови ваздуха.

Други део секундарног ваздуха улази кроз отворе у зиду унутрашњег обода склопа статорских лопатица у шупљину између унутрашњег дифузора коморе сагоревања и вратила турбине компресора, одакле се раздваја у два тока:

а) први ток ваздуха, након проласка кроз зоне лабиринтског заптивања, улази у шупљину између покривног диска и унутрашњег обода склопа статорских лопатица, хлади их и истиче у проточни канал испред ротора првог степена, спречавајући продор врелих гасова у ову област.

б) други ток ваздуха улази кроз посебне отворе у вратилу у унутрашњу шупљину „Д“ ротора турбине компресора, одакле се дели према следећем:

- један део улази у простор између покривног диска и диска првог степена, хладећи предњу страну диска, корене и спојеве (жлебове) лопатица првог степена, а затим истиче у проточни канал кроз отворе у зони корена лопатица и на периферији задњег покривног диска;
- преостали део улази у шупљину „Е“ и, након проласка кроз крајње жлебове, усмерава се на хлађење задње стране диска првог степена, предње и задње стране диска другог степена, као и корена и спојева лопатица другог степена.

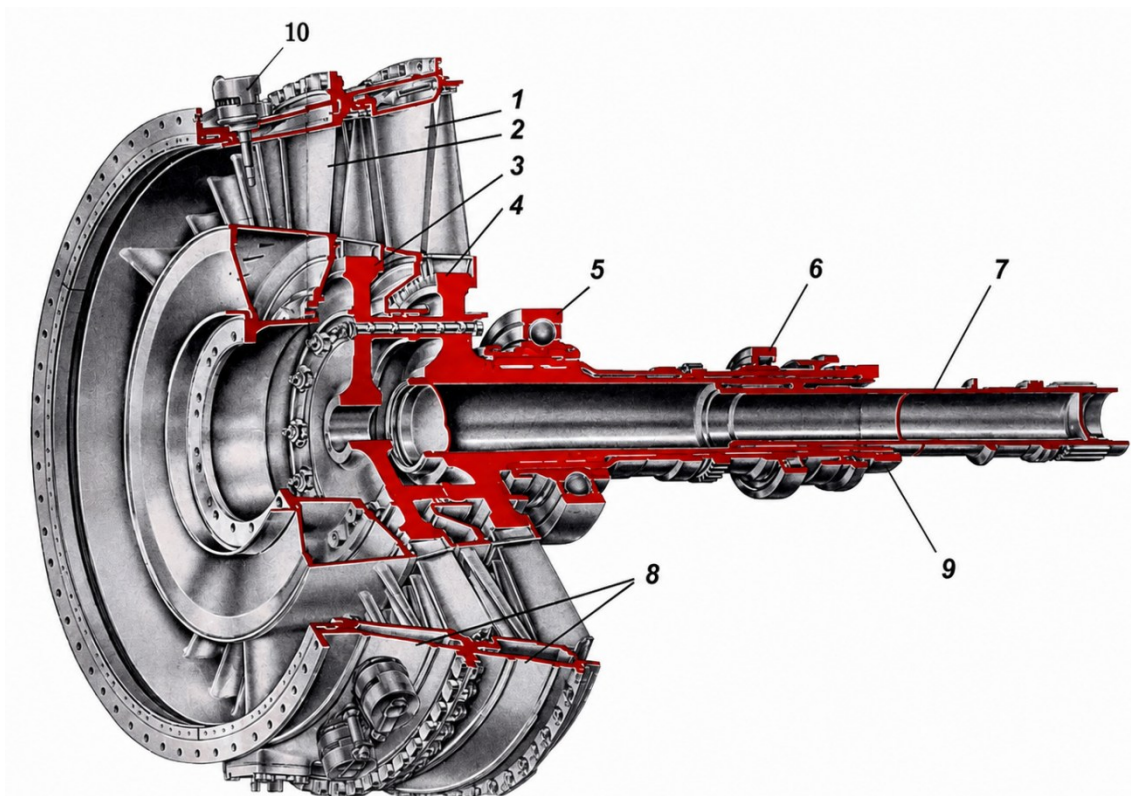
3.4.2. Слободна (погонска) турбина

Главни задатак слободне турбине је да преосталу енергију продуката сагоревања трансформише у механички рад неопходан за погон ротора хеликоптера. У конструктивном смислу, слободна турбина није механички повезана са осталим делом мотора. Слободна турбина мотора Климов ВК-2500-02 је аксијална, са два степена.

Табела 4: Карактеристике слободне турбине

Карактеристике (режим полетања)	
Максимална температура продуката сагоревања на улазу	$T_{4.5}^* = 705^\circ\text{C}$
Максимална температура продуката сагоревања на излазу	$T_5^* = 500^\circ\text{C}$
Степен ширења	$\pi_{st} = 2,4$
Изентропски степен корисности	$\eta_{st} = 0,9$

Слободна турбина састоји се од два кућишта, статорских лопатица првог и другог степена, ротора и вратила, Слика 29.

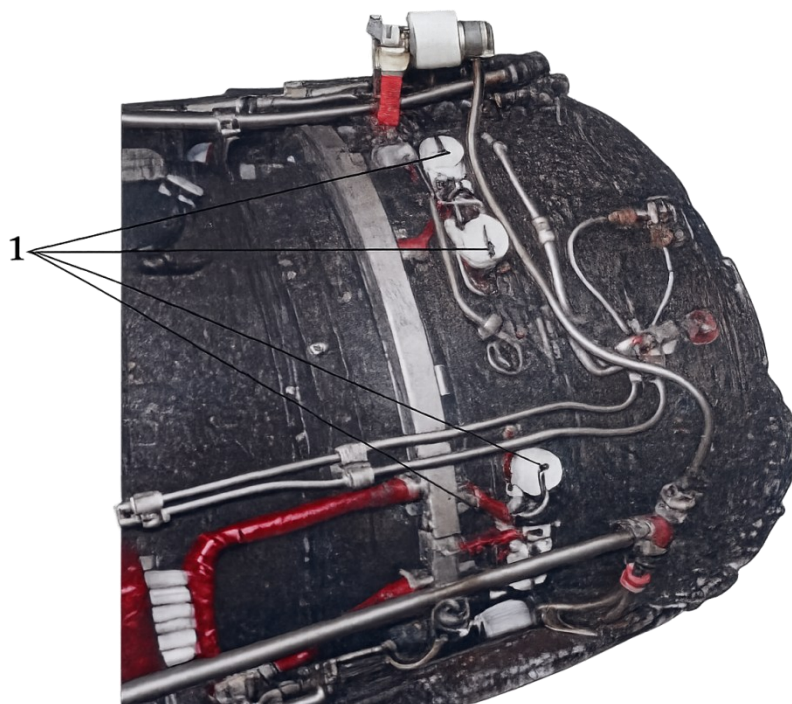


Слика 29. Слободна турбина: 1 - статорске лопатице другог степена; 2 - статорске лопатице првог степена; 3 - диск првог степена слободне турбине; 4 - диск другог степена слободне турбине; 5 - лежај четвртог ослоња мотора; 6 - лежај петог ослоња мотора; 7 - опруга; 8 - кућишта статорских лопатица; 9 - навртка индуктора; 10 - термопар T-807.

Склоп статорских лопатица првог степена састоји се од спољашњег и унутрашњег обода, који су међусобно повезани лопатицама. Статорске лопатице су шупље и хладе се ваздухом доведеним из седмог степена компресора мотора. Склоп статорских лопатица првог степена је причвршћен предњом прирубницом за кућиште турбине компресора, а задњом прирубницом за склоп статорских лопатица другог степена слободне турбине. Одвојиви спој између склопова статорских лопатица првог и другог степена слободне турбине обезбеђује модуларност моторске конструкције. Модуларни дизајн слободне турбине омогућава њену замену без растављања осталих склопова.

На кућишту се налазе два прикључка: један за довод уља за подмазивање лежаја трећег ослоња мотора, а други за одвод уља. Такође постоји прирубница за довод хладног ваздуха и отвор за преглед турбине.

Дванаест термопарова типа Т-80Т за мерење температуре гасова, постављено је испред статорских лопатица првог степена, Слика 30.



Слика 30. Положај термопарова на кућишту склопа статорских лопатица првог степена слободне турбине: 1 - Термопар Т-80Т.

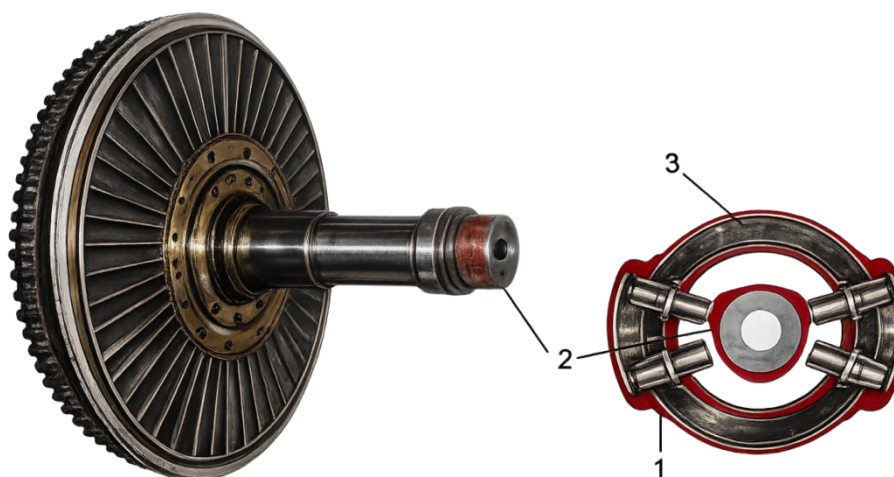
Склоп статорских лопатица другог степена састоји се од спољашњег и унутрашњег обода са лопатицама између њих, Слика 29. На кућишту се налази отвор за преглед.

Ротор слободне турбине је конзолно изведен и ослоњен је на два лежаја. Састоји се од два диска са лопатицама ротора, Слика 29. Дискови ротора су међусобно центрирани помоћу крајњих жлебова и спојени са дванаест вијака.

Конструкција и монтажа лопатица ротора су слични онима код турбине компресора. Осигуране су од аксијалног померања плочастим осигурачима на задњој страни дискова.

Снага слободне турбине се преноси преко жлебова у корену диска другог степена на спојну опругу, Слика 29.

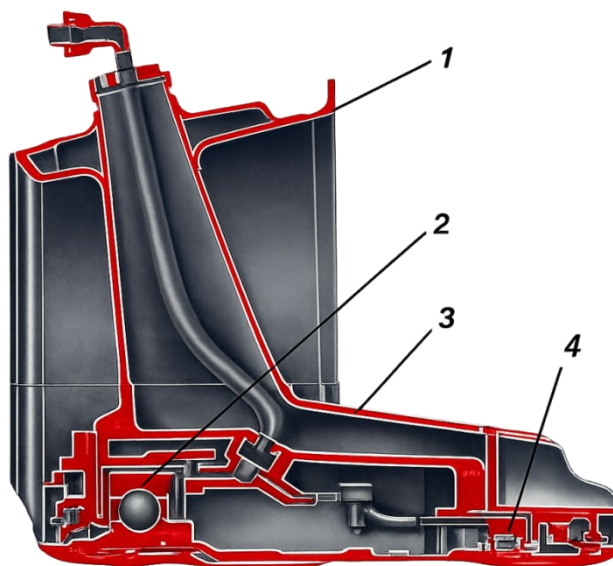
Излазни крај вратила слободне турбине има посебну навртку са три индуктивна испуста, који су намењени за причвршћивање сензора брзине ротора слободне турбине типа DTA-10, Слика 31.



Слика 31. Положај сензора DTA-10: 1 - индуктивни сензор DTA-10; 2 - индуктивна навртка; 3 - погонски конус.

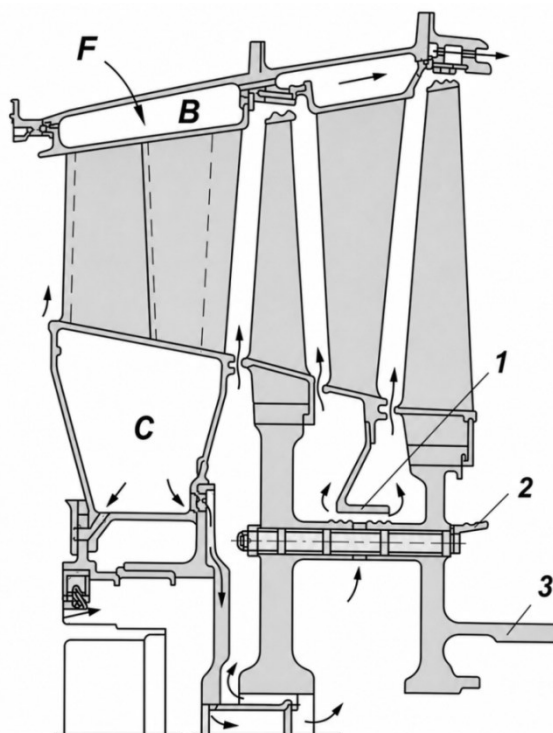
Релативни положаји индуктивне навртке и четири сензора, од којих су два радна, а два резервна, приказани су на слици 32. Сензори су постављени унутар погонског конуса. Ротор се балансира уклањањем материјала са прирубница дискова првог и другог степена и чауре лежаја.

Ротор слободне турбине ослања се на два лежаја, Слика 32. Предњи ослонац чини куглични лежај четвртог ослонаца мотора, који обезбеђује ослањање ротора и у аксијалном и у радијалном правцу. Задњи ослонац је ваљкасти лежај, уједно и пети ослонац мотора, који обезбеђује ослањање ротора само у радијалном правцу. Уљне шупљине четвртог и петог ослонаца мотора су међусобно повезане.



Слика 32. Четврти и пети носач мотора: 1 - кућиште спољашњег дифузора; 2 - куглични лежај четвртог носача; 3 - кућиште редуктора; 4 - ваљкасти лежај петог носача.

Шупљи склопови статорских лопатица првог степена и дискови оба степена хладе се ваздухом из седмог степена компресора, Слика 33.



Слика 33. Дијаграм хлађења слободне турбине: 1, 2 - област лавиринтског заптивања слободне турбине; 3 - вратило слободне турбине; B, C, F - токови ваздуха.

Проток ваздуха „F“, доведен са седмог степена компресора, спроводи се у шупљину „B“ кућишта слободне турбине, одакле се један део усмерава кроз унутрашње шупљине кућишта ради хлађења и истиче кроз проточни канал преко отвора на зиду издувног колектора.

Други део ваздуха улази у шупљину „C“ трећег ослоња мотора кроз подупираче и шупље лопатице првог степена слободне турбине. Из шупљине „C“, део ваздуха се усмерава кроз отворе у кућишту лежаја трећег ослоња ради остваривања пада притиска у области лабиринтског заптивања. Затим пролази у простор између кућишта трећег ослоња и покривног диска, спречавајући продор врелих гасова, и истиче у проточни канал иза турбине компресора.

Из исте шупљине „C“, ваздух улази у чауру уграђену у отвор у главчини диска првог степена слободне турбине, хладећи предњу страну диска и истичући у проточни канал иза склопа статорских лопатица првог степена слободне турбине.

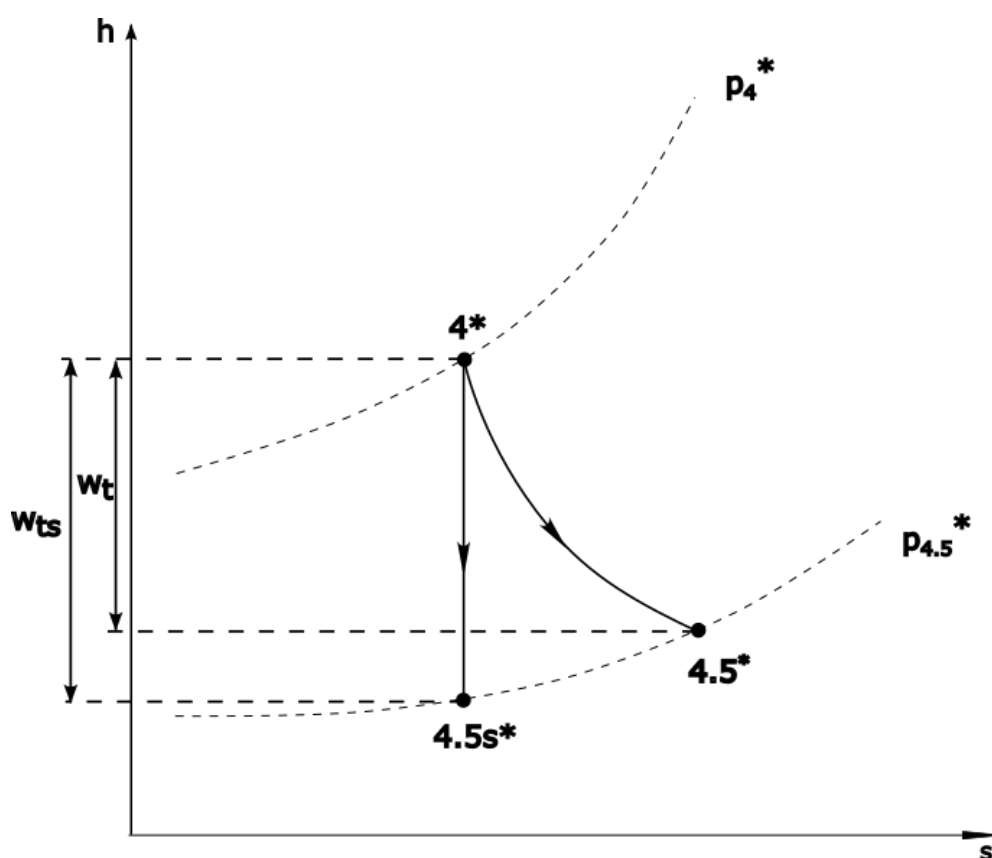
Други део ваздуха из шупљине „C“ пролази кроз главчину диска првог степена у унутрашњу шупљину ротора турбине. Затим улази у лабиринтску зону заптивања,

хлади дискове слободне турбине и истиче у проточни канал испред и иза склопа статорских лопатица другог степена слободне турбине.

3.4.3. Физичко-математички модел реалне турбине

Турбина је намењена да обезбеди снагу за погон компресора и других система мотора, односно за погон ротора хеликоптера у случају слободне (погонске) турбине. Она претвара енергију врелих продуката сагоревања у механички рад, приликом чега долази до пада притиска и температуре продуката сагоревања.

На слици 34. приказан је h - s дијаграм термодинамичког процеса који се одвија у идеалној и реалној турбини. У случају идеалне турбине, процес ширења одвија се изентропски од тачке 4^* до тачке $4.5s^*$. Код реалне турбине, ширење се одвија уз пораст ентропије од 4^* до тачке 4.5^* . У оба случаја, степен ширења је исти, али је енталпијски пад мањи у случају реалне турбине у односу на идеалну турбину (крајња температура продуката сагоревања је виша у случају реалне турбине), што директно утиче на то да је специфичан рад реалне турбине мањи у односу на идеалну турбину, Слика 34.



Слика 34. Процес ширења у турбини

Карактеристичне величине турбине су:

- степен ширења;
- степен загревања;
- изентропски степен корисности.

Степен ширења турбине представља однос улазног p_4^* и излазног $p_{4.5}^*$ притиска продуката сагоревања:

$$\pi_t = \frac{p_4^*}{p_{4.5}^*} \quad (10)$$

Степен загревања турбине представља однос улазне T_4^* и излазне $T_{4.5}^*$ температуре продуката сагоревања:

$$\tau_t = \frac{T_4^*}{T_{4.5}^*} \quad (11)$$

Изентропски степен ефикасности турбине представља однос стварно добијеног специфичног рада турбине и идеалног специфичног рада који је добијен изентропским ширењем. Показује колико ефикасно се енергија добијена из коморе сагоревања претвара у механички рад. Степен ефикасности је:

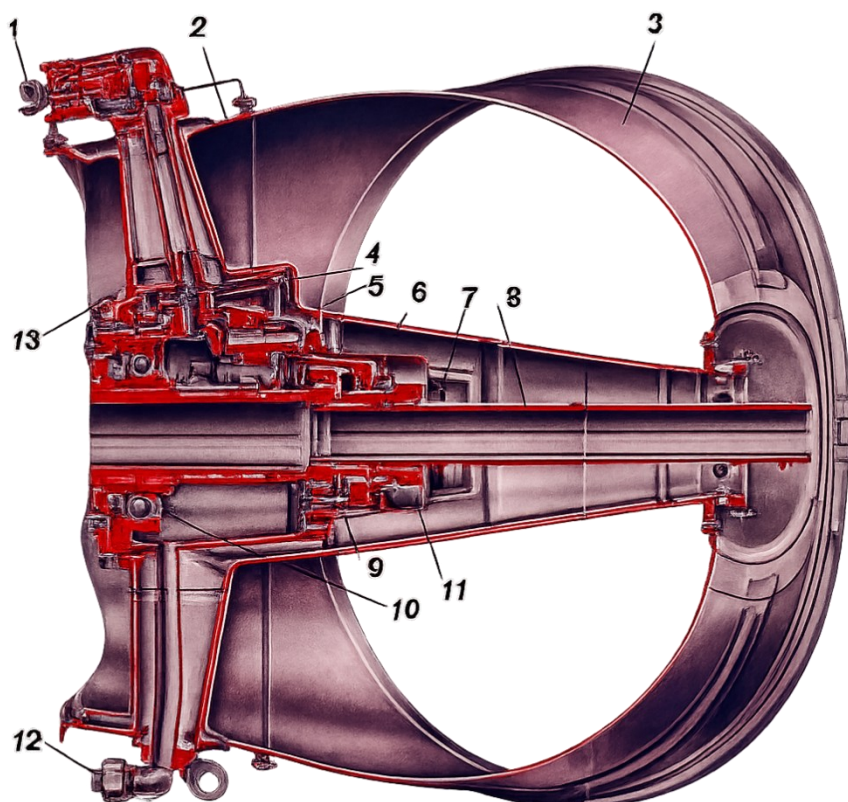
$$\eta_t = \frac{h_4^* - h_{4.5}^*}{h_4^* - h_{4.5s}^*} \quad (12)$$

3.5. Издувни систем

Издувни систем је намењен за испуштање издувних гасова ван граница мотора у атмосферу. Састоји се од кућишта четвртог и петог ослонца мотора, издувне цеви и спојне стеге, Слика 35.

Кућишта четвртог и петог носача састоје се од спољашњег кућишта, кућишта редуктора и шест подупирача кроз који пролазе водови система слободне турбине мотора. Кућиште је причвршћено за задњу прирубницу кућишта склопа статорских лопатица другог степена слободне турбине.

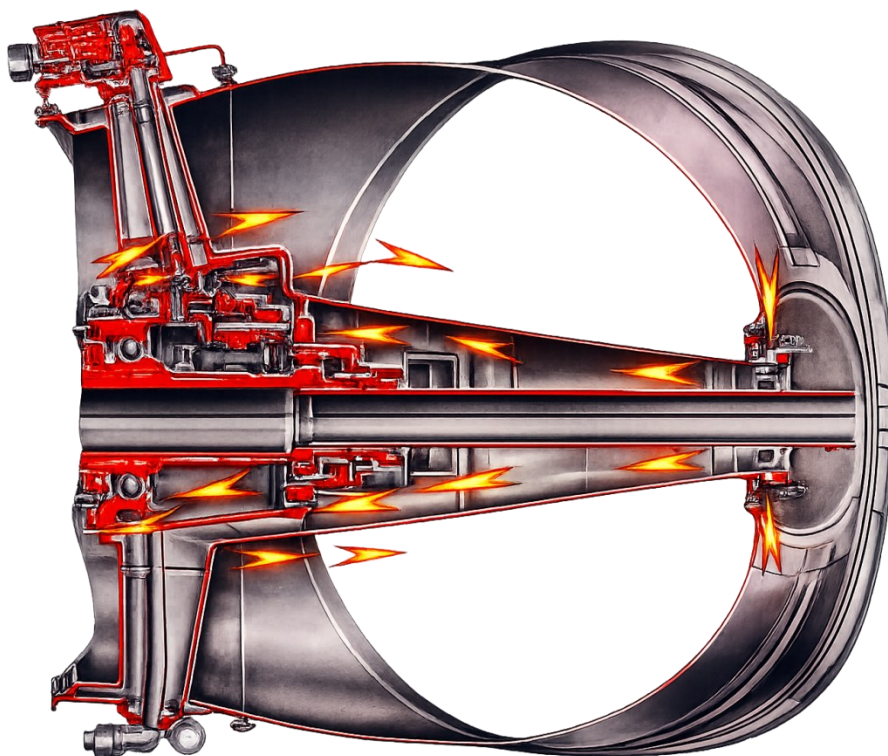
Кућиште редуктора састоји се од конуса, заштитног екрана и кућишта. У конусу су смештени сензори ДТА-10. Предвиђени су приступни отвори за монтажу сензора индукције брзине слободне турбине.



Слика 35. Издувни систем: 1 - хоризонтални погон флексибилних лопатица; 2 - спољашње кућиште четвртог и петог ослоња мотора; 3 - издувна цев; 4 - погон регулатора брзине слободне турбине (преко редуктора); 5 - кућиште редуктора; 6 - издувни штит; 7 - приступ за уградњу сензора ДТА-10; 8 - опруга; 9 - лежај петог ослоња мотора; 10 - лежај четвртог ослоња мотора; 11 - диск ротора слободне турбине; 12 - цев за одвод уља; 13 - вертикално флексибилно вратило.

Ток струјања у издувном систему обликован је тако да током рада мотора одржава област ниског притиска око централног тела на улазу у издувни колектор, Слика 36.

Та област ниског притиска користи се за проветравање и хлађење централног тела и кућишта редуктора које се у њему налази, усисавањем атмосферског ваздуха из простора главног редуктора. Ваздух затим струји преко кућишта редуктора и меша се са главним током гасова на улазу у разводник.

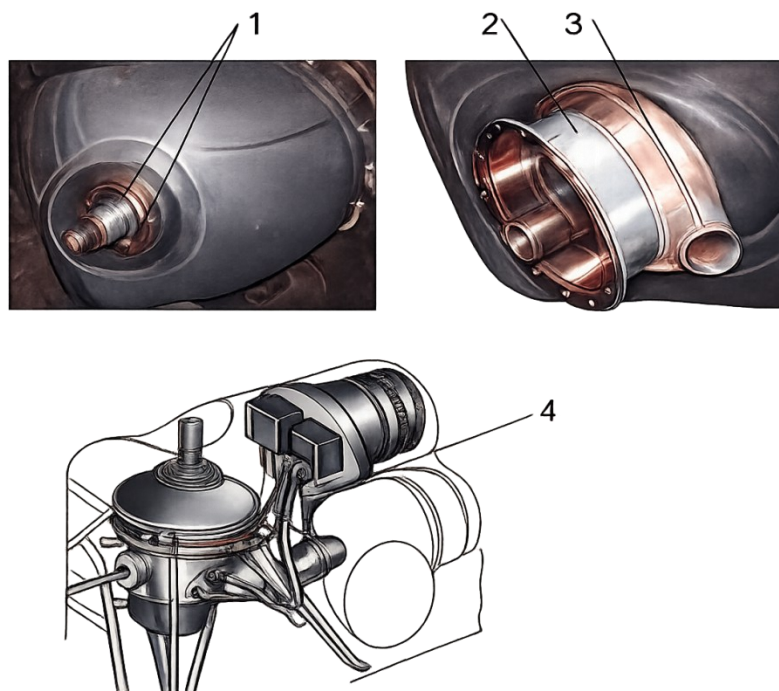


Слика 36. Хлађење кућишта редуктора и централног тела

Проток гасова се затим испушта у атмосферу под углом од 65° у односу на осу мотора, брзином од 45–55 m/s.

На спољашњој површини зида издувног колектора налазе се четири прирубнице за причвршћивање две вентилационе цеви ка шупљини другог лежаја, вентилационе цеви резервоара за уље и избацивач. Избацивач ствара потпритисак у шупљинама између редуктора и компоненти система за гориво, чиме се обезбеђује дренажа ових шупљина. По потреби, издувни систем се може накнадно опремити термичко–аеродинамичком заштитном преградом, односно издувним штитом и системом за издувно усмеравање, чиме се обезбеђује смањење топлотних губитака мотора, као и посебно хлађење издувног система.

У циљу елиминисања негативног утицаја издувног штита на систем хлађења мотора, четврти и пети ослонац мотора се принудно хладе ваздухом који се доводи из компресора кроз посебне цевоводе до радијалних отвора конуса издувног колектора, одакле се ваздух усмерава у његову унутрашњу шупљину ради хлађења ослонаца, Слика 37.



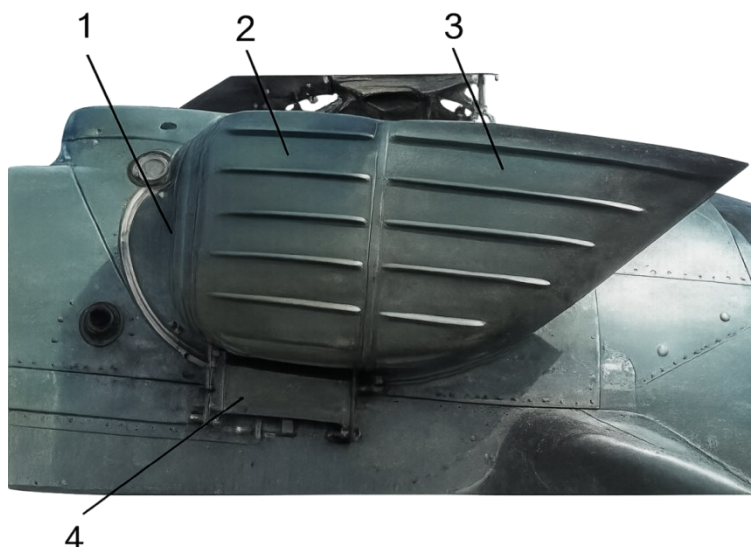
Слика 37. Хлађење склопова четвртог и петог ослоња мотора: 1 - радијални отвори за довод ваздуха у конус напајања; 2 - поклопац; 3 - цев за довод ваздуха; 4 - цев за довод ваздуха.

3.6. Издувни штит

Хеликоптер Ми-35М може бити опремљен издувним штитовима (ИШ), пројектованим да смање инфрацрвено зрачење врелих издувних канала мотора и да смање температуру издувних гасова, Слика 38. Укупна маса склопа износи 90,2 kg ($2 \times 45,1$ kg).

Издувни штит сваког мотора састоји се од два основна дела:

- унутрашњег канала кроз који струје издувни гасови мотора;
- спољашњег заштитног омотача који смањује ширење инфрацрвеног зрачења.



Слика 38. Издувни систем мотора: 1 - усисник ваздуха; 2 - предњи поклопац; 3 - задњи поклопац; 4 - пилон (носач).

Унутрашње коло, изведено као заковицама спојена конструкција од титанијумског лима, формира три канала закривљена у две равни. Сваки канал има преграде на предњој страни, међусобно повезане једном лопатицом. Лопатица и преграде усмеравају ваздух из моторног простора у простор између издувне цеви и отвора поклопца.

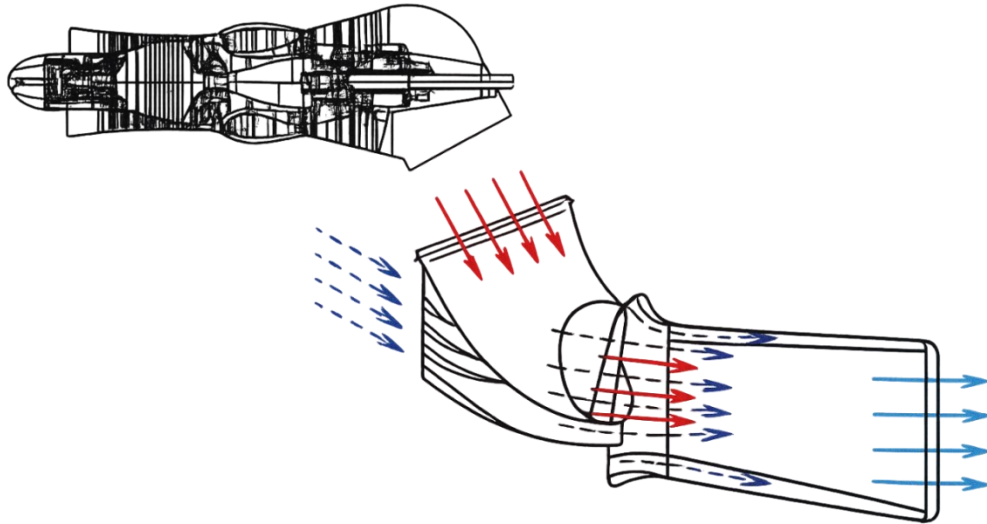
Спољашње коло, састављено од предњег и задњег кућишта, има у предњем делу усисник ваздуха са уграђеним лопатицама, који затвара унутрашњи простор издувног система (гледано са задње стране) .

Усисник ваздуха служи за довод хладног ваздуха у простор између унутрашњег и спољашњег кола.

Унутрашња површина облога пресвучена је рефлектујућим слојем који смањује топлотно оптерећење спољашњег кола издувног штита, рефлектујући термичко зрачење унутрашњег (врућег) кола.

Принцип рада издувног штита приказан је на слици 39.

Издувни гасови који улазе у унутрашње коло деле се на три тока и струје кроз канале чији се зидови хладе споља хладним ваздухом који улази у простор између унутрашњег и спољашњег кола преко усисника ваздуха. Хладни ваздух који излази кроз отворе на крајњем оквиру издувног штита меша се са издувним гасовима, чиме се смањује њихова температура.



Слика 39. Рад издувног штита

Издувни штит је причвршћен за хеликоптер на два ослонаца:

- горњи ослонац, преко две шипке на носаче монтиране на оквиру поклопца бр. 1 и на горњем поклопцу одељка редуктора;
- доњи ослонац, преко пилона на труп хеликоптера.

Посебна цев је причвршћена на унутрашњу контурну зону издувног штита и спојни зид. Ова цев повезује издувни штит са поклопцем и формира канал око издувне млазнице мотора за усисавање ваздуха из зоне иза поклопца. Цев је заштићена кућиштем од фибергласа са унутрашњим слојем алуминијумске фолије.

Ради олакшаног одржавања, издувни штит може се довести у склопљен (отворен) положај (Слика 40), уз одвајање горњих тачака причвршћења. У том положају штит се осигурава помоћу два кабла, који су причвршћени за тачке на трупу и пилону. Када се издувни штит постави на хеликоптер, његова максимална тежина мора бити смањена за 300 кг.



Слика 40. Издувни штит у склопљеном положају

4. ПРОРАЧУН РЕАЛНОГ ТЕРМОДИНАМИЧКОГ ЦИКЛУСА И ОСНОВНИХ ПЕРФОРМАНСИ МОТОРА КЛИМОВ ВК-2500-02

4.1. Улазни подаци

Параметри лета:

-висина лета: $H = 0 \text{ [m]}$

-Махов број лета: $M = 0$

Уводник:

-коэффициент обнове тоталног притиска у уводнику: $\sigma_u = 1$

Компресор:

-изентропски коэффициент корисности компресора: $\eta_k = 0,855$

-степен сабијања компресора: $\pi_k = 9,45$

Комора сагоревања:

-коэффициент потпуности сагоревања: $\sigma_g = 0,98$

-коэффициент пада тоталног притиска у комори сагоревања: $\sigma_p = 0,95$

-доња топлотна моћ горива: $H_d = 4,3 \times 10^7 \left[\frac{\text{J}}{\text{kg}} \right]$

Турбинагасогенератора:

-изентропски коэффициент корисности турбине: $\eta_{tgg} = 0,90$

-температура продуката сагоревања на улазу у турбину: $T_4^* = 1300 \text{ [K]}$

-степен ширења продуката сагоревања у турбини: $\pi_{tgg} = 3,64$

Слободна (погонска) турбина:

-изентропски коэффициент корисности турбине: $\eta_{st} = 0,90$

-степен ширења продуката сагоревања у турбини: $\pi_{st} = 2,4$

Мотор:

- масени проток ваздуха кроз мотор: $\dot{m}_v = 8,94 \left[\frac{\text{kg}}{\text{s}} \right]$

-механички коэффициент корисности мотора: $\eta_m = 0,99$

- проценат ваздуха који се одваја за хлађење елемената мотора: $\delta = 0,03$

Термодинамичке карактеристике ваздуха:

-експонент изентропе:

$$\kappa_v = 1,4$$

-специфични топлотни капацитет при $p = const$:

$$c_{pv} = 1005 \left[\frac{\text{J}}{\text{kgK}} \right]$$

-гасна константа:

$$R_v = 287 \left[\frac{\text{J}}{\text{kgK}} \right]$$

Термодинамичке карактеристике продуката сагоревања:

-експонент изентропе:

$$\kappa_g = 1,33$$

- специфични топлотни капацитет при $p = const$:

$$c_{pg} = 1150 \left[\frac{\text{J}}{\text{kgK}} \right]$$

-гасна константа:

$$R_g = 285 \left[\frac{\text{J}}{\text{kgK}} \right]$$

Параметри ваздуха на висини лета:

-температура ваздуха:

$$T = 288 \text{ [K]}$$

-притисакваздуха:

$$p = 101325 \text{ [Pa]}$$

-густина ваздуха:

$$\rho = 1,225 \left[\frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \right]$$

4.2. Прорачун термодинамичког циклуса

1 -2* Уводник

$$p_1 = p = 101325 \text{ [Pa]}$$

$$p_1 = 101325 \text{ [Pa]}$$

$$T_1 = T = 288 \text{ [K]}$$

$$T_1 = 288 \text{ [K]}$$

$$h_1 = c_{pv} T_1 \quad \text{- специфична енталпија ваздуха на улазу уводника}$$

$$h_1 = 1005 \cdot 288 \left[\frac{\text{J}}{\text{kg}} \right]$$

$$h_1 = 289440 \left[\frac{\text{J}}{\text{kg}} \right]$$

$$h_1 = 289440 \left[\frac{\text{J}}{\text{kg}} \right]$$

$$\sigma_u = \frac{p_2^*}{p_1^*} \quad \text{- коефицијент обнове тоталног притиска у уводнику}$$

$$p_2^* = \sigma_u p_1^* \quad \text{- тотални притисак ваздуха на излазу уводника}$$

$$\pi(M_1) = \frac{p_1^*}{p_1} = \left(1 + \frac{\kappa_v - 1}{2} M_1^2 \right)^{\frac{\kappa_v}{\kappa_v - 1}}, \text{ где је } M_1 = M = 0 \text{ Махов број лета}$$

$$p_1^* = p_1 \pi(M_1) = p_1 \left(1 + \frac{\kappa_v - 1}{2} M_1^2 \right)^{\frac{\kappa_v}{\kappa_v - 1}}$$

$$p_2^* = \sigma_u p_1 \pi(M_1)$$

$$p_2^* = \sigma_u p_1 \left(1 + \frac{\kappa_v - 1}{2} M_1^2 \right)^{\frac{\kappa_v}{\kappa_v - 1}}$$

$$p_2^* = 1 \cdot 101325 \cdot \left(1 + \frac{1.4 - 1}{2} 0^2 \right)^{\frac{1.4}{1.4 - 1}} \text{ [Pa]}$$

$$p_2^* = 101325 \text{ [Pa]}$$

$$p_2^* = 101325 \text{ [Pa]}$$

$$T_2^* = T_1^* = T_1 \quad \text{- тотална температура ваздуха на излазу уводника}$$

$$T_2^* = 288 \text{ [K]}$$

$$T_2^* = 288 \text{ [K]}$$

$$h_2^* = c_{pv} T_2^* \quad - \text{тотална енталпија ваздуха на излазу уводника}$$

$$h_2^* = 1005 \cdot 288 \left[\frac{\text{J}}{\text{kg}} \right]$$

$$h_2^* = 289440 \left[\frac{\text{J}}{\text{kg}} \right]$$

$$h_2^* = 289440 \left[\frac{\text{J}}{\text{kg}} \right]$$

$$\Delta h_{1-2}^* = h_2^* - h_1 \quad - \text{промена енталпије ваздуха у уводнику}$$

$$\Delta h_{1-2}^* = c_{pv} T_2^* - c_{pv} T_1$$

$$\Delta h_{1-2}^* = c_{pv} (T_2^* - T_1)$$

$$\Delta h_{1-2}^* = 0 \left[\frac{\text{J}}{\text{kg}} \right]$$

$$\Delta h_{1-2}^* = 0 \left[\frac{\text{J}}{\text{kg}} \right]$$

$$\Delta s_{1-2}^* = c_{pv} \ln \left(\frac{T_2^*}{T_1} \right) - R_v \ln \left(\frac{p_2^*}{p_1} \right) \quad - \text{промена ентропије ваздуха у уводнику}$$

$$\Delta s_{1-2}^* = 1005 \cdot \ln \left(\frac{288}{288} \right) - 287 \cdot \ln \left(\frac{101325}{101325} \right)$$

$$\Delta s_{1-2}^* = 0 \left[\frac{\text{J}}{\text{kgK}} \right]$$

$$\Delta s_{1-2}^* = 0 \left[\frac{\text{J}}{\text{kgK}} \right]$$

$$\pi_u = \frac{p_2^*}{p_1} \quad - \text{степен сабијања ваздуха у уводнику}$$

$$\pi_u = \frac{101325}{101325}$$

$$\pi_u = 1$$

$$\pi_u = 1$$

$$\tau_u = \frac{T_2^*}{T_1} \quad - \text{степен загревања ваздуха у уводнику}$$

$$\tau_u = \frac{288}{288}$$

$$\tau_u = 1$$

$$\tau_u = 1$$

2* - 3* Компресор

$\pi_k = 9,45$ - степен сабијања ваздуха у компресору

$$\pi_k = \frac{p_3^*}{p_2^*}$$

$p_3^* = \pi_k p_2^*$ - тотални притисак ваздуха на излазу компресора

$$p_3^* = 9,45 \cdot 101325 \text{ [Pa]}$$

$$p_3^* = 957521,25 \text{ [Pa]}$$

$$p_3^* = 957521,25 \text{ [Pa]}$$

$$T_3^* = T_2^* \left(1 + \frac{\pi_k^{\frac{\kappa_v - 1}{\kappa_v}} - 1}{\eta_k} \right) \quad - \text{тотална температура ваздуха на излазу компресора}$$

$$T_3^* = 288 \cdot \left(1 + \frac{9,45^{\frac{1,4 - 1}{1,4}} - 1}{0,855} \right) \text{ [K]}$$

$$T_3^* = 591,071 \text{ [K]}$$

$$T_3^* = 591,071 \text{ [K]}$$

$h_3^* = c_{pv} T_3^*$ - тотална енталпија ваздуха на излазу компресора

$$h_3^* = 1005 \cdot 591,071 \left[\frac{\text{J}}{\text{kg}} \right]$$

$$h_3^* = 594026,608 \left[\frac{\text{J}}{\text{kg}} \right]$$

$$h_3^* = 594026,608 \left[\frac{\text{J}}{\text{kg}} \right]$$

$\Delta h_{2^*-3^*} = h_3^* - h_2^*$ -промена енталпије ваздуха у компресору

$$\Delta h_{2^*-3^*} = 594026,608 - 289440 \left[\frac{\text{J}}{\text{kg}} \right]$$

$$\Delta h_{2^*-3^*} = 304586,608 \left[\frac{\text{J}}{\text{kg}} \right]$$

$$\Delta h_{2^*-3^*} = 304586,608 \left[\frac{\text{J}}{\text{kg}} \right]$$

$\Delta s_{2^*-3^*} = c_{pv} \ln \left(\frac{T_3^*}{T_2^*} \right) - R_v \ln \left(\frac{p_3^*}{p_2^*} \right)$ - промена ентропије ваздуха у компресору

$$\Delta s_{2^*-3^*} = 1005 \cdot \ln\left(\frac{591,071}{288}\right) - 287 \cdot \ln\left(\frac{957521,25}{101325}\right) \left[\frac{\text{J}}{\text{kgK}} \right]$$

$$\Delta s_{2^*-3^*} = 77,965 \left[\frac{\text{J}}{\text{kgK}} \right]$$

$$\Delta s_{2^*-3^*} = 77,965 \left[\frac{\text{J}}{\text{kgK}} \right]$$

$$\pi_k = 9,45 \quad - \text{ степен сабијања ваздуха у компресору}$$

$$\pi_k = 9,45$$

$$\tau_k = \frac{T_3^*}{T_2^*} \quad - \text{ степен загревања ваздуха у компресору}$$

$$\tau_k = \frac{591,071}{288}$$

$$\tau_k = 2,052$$

$$\tau_k = 2,052$$

$$w_k = \Delta h_{2^*-3^*} \quad - \text{ специфичан рад компресора}$$

$$w_k = 304586,608 \left[\frac{\text{J}}{\text{kg}} \right]$$

$$w_k = 304586,608 \left[\frac{\text{J}}{\text{kg}} \right]$$

$$P_k = \dot{m}_v w_k \quad - \text{ снага компресора}$$

$$P_k = 8,94 \cdot 304586,608 \text{ [W]}$$

$$P_k = 2723004,277 \text{ [W]}$$

$$P_k = 2723,00 \text{ [kW]}$$

$$P_k = 2723,00 \text{ [kW]}$$

3*-4* Комора сагоревања

$$\sigma_p = \frac{p_4^*}{p_3^*} \quad - \text{ коефицијент пада тоталног притиска у комори сагоревања}$$

$$p_4^* = \sigma_p p_3^* \quad - \text{ тотални притисак продуката сагоревања на излазу коморе сагоревања}$$

$$p_4^* = 0,95 \cdot 957521,25 \text{ [Pa]}$$

$$p_4^* = 909645,188 \text{ [Pa]}$$

$$p_4^* = 909645,188 \text{ [Pa]}$$

$$T_4^* = 1300 \text{ [K]} \quad - \text{ тотална температура продуката сагоревања на улазу турбине гасогенератора}$$

$$T_4^* = 1300 \text{ [K]}$$

$$h_4^* = c_{pg} T_4^* \quad - \text{ тотална енталпија продуката сагоревања на излазу коморе сагоревања}$$

$$h_4^* = 1150 \cdot 1300 \left[\frac{\text{J}}{\text{kg}} \right]$$

$$h_4^* = 1495000 \left[\frac{\text{J}}{\text{kg}} \right]$$

$$h_4^* = 1495000 \left[\frac{\text{J}}{\text{kg}} \right]$$

$$\Delta h_{3^*-4^*} = h_4^* - h_3^* \quad - \text{ промена енталпије продуката сагоревања у комори сагоревања}$$

$$\Delta h_{3^*-4^*} = 1495000 - 594026,608 \left[\frac{\text{J}}{\text{kg}} \right]$$

$$\Delta h_{3^*-4^*} = 900973,392 \left[\frac{\text{J}}{\text{kg}} \right]$$

$$\Delta h_{3^*-4^*} = 900973,392 \left[\frac{\text{J}}{\text{kg}} \right]$$

$$\Delta s_{3^*-4^*} = c_{pg} \ln \left(\frac{T_4^*}{T_3^*} \right) - R_g \ln \left(\frac{p_4^*}{p_3^*} \right) \quad - \text{ промена ентропије продуката сагоревања у комори сагоревања}$$

$$\Delta s_{3^*-4^*} = 1150 \cdot \ln \left(\frac{1300}{591,071} \right) - 285 \cdot \ln \left(\frac{909645,188}{957521,25} \right) \left[\frac{\text{J}}{\text{kgK}} \right]$$

$$\Delta s_{3^*-4^*} = 921,029 \left[\frac{\text{J}}{\text{kgK}} \right]$$

$$\Delta s_{3^*-4^*} = 921,029 \left[\frac{\text{J}}{\text{kgK}} \right]$$

$$\Theta = \frac{T_4^*}{T_1} \quad - \text{максимални степен загревања у мотору (циклусу)}$$

$$\Theta = \frac{1300}{288}$$

$$\Theta = 4,514$$

$$\Theta = 4,514$$

$$q = \frac{\dot{m}_G}{\dot{m}_v} \quad - \text{однос мешања горива и ваздуха}$$

$\dot{m}_G$ - масени проток горива

$\dot{m}_v$ - масени проток ваздуха

$$q = \frac{c_{pg}T_4^* - c_{pv}T_3^*}{H_d\sigma_g - c_{pg}T_4^*}$$

$$q = \frac{1150 \cdot 1300 - 1005 \cdot 591,071}{4,3 \cdot 10^7 \cdot 0,98 - 1150 \cdot 1300}$$

$$q = 0,022$$

$$q = 0,022$$

4* - 4.5* Турбина компресора

$$\pi_{tgg} = 3,64 \quad - \text{степен ширења продуката сагоревања у турбини компресора}$$

$$p_{4.5}^* = \frac{p_4^*}{\pi_{tgg}}$$

$$p_{4.5}^* = \frac{909645,188}{3,64} \text{ [Pa]}$$

$$p_{4.5}^* = 249902,524 \text{ [Pa]}$$

$$p_{4.5}^* = 249902,524 \text{ [Pa]}$$

$$T_{4.5}^* = T_4^* \left(1 - \left(1 - \frac{1}{\pi_{tgg}^{\frac{\kappa_g}{\kappa_g - 1}}} \right) \eta_{tgg} \right)$$

$$T_{4.5}^* = 1300 \left(1 - \left(1 - \frac{1}{3,64^{\frac{1,33}{1,33 - 1}}} \right) 0,9 \right) \text{ [K]}$$

$$T_{4.5}^* = 979,112 \text{ [K]}$$

$$T_{4.5}^* = 979,112 \text{ [K]}$$

$$h_{4.5}^* = c_{pg} T_{4.5}^* \quad - \text{тотална енталпија продуката сагоревања на излазу турбине компресора}$$

$$h_{4.5}^* = 1150 \cdot 979,112 \left[\frac{\text{J}}{\text{kg}} \right]$$

$$h_{4.5}^* = 1125979,338 \left[\frac{\text{J}}{\text{kg}} \right]$$

$$h_{4.5}^* = 1125979,338 \left[\frac{\text{J}}{\text{kg}} \right]$$

$$\Delta h_{4^* - 4.5^*} = h_4^* - h_{4.5}^* \quad - \text{промена енталпије продуката сагоревања у турбини компресора}$$

$$\Delta h_{4^* - 4.5^*} = 1495000 - 1125979,338 \left[\frac{\text{J}}{\text{kg}} \right]$$

$$\Delta h_{4^* - 4.5^*} = 369020,662 \left[\frac{\text{J}}{\text{kg}} \right]$$

$$\Delta h_{4^* - 4.5^*} = 369020,662 \left[\frac{\text{J}}{\text{kg}} \right]$$

$\Delta s_{4^*-4.5^*} = c_{pg} \ln\left(\frac{T_{4.5}^*}{T_4^*}\right) - R_g \ln\left(\frac{p_{4.5}^*}{p_4^*}\right)$ -промена ентропије продуката сагоревања у турбини компресора

$$\Delta s_{4^*-4.5^*} = 1150 \cdot \ln\left(\frac{979,112}{1300}\right) - 285 \cdot \ln\left(\frac{249902,524}{909645,188}\right) \left[\frac{\text{J}}{\text{kgK}} \right]$$

$$\Delta s_{4^*-4.5^*} = 42,221 \left[\frac{\text{J}}{\text{kgK}} \right]$$

$$\Delta s_{4^*-4.5^*} = 42,221 \left[\frac{\text{J}}{\text{kgK}} \right]$$

$\tau_{igg} = \frac{T_4^*}{T_{4.5}^*}$ - степен загревања у турбини компресора неопходан за погон компресора

$$\tau_{igg} = \frac{1300}{979,112}$$

$$\tau_{igg} = 1,328$$

$$\tau_{igg} = 1,328$$

$w_{igg} = \Delta h_{4^*-4.5^*}$ - специфичан рад турбине компресора

$$w_{igg} = 369020,662 \left[\frac{\text{J}}{\text{kg}} \right]$$

$$w_{igg} = 369020,662 \left[\frac{\text{J}}{\text{kg}} \right]$$

$P_{igg} = \dot{m}_v (1+q)(1-\delta) w_{igg}$ - снага турбине компресора

$$P_{igg} = 8,94 \cdot (1+0,022) \cdot (1-0,03) \cdot 369020,662 \text{ [W]}$$

$$P_{igg} = 3271009,066 \text{ [W]}$$

$$P_{igg} = 3271009,066 \text{ [W]}$$

$$P_{igg} = 3271,01 \text{ [kW]}$$

$$P_{igg} = 3271,01 \text{ [kW]}$$

4.5* - 5* Слободна (погонска) турбина

$\eta_{st} = 0,9$ - механички коефицијент корисности погонске турбине

$\pi_{st} = 2,4$ - степен ширења продуката сагоревања у погонској турбини

$$\pi_{st} = \frac{p_{4.5}^*}{p_5^*}$$

$p_5^* = \frac{p_{4.5}^*}{\pi_{st}}$ - тотални притисак продуката сагоревања на излазу погонске турбине

$$p_5^* = \frac{249902,524}{2,4} \text{ [Pa]}$$

$$p_5^* = 104126,052 \text{ [Pa]}$$

$$p_5^* = 104126,052 \text{ [Pa]}$$

$T_5^* = T_{4.5}^* \left[1 - \eta_{st} \left(1 - \frac{1}{\frac{\kappa_{ps}-1}{\pi_{st}^{\kappa_{ps}}}} \right) \right]$ - тотална температура продуката сагоревања на излазу погонске турбине

$$T_5^* = 979,112 \cdot \left[1 - 0,9 \cdot \left(1 - \frac{1}{2,4^{\frac{1,33-1}{1,33}}} \right) \right] \text{ [K]}$$

$$T_5^* = 807,059 \text{ [K]}$$

$$T_5^* = 807,059 \text{ [K]}$$

$h_5^* = c_{pps} T_5^*$ - тотална специфична енталпија продуката сагоревања на излазу погонске турбине

$$h_5^* = 1150 \cdot 807,059 \left[\frac{\text{J}}{\text{kg}} \right]$$

$$h_5^* = 928118,284 \left[\frac{\text{J}}{\text{kg}} \right]$$

$$h_5^* = 928118,284 \left[\frac{\text{J}}{\text{kg}} \right]$$

$\Delta h_{4.5^*-5^*} = h_{4.5}^* - h_5^*$ - промена енталпије продуката сагоревања у погонској турбини

$$\Delta h_{4.5^*-5^*} = 1125979,338 - 928118,284 \left[\frac{\text{J}}{\text{kg}} \right]$$

$$\Delta h_{4.5^*-5^*} = 197861,054 \left[\frac{\text{J}}{\text{kg}} \right]$$

$$\Delta h_{4.5^*-5^*} = 197861,054 \left[\frac{\text{J}}{\text{kg}} \right]$$

$\Delta s_{4.5^*-5^*} = c_{pps} \ln \left(\frac{T_5^*}{T_{4.5}^*} \right) - R_{ps} \ln \left(\frac{p_5^*}{p_{4.5}^*} \right)$ - промена ентропије продуката сагоревања у погонској турбини

$$\Delta s_{4.5^*-5^*} = 1150 \cdot \ln \left(\frac{807,059}{979,112} \right) - 285 \cdot \ln \left(\frac{104126,052}{249902,524} \right) \left[\frac{\text{J}}{\text{kgK}} \right]$$

$$\Delta s_{4.5^*-5^*} = 27,272 \left[\frac{\text{J}}{\text{kgK}} \right]$$

$$\Delta s_{4.5^*-5^*} = 27,272 \left[\frac{\text{J}}{\text{kgK}} \right]$$

$$\tau_{st} = \frac{T_{4.5}^*}{T_5^*} - \text{степен загревања продукта сагоревања у погонској турбини}$$

$$\tau_{st} = \frac{979,112}{807,059}$$

$$\tau_{st} = 1,213$$

$$\tau_{st} = 1,213$$

$$w_{st} = \Delta h_{4.5^*-5^*} - \text{специфични рад турбине}$$

$$w_{st} = 197861,054 \left[\frac{\text{J}}{\text{kg}} \right]$$

$$w_{st} = 197861,054 \left[\frac{\text{J}}{\text{kg}} \right]$$

$$P_{st} = \dot{m}_v(1 + q)(1 - \delta)w_{st} - \text{снага погонске турбине}$$

$$P_{st} = 8,94 \cdot (1 + 0,022) \cdot (1 - 0,03) \cdot 197861,054 \text{ [W]}$$

$$P_{st} = 1753845,694 \text{ [W]}$$

$$P_{st} = 1753845,694 \text{ [W]}$$

$$P_{st} = 1753,846 \text{ [kW]}$$

$$P_{st} = 1753,846 \text{ [kW]}$$

4.3. Прорачун основних перформанси мотора

$P = \dot{m}_v(1 + q)(1 - \delta)\eta_m w_{st}$ - снага мотора за погон ротора хеликоптера

$$P = 8,94 \cdot (1 + 0,022) \cdot (1 - 0,03) \cdot 0,99 \cdot 197861,054 \text{ [W]}$$

$$P = 1736307,23 \text{ [W]}$$

$$P = 1736,307 \text{ [kW]}$$

$$P = 1736,307 \text{ [kW]}$$

$$P = 2361,3778 \text{ [KS]}$$

$$P = 2361,3778 \text{ [KS]}$$

$P_{sp} = \frac{P}{\dot{m}_v}$ - специфична снага мотора

$$P_{sp} = \frac{1736,307}{8,94} \left[\frac{\text{kWs}}{\text{kg}} \right]$$

$$P_{sp} = 194,218 \left[\frac{\text{kWs}}{\text{kg}} \right]$$

$$P_{sp} = 194,218 \left[\frac{\text{kWs}}{\text{kg}} \right]$$

$\dot{m}_g = q\dot{m}_v$ – масени проток горива

$$\dot{m}_g = 0,022 \cdot 8,94 \left[\frac{\text{kg}}{\text{s}} \right]$$

$$\dot{m}_g = 0,198 \left[\frac{\text{kg}}{\text{s}} \right]$$

$$\dot{m}_g = 0,198 \left[\frac{\text{kg}}{\text{s}} \right]$$

$c_{sp} = 3600 \frac{\dot{m}_g}{P}$ - специфична потрошња горива

$$c_{sp} = 3600 \frac{0,198}{2361,3778} \left[\frac{\text{kg}}{\text{KSh}} \right]$$

$$c_{sp} = 0,302 \left[\frac{\text{kg}}{\text{KSh}} \right]$$

$$c_{sp} = 0,302 \left[\frac{\text{kg}}{\text{KSh}} \right]$$

$\eta_t = \frac{P}{\dot{m}_g H_d}$ – термодинамички степен корисности мотора

$$\eta_t = \frac{1736307,23}{0,198 \cdot 4,3 \cdot 10^7}$$

$$\eta_t = 0,2038$$

$$\eta_t = 0,2038$$

4.4. Циклус рада мотора у h-s дијаграму

Координатата тачака у h-s дијаграму:

- линије константних притисака:

$$p_1 = 101325 \text{ [Pa]}$$

$$p_2^* = 101325 \text{ [Pa]}$$

$$p_3^* = 957521,25 \text{ [Pa]}$$

$$p_4^* = 909645,188 \text{ [Pa]}$$

$$p_{4.5}^* = 249902,524 \text{ [Pa]}$$

$$p_5^* = 104126,052 \text{ [Pa]}$$

- енталпија:

$$h_1 = 289440 \left[\frac{\text{J}}{\text{kg}} \right]$$

$$h_2^* = 289440 \left[\frac{\text{J}}{\text{kg}} \right]$$

$$h_3^* = 594026,608 \left[\frac{\text{J}}{\text{kg}} \right]$$

$$h_4^* = 1495000 \left[\frac{\text{J}}{\text{kg}} \right]$$

$$h_{4.5}^* = 1125979,338 \left[\frac{\text{J}}{\text{kg}} \right]$$

$$h_5^* = 928118,284 \left[\frac{\text{J}}{\text{kg}} \right]$$

- промене ентропије:

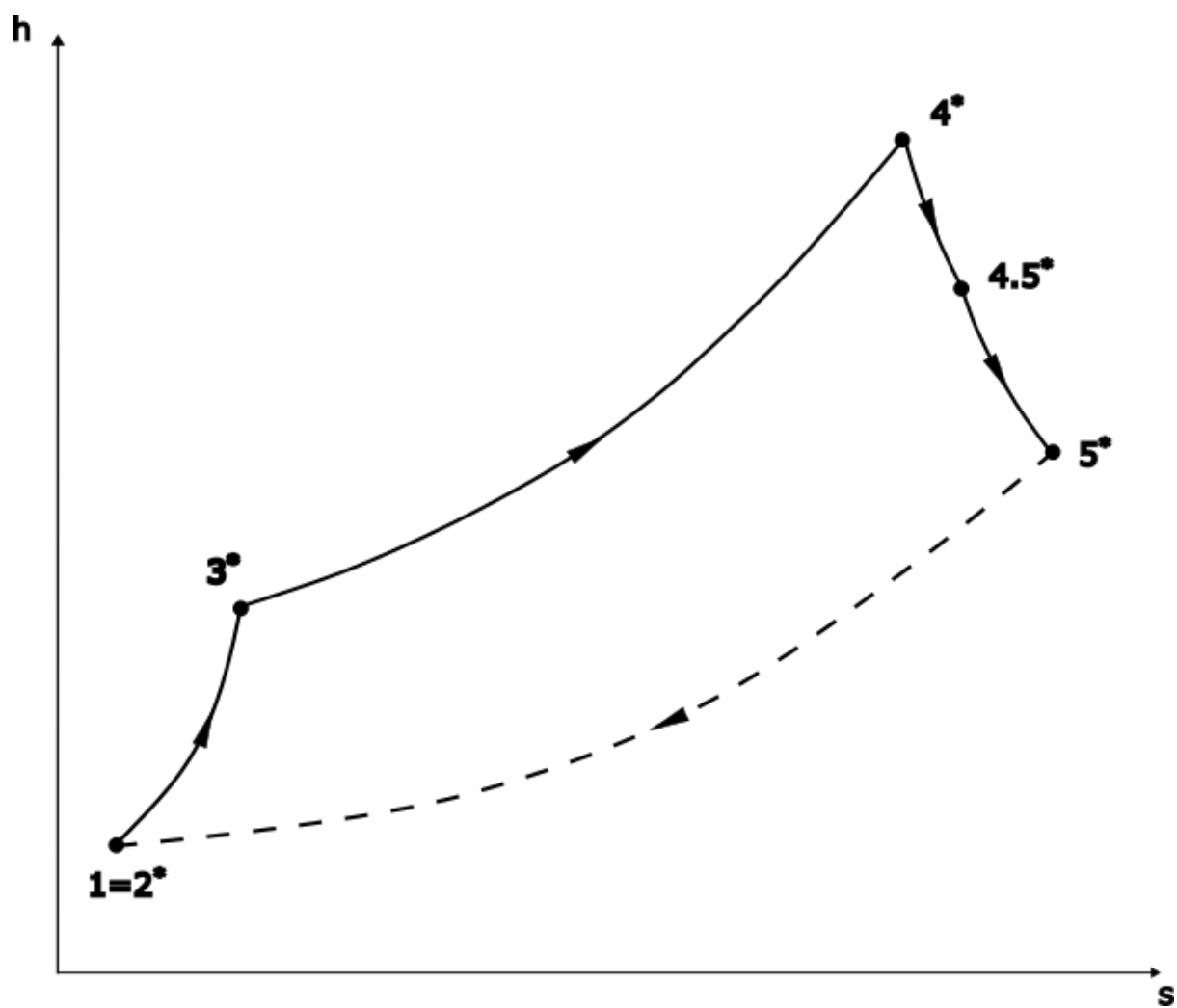
$$\Delta s_{1-2^*} = 0 \left[\frac{\text{J}}{\text{kgK}} \right]$$

$$\Delta s_{2^*-3^*} = 77,965 \left[\frac{\text{J}}{\text{kgK}} \right]$$

$$\Delta s_{3^*-4^*} = 921,029 \left[\frac{\text{J}}{\text{kgK}} \right]$$

$$\Delta s_{4^*-4.5^*} = 42,221 \left[\frac{\text{J}}{\text{kgK}} \right]$$

$$\Delta s_{4.5^*-5^*} = 27,272 \left[\frac{\text{J}}{\text{kgK}} \right]$$



Слика 41. Циклус рада мотора у h - s дијаграму

5. ЗАКЉУЧАК

Турбовратилни мотор Климов ВК-2500-02 представља један од најзначајнијих погонских система савремених хеликоптера породице Ми-24/Ми-35. Кроз анализу конструкције мотора и његових основних склопова приказано је да су примењена техничка решења усмерена ка постизању високе поузданости, стабилности рада и добрих експлоатационих карактеристика у широком опсегу режима рада и услова окружења.

На основу термодинамичког прорачуна мотора омогућено је одређивање основних параметара радног процеса, односно температура и притисака радне материје у карактеристичним пресецима мотора, термодинамичких величина стања и процеса, као и процена укупних перформанси мотора. Применом дефинисаних физичко-математичких модела појединачних енергетских елемената пропульзивног кола и услова сагласности рада свих компоненти, добијене су вредности које реално описују рад мотора у експлоатацији.

Прорачун показује да овакав приступ представља ефикасан и релативно брз инжењерски алат за добијање параметара реда величине стварних вредности, без потребе за сложеним нумеричким моделима и експерименталним испитивањима. Иако добијени резултати не могу у потпуности заменити детаљне прорачуне и испитивања на мотору, они омогућавају добру процену перформанси и понашања мотора у различитим режимима рада. Управо због тога овакви прорачуни имају велики значај у почетним фазама анализе и пројектовања гасотурбинских мотора, као и у образовне и истраживачке сврхе.

Анализом је потврђено да мотор Климов ВК-2500-02 захваљујући савременим конструктивним решењима, дигиталном систему управљања и ефикасном систему хлађења, обезбеђује висок степен поузданости и задовољава захтеве савремене хеликоптерске авијације. Посебно су значајна решења која се односе на варијабилне лопатице компресора, модуларну конструкцију мотора и системе хлађења турбинских склопова, јер директно утичу на стабилност рада, повећање ресурса и могућност рада у сложеним метео и климатским условима, дању и ноћу.

На основу свега приказаног може се закључити да су прорачун и анализа конструктивног решења мотора Климов ВК-2500-02 успешно повезали теоријске основе рада турбовратилних мотора са практичним инжењерским приступом анализи реалног мотора, чиме су остварени циљеви овог мастер рада.

6. ЛИТЕРАТУРА

1. В. Фотев, *Ваздухопловни пропелзори*, Машински факултет Београд, 2011.
2. P. G. Hill, C. R. Peterson, *Mechanics and Thermodynamics of Propulsion*, Pearson, 1991.
3. G. C. Oates, *Aerothermodynamics of Gas Turbine and Rocket Propulsion*, AIAA, 1997.
4. J. D. Mattingly , W. H. Heiser, D. T. Pratt, *Aircraft Engine Design*, AIAA, 2002.
5. J. Kurzke, I. Halliwell, *Propulsion and Power*, Springer, 2018.
6. <https://klimov.ru/>