



# VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

## FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

## ÚSTAV AUTOMOBILNÍHO A DOPRAVNÍHO INŽENÝRSTVÍ

INSTITUTE OF AUTOMOTIVE ENGINEERING

## SIMULAČNÍ MODEL LETECKÉHO PÍSTOVÉHO SPALOVACÍHO MOTORU

SIMULATION MODEL OF AN AIRCRAFT INTERNAL COMBUSTION PISTON ENGINE

### DIPLOMOVÁ PRÁCE

MASTER'S THESIS

### AUTOR PRÁCE

AUTHOR

Bc. Petr Olšovský

### VEDOUCÍ PRÁCE

SUPERVISOR

Ing. David Svída, Ph.D.

BRNO 2018

# Zadání diplomové práce

Ústav:	Ústav automobilního a dopravního inženýrství
Student:	<b>Bc. Petr Olšovský</b>
Studijní program:	Strojní inženýrství
Studijní obor:	Automobilní a dopravní inženýrství
Vedoucí práce:	<b>Ing. David Svída, Ph.D.</b>
Akademický rok:	2017/18

Ředitel ústavu Vám v souladu se zákonem č.111/1998 o vysokých školách a se Studijním a zkušebním řádem VUT v Brně určuje následující téma diplomové práce:

## **Simulační model leteckého pístového spalovacího motoru**

### **Stručná charakteristika problematiky úkolu:**

Navržení a sestavení matematického výpočtového modelu spalovacího motoru simulující jeho provozní parametry. Výpočtový model musí být schopen pracovat v reálném čase.

### **Cíle diplomové práce:**

Provést rozbor provozních podmínek pístových leteckých motorů. Pro zadaný letecký motor sestavit v dostupném simulačním prostředí jeho termodynamický model a na jeho základě potom sestavit zjednodušený matematický model simulující jeho provozní parametry v reálném čase. Jako programovací jazyk musí být použito Labview, nebo C, případně kombinace obou.

### **Seznam doporučené literatury:**

HEYWOOD, J. B. Internal Combustion Engine Fundamentals. 1st edition. New York: McGraw-Hill, 1988. 930 s. ISBN 0-07-028637-X.

STONE, R. Introduction to Internal Combustion Engines. Fourth Edition. Houndmills: Palgrave Macmillan, 2012. 516 s. ISBN 978-1-137-02829-7.

MTZ Motorentechnische Zeitschrift. Wiesbaden: Springer Wieweg | Springer Fachmedien Weisbaden GmbH, 1939-. ISSN 0024-8525.

FERGUSON, Colin R., KIRKPATRICK, Allan T. Internal combustion engines: applied thermosciences. Third. United Kingdom: John Wiley, 2016. ISBN 978-1-118-53331-4.

CATON, J. A. An introduction to thermodynamic cycle simulations for internal combustion engines. The Atrium, Southern Gates, Chichester, West Sussex, United Kingdom: John Wiley, 2016. ISBN 978-111-9037-569.

Termín odevzdání diplomové práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2017/18

V Brně, dne

L. S.

---

prof. Ing. Václav Píštěk, DrSc.  
ředitel ústavu

---

doc. Ing. Jaroslav Katolický, Ph.D.  
děkan fakulty

## ABSTRAKT

Tato diplomová práce se zabývá tvorbou real-time simulace leteckého pístového spalovacího motoru se zaměřením na zahřívání a chlazení válců. Součástí práce je stručný rozbor charakteristik leteckých motorů a výčet jejich rozdílů s motory automobilními. Následuje popis provozních podmínek letadel, jejich vliv na výkonové parametry motoru a popis samotné real-time simulace. Na závěr jsou předloženy a zhodnoceny výsledky simulací.

## KLÍČOVÁ SLOVA

letecký motor, provozní podmínky, výkon, real-time simulace, zahřívání, chlazení

## ABSTRACT

This master's thesis deals with creating a real-time simulation model of an aircraft piston engine with emphasis on heating and cooling of the engine cylinders. First part of this thesis focuses on characteristics of aircraft engines and differences with regular automotive engines. The next chapter describes the dependence of engine parameters on atmospheric conditions. The description of the real-time model itself follows next. The results of the simulation model are presented and analysed at the end of this thesis.

## KEYWORDS

aircraft engine, atmospheric conditions, power, real-time simulation, heating, cooling

## BIBLIOGRAFICKÁ CITACE

OLŠOVSKÝ, P. *Simulační model leteckého pístového spalovacího motoru*. Brno, 2018. Diplomová práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Ústav automobilního a dopravního inženýrství. 61 s. Vedoucí diplomové práce David Svída.



## ČESTNÉ PROHLÁŠENÍ

Prohlašuji, že tato práce je mým původním dílem, zpracoval jsem ji samostatně pod vedením Ing. Davida Svídy, Ph.D. a s použitím literatury uvedené v seznamu.

V Brně dne 25. května 2018

.....

Petr Olšovský

## PODĚKOVÁNÍ

Tímto bych rád poděkoval své rodině a přátelům za podporu a trpělivost během studia. Také bych chtěl poděkovat panu Ing. Davidu Svídovi, Ph.D. za pomoc s odbornou i formální stránkou této diplomové práce.

## OBSAH

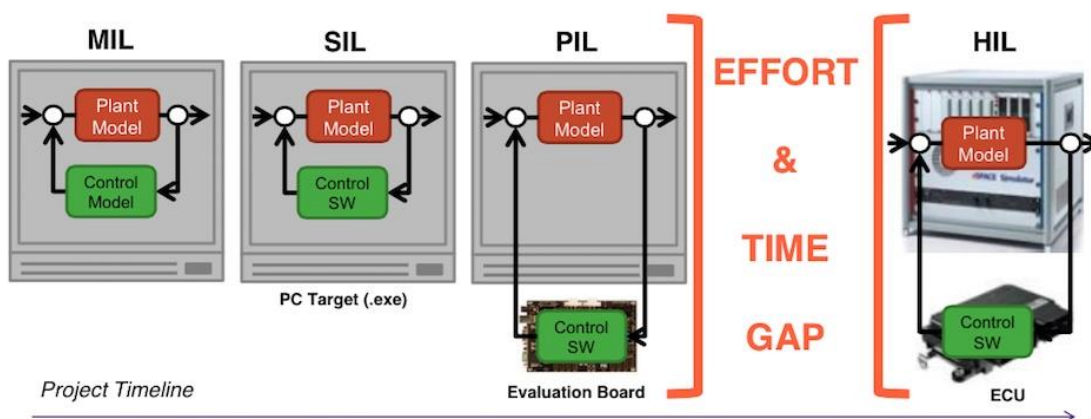
Úvod .....	9
1 Letadlové motory.....	10
1.1 Reakční motory.....	10
1.2 Pístové motory .....	11
1.2.1 Požadavky na pístové motory.....	12
1.2.2 Rozdělení a popis pístových motorů .....	13
2 Popis simulačního modelu.....	22
2.1 Simulovaný motor.....	22
2.2 Provozní podmínky motoru a vliv na výkonové parametry.....	23
2.2.1 Vliv nadmořské výšky na teplotu vzduchu .....	23
2.2.2 Vliv nadmořské výšky na tlak vzduchu.....	24
2.2.3 Výkon a přenos tepla do válců .....	24
2.3 Real-time model zahřívání válců a průběhu letu .....	28
2.3.1 Struktura real-time modelu.....	28
2.3.2 Zahřívání válců (subVI).....	29
2.3.3 Průběh letu (hlavní VI).....	36
3 Výsledky simulačního modelu .....	48
3.1 Přímý let.....	49
3.2 Stoupání .....	52
Závěr.....	54
Seznam použitých zkratk a symbolů .....	59

## ÚVOD

Po většinu historie leteckých pístových motorů byly k pohonu letadel přednostně využívány motory zážehové spalující letecký benzín. Důvodem byla jejich menší velikost, nižší hmotnost a cena (která se projevila především na palivovém systému) a také plynulejší chod (nižší pevnostní nároky na vrtuli). Poslední dobou se však začíná vývoj stále více soustředit na vznětové motory spalující letecký petrolej. Motivací je především značně nižší cena leteckého petroleje, která v kombinaci s téměř poloviční spotřebou dokáže ospravedlnit vyšší pořizovací náklady. Vznětové motory navíc značně těží z pokroků v oblastech přepřínování a palivových systémů [1] [2].

Důležitou součástí vývoje motoru je i vývoj jeho řídicího systému. Aby se při jeho testování nemuselo čekat na hotový motor, testuje se na digitální reprezentaci motoru. Těmito postupům se říká *in-the-loop* testování a liší se od sebe především rozdílnými reprezentacemi řídicího systému v různých fázích jeho vývoje. Konkrétně se jedná o přístupy *model/software/processor/hardware-in-the-loop*. Ve všech případech se testuje na již zmíněném modelu motoru, tzv. *plant modelu*. Úkolem této práce je vytvořit část tohoto modelu se zaměřením na zahřívání válců během provozu motoru [3].

Jelikož se letadlové motory od automobilových poněkud liší jejich konstrukcí a parametry, je součástí této práce i řešení zabývající se těmito aspekty.



Obr. 1 Schéma principů testování *model/software/processor/hardware-in-the-loop* [3]

# 1 LETADLOVÉ MOTORY

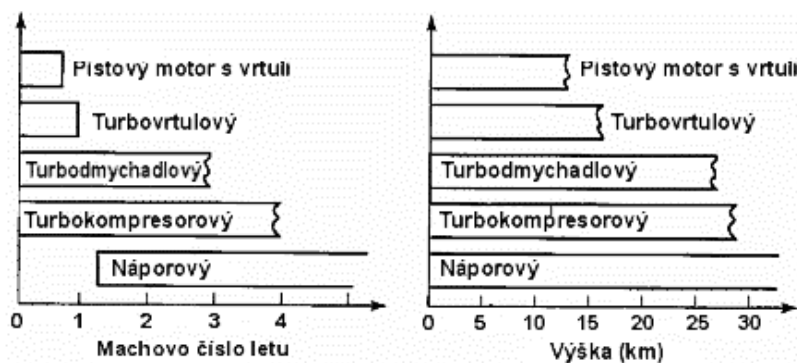
S výjimkou elektromotorů využívají všechny typy letadlových pohonů tepelné motory. Tyto motory přeměňují chemickou energii paliva na tepelnou a tlakovou energii plynu, která se následně využívá k vykonání mechanické práce [1] [4].

Hnací síla je generována urychlením vzduchu nebo pohonné hmoty v jednom směru (vrtulí, tryskou), což způsobí reakční sílu ve druhém směru. Lze tedy říci, že všechny letadlové *pohony* jsou reakční, ne však všechny *motory*. Ve dnešní době se používají výhradně motory s vnitřním spalováním, ve kterých spalování paliva probíhá přímo v pracovním prostoru motoru. Tyto motory lze dělit na dvě základní skupiny [1] [4]:

- reakční motory,
- pístové motory.

## 1.1 REAKČNÍ MOTORY

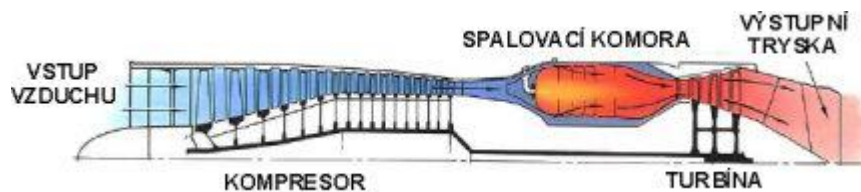
Reakční motory jsou specifické tím, že alespoň část urychlovaného vzduchu (popřípadě palivo s oksyločvadlem u raketových motorů) se přímo účastní spalování a tepelného oběhu. Spalování u těchto motorů většinou probíhá kontinuálně. Jsou využívány zejména ve větších výškách a rychlostech než pístové motory [4].



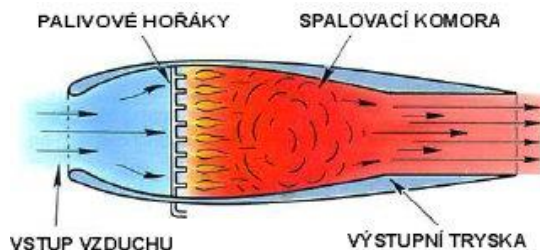
Obr. 2 Podmínky použití různých typů letadlových motorů [4]

Některé motory nelze jednoznačně zařadit do konkrétní kategorie z důvodů kombinace konstrukčních prvků a principů více druhů motorů. Jedno z možných základních dělení reakčních motorů je následující [4]:

- proudové lopatkové,
- proudové bezlopatkové,
- raketové.



Obr. 3 Jednoprúdový turbokompresorový motor [4]

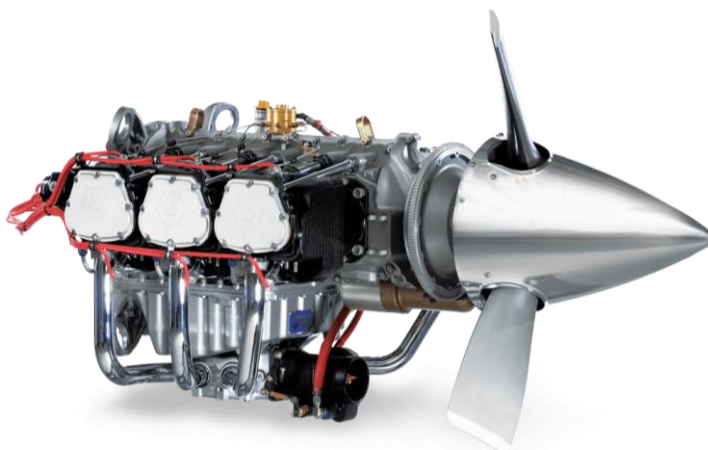


Obr. 4 Náporový motor [4]

Jelikož je zaměřením této diplomové práce výpočetní model pístového motoru, reakčními motory se již nebude nadále zabývat.

## 1.2 PÍSTOVÉ MOTORY

Pístové motory jsou druhým základním typem tepelných motorů využívaných v letadlech. Většinou pohánějí stroje menších rozměrů a hmotností a používají se u letadel pro let v podzvukových rychlostech. Na rozdíl od reakčních motorů se urychlovaný plyn neúčastní tepelného oběhu. Pístový motor slouží pouze jako zdroj energie, který přímo nebo přes převod roztáčí vrtuli [4].



Obr. 5 Pohonná jednotka Lycoming Thunderbolt [5]

Princip jejich fungování i jejich základní konstrukční prvky jsou prakticky totožné, jako u automobilních spalovacích motorů. Tlak spalovaných plynů ve válci způsobuje silové působení na píst. Tato síla je dále přenášena přes ojnici na ojniční čep klikového hřídele, kde díky jeho vyosení oproti hlavnímu čepu způsobuje kroučící moment.



*Obr. 6 Klikový mechanismus pístového motoru [6]*

### 1.2.1 POŽADAVKY NA PÍSTOVÉ MOTORY

Následující požadavky jsou primárními faktory, které určují konstrukci motoru [1]:

- dostatečný výkon,
- výškovost motoru podle účelu letounu,
- nízká hmotnost,
- hospodárnost,
- malé rozměry,
- provozní spolehlivost a co nejvyšší životnost,
- vyvážení,
- snadný provoz a obsluha,
- jednoduchost výroby.

Z těchto požadavků vyplývají jisté rozdíly s automobilovými motory.

### ROZDÍLY MEZI LETADLOVÝMI A AUTOMOBILOVÝMI MOTORY

Letadlové motory na rozdíl od automobilních musí být schopny optimálně pracovat ve velkém rozsahu atmosférických podmínek, které se mění s rostoucí nadmořskou výškou. Tento problém se řeší manuální nebo automatickou kontrolou bohatosti směsi. S vyšší nadmořskou výškou navíc výrazně klesá výkon klasických nepřepřlňovaných motorů (menší hustota nasávaného vzduchu), což lze alespoň částečně kompenzovat přepřlňováním mechanicky hnaným kompresorem nebo turbokompresorem [7] [8].

Nízká hmotnost je u letadlových motorů ještě důležitější než u automobilů. Z tohoto důvodu se převážně využívá chlazení vzduchem, které nevyžaduje chladící kapalinu a další prvky, jako čerpadlo. U vzduchového chlazení je žádoucí mít větší čelní plochu motoru (i za cenu většího aerodynamického odporu), proto se nejčastěji využívají motory hvězdicové a boxery [7] [8].

Spolehlivost je u těchto motorů také řešena důsledněji, jelikož jejich selhání má daleko horší potenciální následky. K její zvýšení se používají například dvě svíčky na válec, použití magnet místo cívek, předimenzovaná olejová nádrž nebo větší počet mechanicky ovládaných prvků. Pozitivní dopad na spolehlivost má i vzduchové chlazení z důvodu nižšího počtu součástí, které by mohly selhat [7] [8].

Letadlové motory jsou na rozdíl od automobilových optimalizované pro velmi úzké spektrum otáček a pro dlouhodobé zatížení, které se blíží maximálnímu. Pro zvýšení tahu lze namísto navýšení otáček využít automaticky stavitelných vrtulí, které dokáží natáčet své listy. Motor může díky tomu pracovat vždy ve svých optimálních otáčkách. Tento typ vrtulí si navíc udržuje vysokou účinnost ve velkém rozsahu provozních podmínek [7] [8].



Obr. 7 Ovládací mechanismus za letu stavitelné vrtule [9]

Letadlové vrtule dosahují maximální účinnosti při poměrně nízkých otáčkách. Aby se nemusely pohánět přes reduktor (zvýšení hmotnosti, další možný bod selhání), provozní otáčky leteckých motorů dosahují zpravidla maximálně  $2700 \text{ ot min}^{-1}$ . Z toho vyplývá, že letecké motory musejí mít značně větší zdvihový objem a kroutící moment než automobilové motory ekvivalentních výkonů [7] [8].

### 1.2.2 ROZDĚLENÍ A POPIS PÍSTOVÝCH MOTORŮ

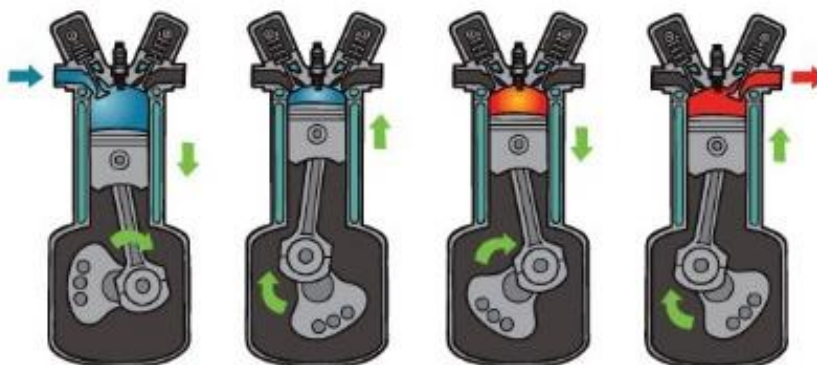
Lze je dělit podle různých hledisek [1]:

- pracovní oběh,
  - čtyřdobé,
  - dvoudobé,

- druh paliva,
  - motory na lehké palivo – zážehové,
  - motory na těžké palivo – vznětové,
- uspořádání válců,
  - řadové,
    - jednořadové stojaté,
    - jednořadové visuté (invertní),
    - dvouřadové stojaté (motory V, vidlicové),
    - dvouřadové visuté,
    - dvouřadové s protilehlými válci (ploché, boxery),
    - třířadové (motory W),
    - čtyřřadové (motory H nebo X),
  - hvězdicové,
    - jednohvězdicové,
    - několikahvězdicové,
- počet válců,
- způsob chlazení,
  - chlazené vzduchem,
  - chlazené kapalinou,
- změna výkonu s výškou,
  - výškové,
  - nevýškové,
- účel a výkon,
  - motory malého výkonu,
  - motory středního výkonu,
  - motory vysokého výkonu.

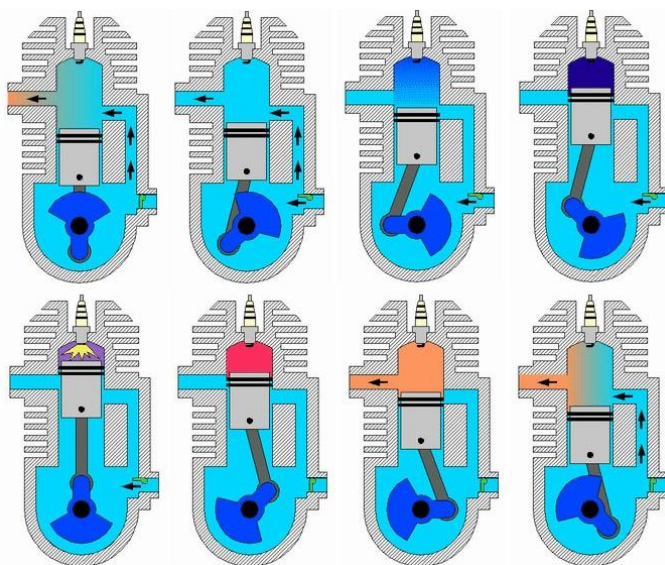
### PRACOVNÍ OBĚHY

Letecké motory jsou převážně *čtyřdobé* čili jeden tepelný cyklus připadá na dvě otáčky klikového hřídele. Jsou spolehlivé, mají vyšší životnost a relativně nízké emise a spotřebu [1].



Obr. 8 Princip činnosti čtyřdobého zážehového motoru [10]

*Dvoudobé* motory (jeden cyklus na jednu otáčku) se využívají u některých ultralehkých letadel a strojů, především díky jejich vyššímu poměru výkon/hmotnost a relativně nízké ceně. Kvůli jejich nehospodárnosti, vysokým emisím a nižší životnosti se od nich však ustupuje [1].



Obr. 9 Princip činnosti dvoudobého motoru [11]

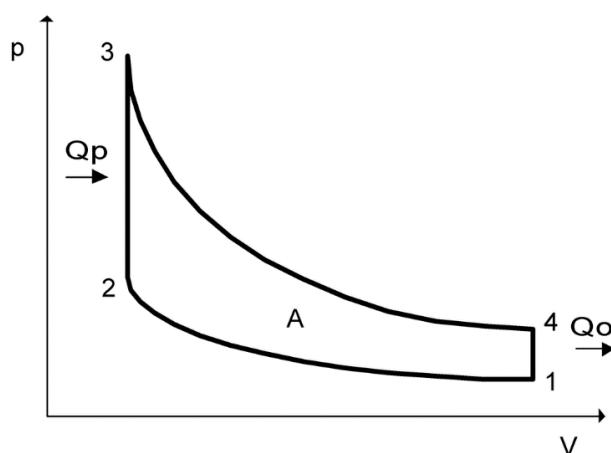
## DRUHY PALIV

Palivo je zdrojem tepelné energie a na jeho typu závisí celá konstrukce motoru. Ta je dána faktory jako odpařivost paliva, viskozita, výhřevnost, odolnost proti detonacím, rychlost hoření, korozní vlastnosti atd. Letecké pohonné hmoty rozdělujeme na dvě skupiny [1] [12]:

- letecký benzín,
- letecký petrolej.

*Letecký benzín* neboli AVGAS (aviation gasoline) je směs uhlovodíků velmi podobná klasickému automobilovému benzínu. Má nižší těkavost, vyšší začátek a nižší konec destilace. Má také přísnější požadavky na čistotu směsi. Leteckého benzínu je více druhů, především se liší oktanovým číslem a obsahem olova (konkrétně tetraethylolova – TEO) či jiných aditiv. Bezolovnaté benzíny mají oktanové číslo určené motorovou metodou přes 80 a jsou určeny pro menší a výkonově slabší stroje. Olovnaté benzíny mohou mít oktanové číslo i vyšší než 100. Nejrozšířenějším druhem benzínu je 100LL (low lead) s obsahem olova  $0,56 \text{ g l}^{-1}$  [1] [12].

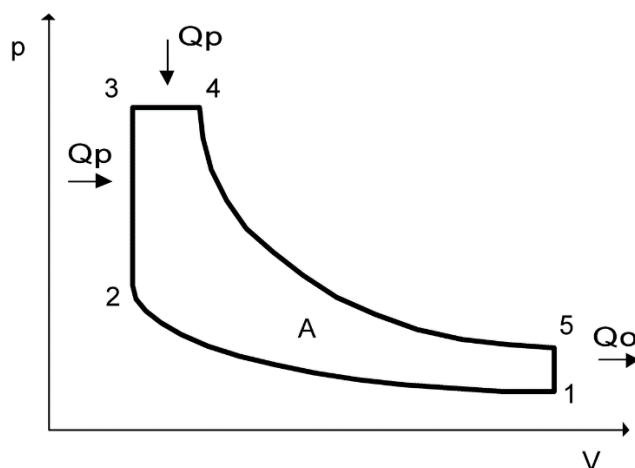
Motory pracující na bázi leteckého benzínu se nazývají *zážehové* a tvoří největší část produkce leteckých pístových motorů, a to především díky jejich nižší hmotnosti, ceně, lepšímu snášení krátkodobého přetížení a plynulejšímu chodu. Směs se před horní úvratí zapaluje pomocí elektrické jiskry vytvořené svíčkou. Tepelný oběh ve válci lze zjednodušeně popsat pomocí Ottova cyklu, který předpokládá velmi rychlou dodávku tepla (při konstantním objemu) [1] [2].



Obr. 10 p-V diagram Ottova cyklu [13]

*Letecký petrolej* je směs uhlovodíků složením podobná lehké motorové naftě pro arktické klima. Rozdílné vlastnosti vyplývají z jiných provozních podmínek motoru. Podléhá přísným kontrolám, ve kterých se posuzuje čistota, těkavost, nízkoteplotní chování a stabilita. Pro zlepšení vlastností se do petroleje přidávají aditiva upravující jisté vlastnosti, například antioxidanty, antistatické, antikoroční a mazivostní přísady a protivymrazovací kapaliny. Pro civilní užití se využívají především petroleje Jet A a Jet A-1, výjimečně i Jet B. Hlavní rozdíl mezi těmito palivy je především rozdílná teplota tuhnutí [12].

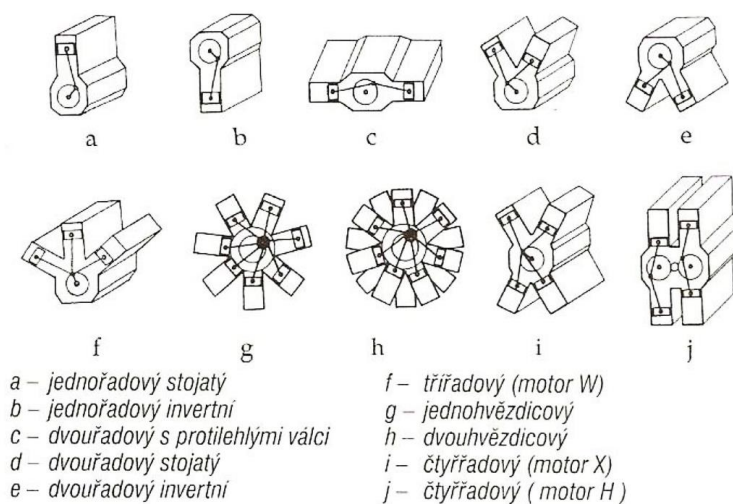
Jedná se o nejpoužívanější letecké palivo, a to zejména kvůli jeho použití v moderních reakčních motorech. Rozšířené uplatnění začíná mít v poslední době i v pístových *vznětových* motorech, zejména díky nižší spotřebě a ceně paliva. Palivo se v těchto motorech zapaluje samo díky vysokým teplotám vznikajícím při stlačení plynu. Tepelný oběh moderních vznětových motorů lze zjednodušeně popsat pomocí smíšeného (Seiliger, Sabathe) cyklu, který kombinuje Ottův a Dieslův cyklus [1] [2] [12].



Obr. 11 p-V diagram smíšeného cyklu [14]

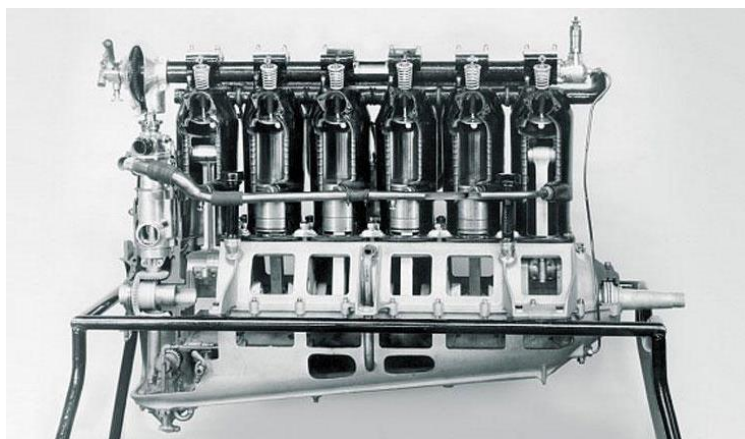
## USPOŘÁDÁNÍ VÁLCŮ

Uspořádání válců má zásadní vliv na tvar, rozměry a hmotnost motoru. Uspořádání také ovlivňuje tvar klikového hřídele a dynamické vyvažování pohyblivých součástí (v některých případech jsou pro kompenzaci setrvačných sil použity kromě závaží na klikovém hřídeli i samostatné vyvažovací hřídele). Tato práce se zaměří pouze na ta uspořádání, která se opravdu ve větší míře uplatnila.



Obr. 12 Možnosti uspořádání válců letadlových pístových motorů [1]

Jednořadové motory se využívaly především v počátcích letectví. Byly velmi podobné automobilovým motorům. Motor je úzký a má malou čelní plochu. Výhodou je to, že tuto vlastnost lze využít ke snížení aerodynamického odporu trupu letadla. Nevýhodou je naopak špatné proudění vzduchu kolem válců – to má za následek nutnost využití vodního chlazení. Tyto motory byly z tohoto důvodu těžké, méně spolehlivé a náročnější na údržbu [1] [15].



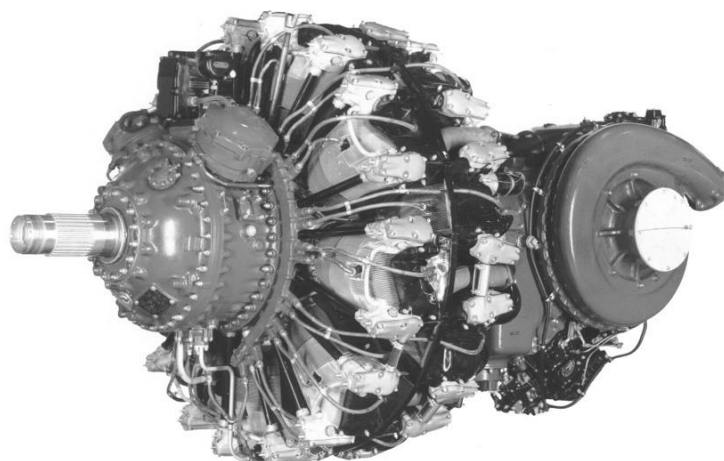
Obr. 13 Jednořadový motor Mercedes D III [16]

*Dvouřadové motory typu V se používaly především u výkonných motorů armádních letadel za druhé světové války. Byly kompaktnější, produkovaly velký točivý moment a byly chlazené vodou. Nejznámějším zástupcem je přeplňovaný Rolls-Royce Merlin, který například poháněl stíhací letoun Supermarine Spitfire [1] [15].*



*Obr. 14 Vidlicový dvanáctiválec Rolls-Royce Merlin [17]*

*Hvězdicové motory se začaly výrazněji uplatňovat v meziválečném období a do jisté míry jsou využívány až dodnes. Mají plynulý chod a díky krátkému klikovému hřídeli a malé klikové skříni mají velmi dobrý poměr výkon/hmotnost. Uspořádání válců umožňuje příznivé a rovnoměrné proudění vzduchu, a proto se jejich hmotnost nadále snižovala použitím vzduchového chlazení. Za první světové války vznikaly zajímavé koncepty rotačních hvězdicových motorů, ve kterých klikový hřídel stojí a místo toho se otáčí skříň s válci – to zajišťovalo ještě lepší proudění vzduchu. Velké gyroskopické momenty a malá spolehlivost však měly za následek, že se od těchto motorů ustoupilo [1] [15].*



*Obr. 15 Dvouřadový hvězdicový osmnáctiválec Pratt & Whitney R-2800 Double Wasp [18]*

*Dvouřadové motory s protilehlými válci* neboli *boxery* jsou v současnosti nejvyužívanějším typem letadlových pístových motorů. Jejich uspořádání umožňuje chlazení vzduchem a oproti hvězdicovým motorům si navíc zachovávají relativně malou čelní plochu. Jsou konstrukčně poměrně jednoduché, spolehlivé a nenáročné na údržbu. Pracují též s vysokou účinností a lze je konstruovat pro využití různých druhů paliv [15].



*Obr. 16 Osmiválcový boxer Lycoming série 720 [5]*

## ZPŮSOBY CHLAZENÍ

Chladicí soustava odvádí teplo vznikající spalováním pohonných hmot a třením součástí. Příliš vysoké teploty způsobují tepelné deformace, zadíraní pístů, vznik samozápalu apod. Nežádoucí je však i příliš nízká teplota motoru, jelikož by se v tomto případě odvádělo příliš mnoho tepla pryč aniž by vykonalo práci. Studený olej má navíc vysokou viskozitu a tím se zhoršuje mazání [1].

*Chlazení kapalinou* se dříve používalo u výkonných řadových motorů. Zde bylo nutné, jelikož proudění vzduchu kolem hlav válců bylo nedostatečné. Teplo se odvádí z válců pomocí proudící kapaliny, nejčastěji vody s přísadami proti korozi a usazeninám. Používají se také směsi kapalin s nižším bodem tuhnutí a s vyšším bodem varu [1].

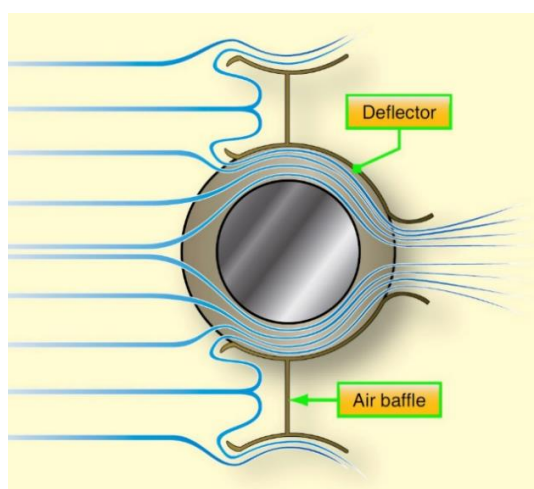
Kapalina je hnaná čerpadlem přes válce do chladiče, ve kterém předává teplo proudícímu vzduchu. Množství přiváděného chladícího vzduchu lze regulovat. Kapalina bývá v systému pod tlakem, což zvyšuje její bod varu. To umožňuje zvětšit teplotní rozdíl kapaliny a vzduchu, což lze využít ke zmenšení plochy chladiče. Tento způsob chlazení zajišťuje stabilnější teploty, vyšší odolnost motoru proti tepelným šokům a nižší aerodynamický odpor chladícího systému. Nevýhodou je především vyšší hmotnost motoru. Složitost systému také způsobuje jeho menší spolehlivost a vyšší náročnost údržby [1].

*Chlazení vzduchem* je u současných letadlových motorů nejpoužívanějším řešením odvodu tepla z válců. Dnešní pístové motory jsou převážně nižších výkonů (pro vyšší výkony se používají reakční motory) a lze u nich zajistit dostatečný průtok vzduchu. Válcové hlavy válců jsou přímo chlazeny proudícím vzduchem – proto jsou také opatřeny chladícími žebry, které výrazně zvětšují teplosměnnou plochu [1].



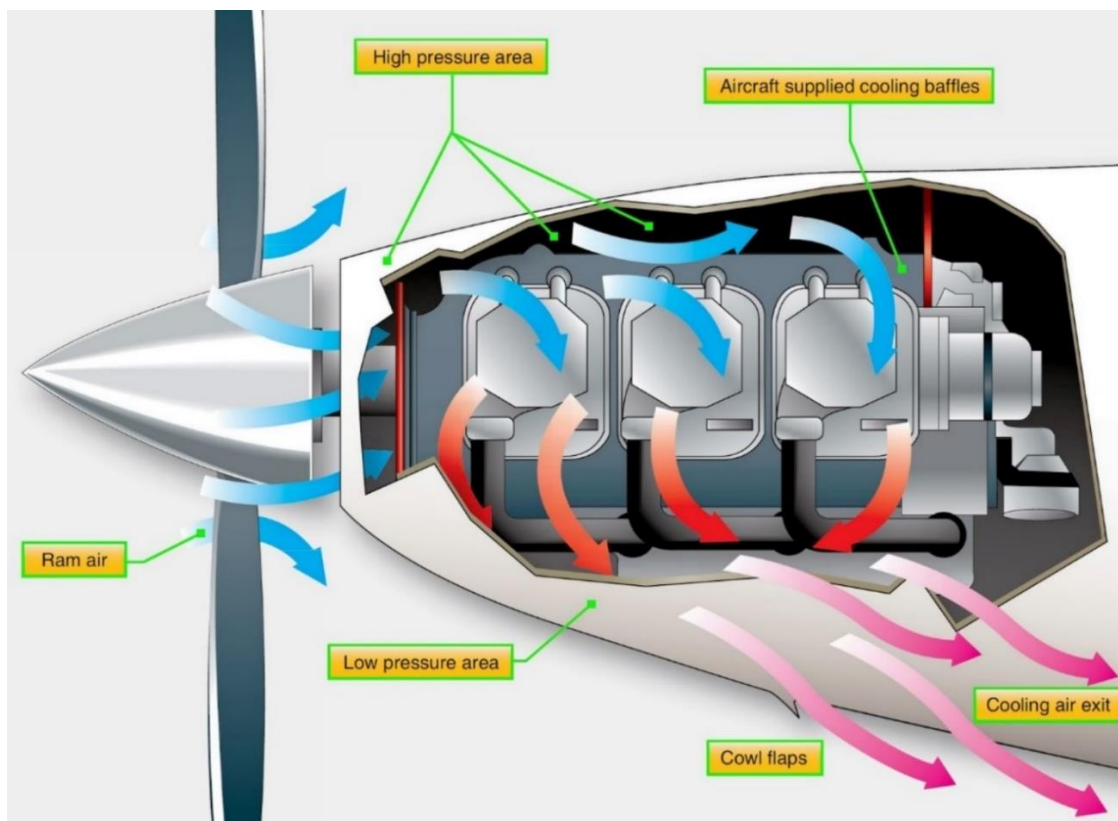
Obr. 17 Vzduchem chlazený válec Lycoming [5]

Chlazení je též silně ovlivněno množstvím vzduchu přiváděným na jeden válec. Pro nasměrování vzduchu k válcům se používají tvarované kryty motorů a systém usměrňovacích plechů neboli *deflektorů*. Ty navíc zajišťují, že budou válce chlazeny rovnoměrně [1].



Obr. 18 Proudění vzduchu přes válec a deflektor vzduchem chlazeného motoru [19]

Množství chladícího vzduchu se reguluje klapkami umístěnými na výstupu, popřípadě clonami na vstupu. Jak již bylo řečeno, chlazení vzduchem snižuje hmotnost motoru a díky své jednoduchosti zvyšuje jeho spolehlivost [1].



Obr. 19 Proudění chladícího vzduchu přes letadlový motor boxer [19]

## 2 POPIS SIMULAČNÍHO MODELU

Simulační model je zaměřen na zahřívání válců a běží v reálném čase. Vstupní parametry jako výkon a teplo přenesené do válců jsou převzaté z termodynamického modelu zadavatele diplomové práce. Samotná real-time simulace zahřívání a průběhu letu je provedená v programovacím prostředí National Instruments LabView. Jejím výstupem jsou hodnoty fyzikálních veličin, negeneruje tedy senzorické signály.

### 2.1 SIMULOVANÝ MOTOR

Jelikož je motor ještě ve vývoji, většina informací není dostupných. Není také jisté, že se některé parametry nebudou dodatečně měnit. Prozatím jsou známy jeho následující vlastnosti:

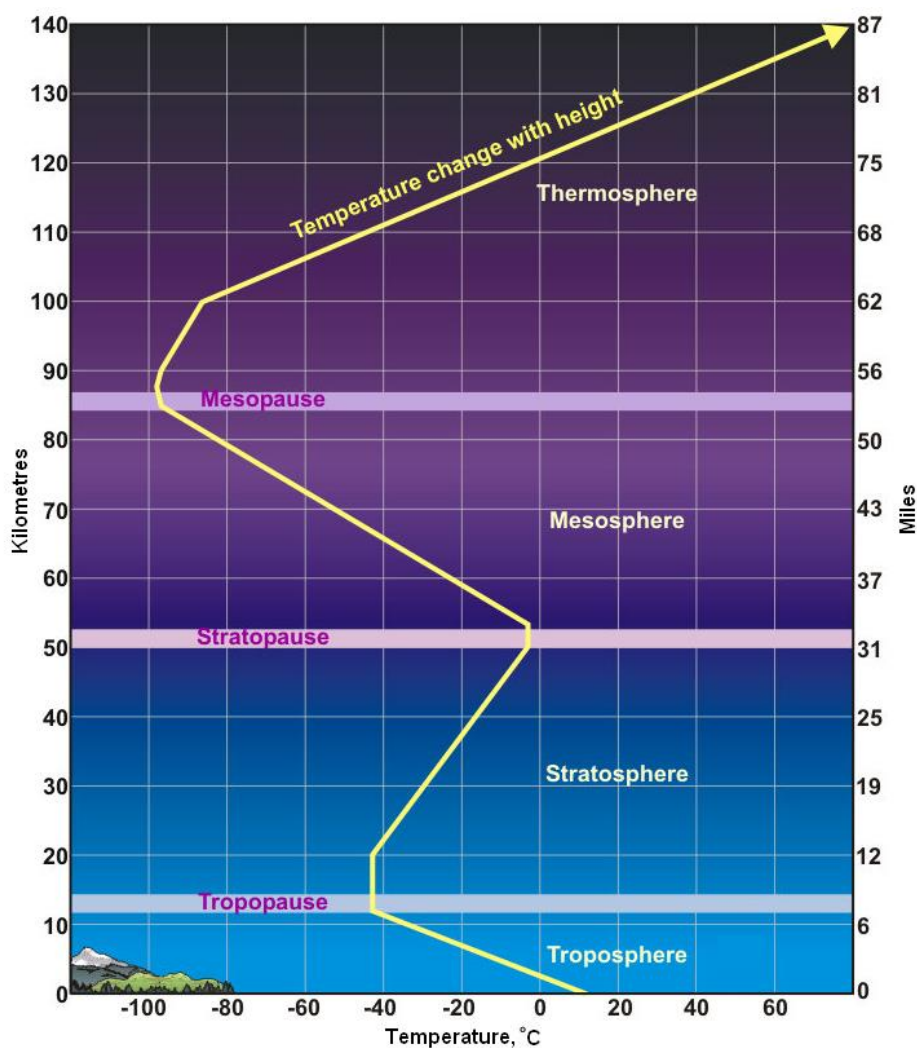
Cyklus motoru:	čtyřdobý, vznětový
Palivo:	letecký petrolej
Počet válců:	6
Uspořádání válců:	dvě řady, protilehlé (boxer)
Provozní otáčky:	2200 ot min <sup>-1</sup>
Výkon v 0 m n. m., 15 °C:	233,5 kW při 2200 ot min <sup>-1</sup>
Točivý moment v 0 m n. m., 15 °C:	1013,7 N m při 2200 ot min <sup>-1</sup>
Zdvihový objem:	7,46 l
Kompresní poměr:	14,8
Vrtání:	125,8 mm
Zdvih:	100 mm
Tloušťka stěny válce:	9,115 mm
Chlazení:	vzduchové
Přeplňování:	2 turbodmychadla, 2 mezichladiče

## 2.2 PROVOZNÍ PODMÍNKY MOTORU A VLIV NA VÝKONOVÉ PARAMETRY

Letadlové motory musí fungovat v širokém spektru provozních podmínek plynoucích z letu v různých nadmořských výškách. Zde se výrazně mění vlastnosti vzduchu. Nejdůležitějšími veličinami je teplota a tlak vzduchu, které jsou zároveň jedny ze vstupních parametrů simulace termodynamického modelu a mají zásadní vliv na výsledný výkon a generování tepla.

### 2.2.1 VLIV NADMOŘSKÉ VÝŠKY NA TEPLITU VZDUCHU

Pokles teploty s rostoucí nadmořskou výškou neboli vertikální teplotní gradient (angl. environmental lapse rate) je ovlivněn mnoha faktory, jako zeměpisnou šířkou, srážkami, ročním obdobím apod. Průměrná hodnota tohoto gradientu podle International Standard Atmosphere (ISA) je  $-0,0065 \text{ K m}^{-1}$ . Teplota tedy klesne v průměrných podmínkách o  $6,5 \text{ °C}$  na každý kilometr. Tento gradient je předpokládán jako konstantní do nadmořské výšky okolo 10-11 km, což zahrnuje doporučenou maximální provozní výšku motoru 5000 m n. m. [20].



Obr. 20 Vliv nadmořské výšky na teplotu vzduchu podle ISA [20]

### 2.2.2 VLIV NADMOŘSKÉ VÝŠKY NA TLAK VZDUCHU

Množství vzduchu nacházející se nad určitým bodem se snižuje s rostoucí nadmořskou výškou. To se projevuje výraznou změnou tlaku. Tato závislost je popsána tzv. barometrickou rovnicí. Má několik tvarů, které se používají pro rozdílné vrstvy atmosféry. Tvar, který platí pro nízké výšky a pro konstantní hodnotu vertikálního teplotního gradientu je následující [21]

$$p = p_0 \cdot \left[ \frac{T_{vz0}}{T_{vz0} + L_e \cdot (H - H_0)} \right]^{\frac{g \cdot M_{vz}}{R \cdot L_e}}, \quad (1)$$

kde  $p$  je absolutní tlak ve výšce  $H$ ,  $p_0$  je absolutní tlak ve známém bodě,  $T_{vz0}$  je teplota ve známém bodě,  $L_e$  je vertikální teplotní gradient (environmental lapse rate),  $H_0$  je nadmořská výška ve známém bodě,  $g$  je tíhové zrychlení,  $M_{vz}$  je molární hmotnost vzduchu a  $R$  je univerzální plynová konstanta.

Pro výchozí bod v 0 m n. m. za normálního tlaku 101,3 kPa a pro standardní hodnoty všech fyzikálních konstant lze rovnici zjednodušit do tohoto tvaru

$$p = 101325 \cdot \left( \frac{T_{0mm}}{T_{0mm} - 0,0065 \cdot H} \right)^{-5,2576}, \quad (2)$$

kde  $T_{0mm}$  je teplota v nulové nadmořské výšce.

### 2.2.3 VÝKON A PŘENOS TEPLA DO VÁLCŮ

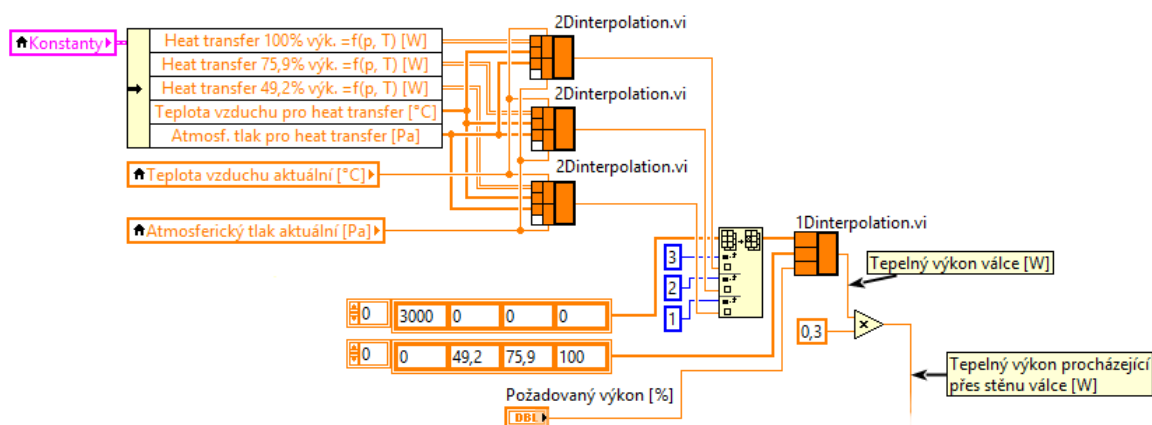
Doporučené okolní teploty motoru v nulové nadmořské výšce jsou v rozsahu od -20 do 30 °C (pro účely simulace zvýšeno na 40 °C). Pomocí rovnice 2 byly vypočítány následující hodnoty teplot a tlaků, které reprezentují provozní podmínky motoru:

Tab. 1 Provozní podmínky motoru

Výška [m n. m.]		Teplota a tlak vzduchu [°C], [kPa]			
5000	Teplota:	-52,5	-32,5	-12,5	7,5
	Tlak:	49,2	52,0	54,6	57,0
4000	Teplota:	-46	-26	-6	14
	Tlak:	57,3	59,9	62,2	64,2
3000	Teplota:	-39,5	-19,5	0,5	20,5
	Tlak:	66,5	68,6	70,6	72,3
2000	Teplota:	-33	-13	7	27
	Tlak:	76,8	78,4	79,8	81,1
1000	Teplota:	-26,49	-6,5	13,5	33,5
	Tlak:	88,4	89,3	90,1	90,7
0	Teplota:	<b>-20</b>	<b>0</b>	<b>20</b>	<b>40</b>
	Tlak:	<b>101,3</b>	<b>101,3</b>	<b>101,3</b>	<b>101,3</b>

Hraniční hodnoty teplot jsou  $-52,5\text{ }^{\circ}\text{C}$  a  $40\text{ }^{\circ}\text{C}$  a hraniční hodnoty tlaků jsou  $101,3\text{ kPa}$  a  $49,2\text{ kPa}$ . Termodynamické simulace pro výkon a přenos tepla tedy byly provedeny při tlacích 50, 75 a 100 kPa za teplot od  $-60\text{ }^{\circ}\text{C}$  do  $40\text{ }^{\circ}\text{C}$  s dvacetistupňovými kroky. Hodnoty, které nespádají do těchto bodů jsou dopočítávány pomocí lineárních 1D a 2D interpolací a extrapolací.

Jelikož motor nepracuje vždy při maximální zátěži a přenos tepla do válců není přímo úměrný vyvíjenému výkonu, simulace byly provedeny i pro 75% a 50% zatížení ve všech bodech. Nižší zatížení než 50 % bývá u tohoto typu motorů neobvyklé, jelikož v tu chvíli nemá letadlo dostatek výkonu na udržení své výšky (obrázek 49).

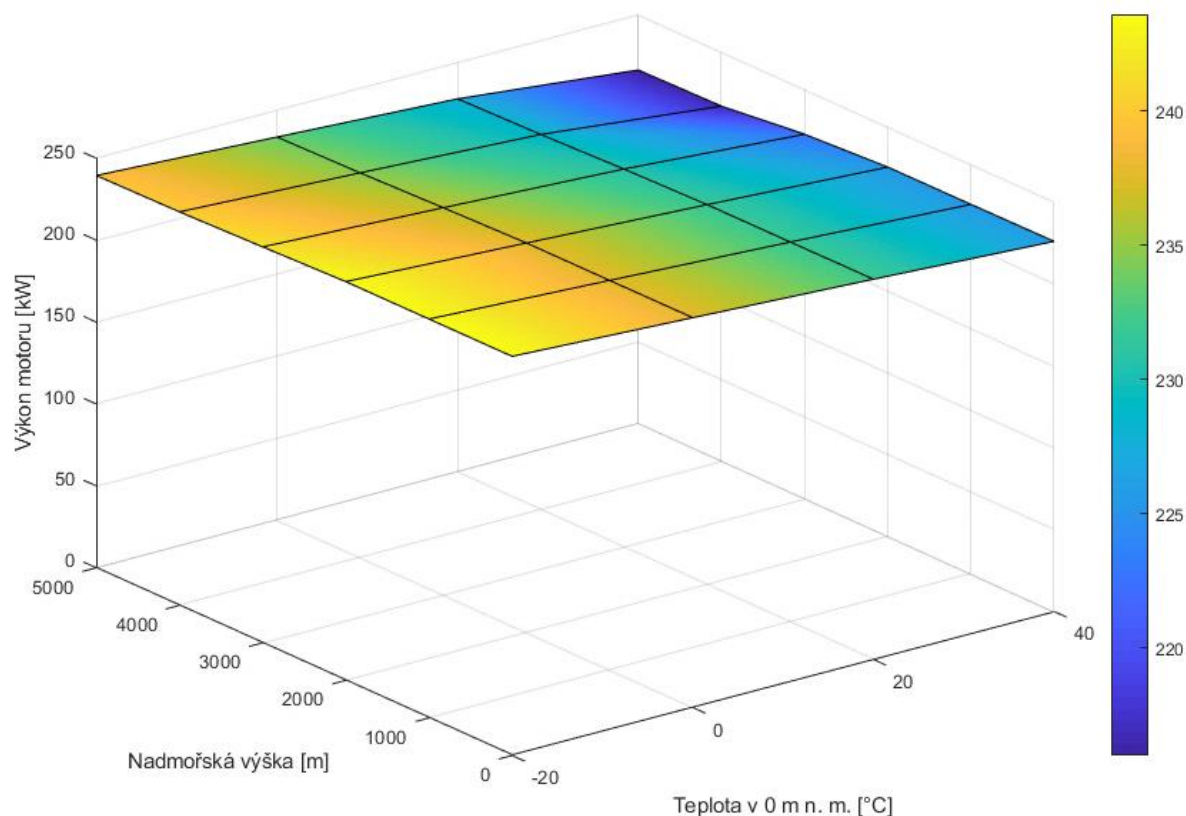


Obr. 21 Interpolace hodnot tepelného toku v blokovém diagramu LabView

Všechny tyto simulace byly provedeny pro provozní otáčky  $2200\text{ ot min}^{-1}$  a také pro volnoběh při  $800\text{ ot min}^{-1}$ . Výsledné hodnoty maximálního výkonu pro provozní podmínky vyjádřené tabulkou 1 jsou následující:

Tab. 2 Výkon motoru v závislosti na provozních podmínkách

Výkon motoru [kW]				
Výška [m n. m.]	Teplota v 0 m n. m. [°C]			
	-20	0	20	40
5000	239,5	233,7	227,7	216,0
4000	240,2	234,7	228,8	216,9
3000	241,7	236,3	230,6	222,6
2000	243,4	237,7	231,8	225,4
1000	243,5	237,8	231,9	225,6
0	243,6	237,9	232,1	225,9

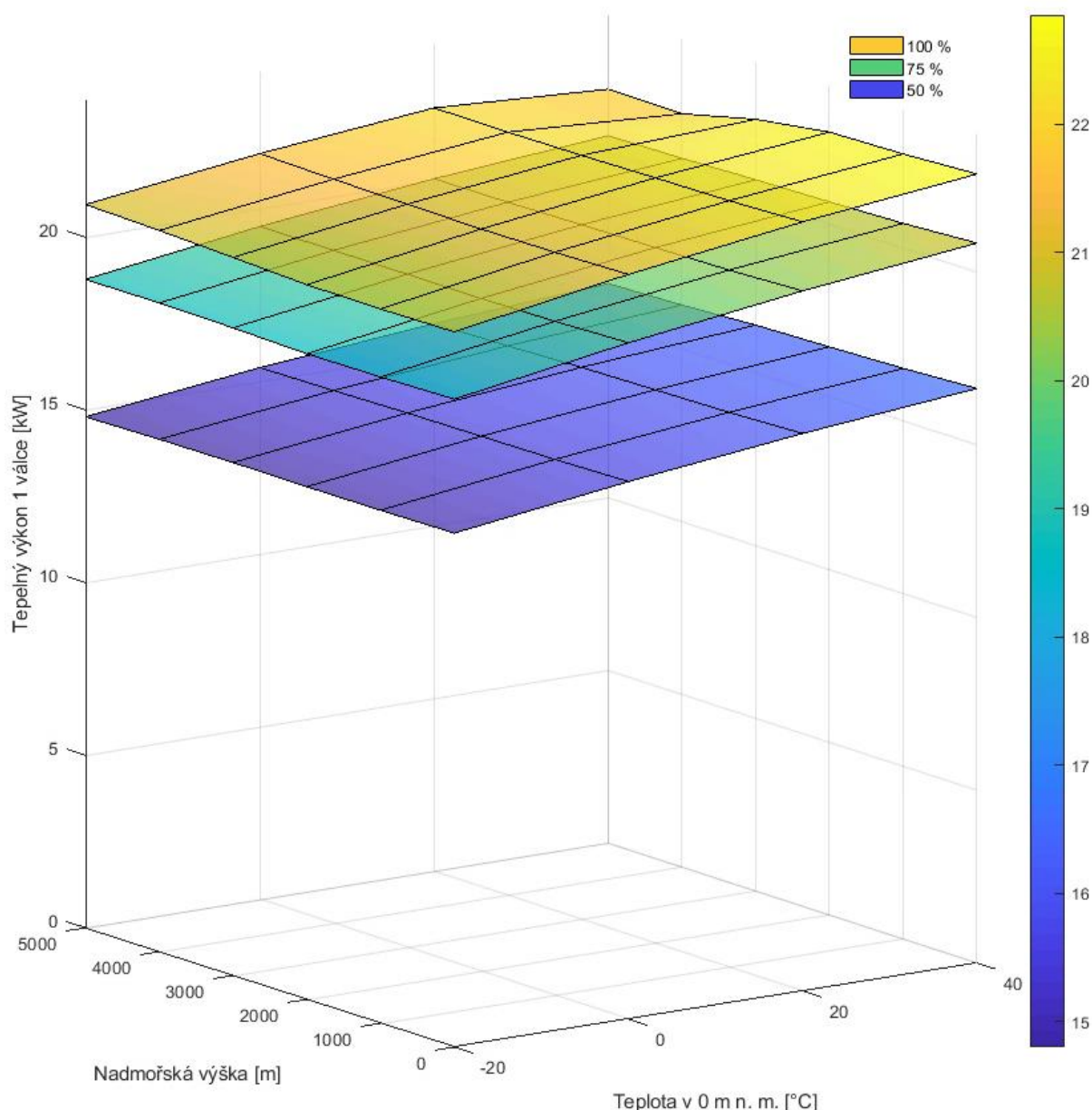


Obr. 22 3D graf maximálního výkonu motoru

Je patrné, že se motoru snižuje výkon při vyšších teplotách vzduchu a nižším tlaku, aneb. větší nadmořské výšce. Závislost na tlaku je však poměrně malá, a to především díky přeplňování, které zvyšuje plnicí účinnost motoru při nižších tlacích okolního vzduchu (pro 100 kPa dosahuje přibližně hodnoty 190 % a pro 50 kPa cca 300 %). Ve větších výškách navíc klesá okolní teplota, což dále pomáhá motoru udržet si svůj výkon. Druhým výstupem této simulace byl přestup tepla do válců a jeho hodnoty jsou následující:

Tab. 3 Tepelný výkon válce motoru v závislosti na provozních podmínkách

Tepelný výkon na 1 válec [kW]												
Zatížení:	100% zatížení				75% zatížení				50% zatížení			
Výška [m n. m.]	Teplota v 0 m n. m. [°C]											
	-20	0	20	40	-20	0	20	40	-20	0	20	40
5000	21,0	21,6	22,1	21,9	18,8	19,5	20,1	20,5	14,8	15,4	15,9	16,2
4000	20,9	21,6	22,1	21,8	18,8	19,5	20,1	20,5	14,8	15,4	15,9	16,3
3000	20,8	21,5	22,1	22,4	18,8	19,5	20,1	20,6	14,9	15,5	16,0	16,4
2000	20,7	21,5	22,2	22,7	18,7	19,5	20,2	20,7	14,9	15,5	16,0	16,5
1000	20,7	21,5	22,2	22,7	18,7	19,5	20,2	20,7	14,9	15,5	16,1	16,5
0	20,7	21,6	22,3	22,9	18,8	19,6	20,3	20,9	14,9	15,6	16,2	16,6



Obr. 23 3D graf tepelného výkonu válce motoru při různých zatíženích

S vyššími teplotami vzduchu roste množství tepla přeneseného do válců. To v kombinaci s nižším výkonem znamená, že se snižuje účinnost motoru. Nevýrazný pokles přeneseného tepla při nižších zatíženích indikuje, že v těchto provozních režimech motoru taktéž klesá účinnost. Obě dvě závislosti jsou v souladu s obecnými poznatky o spalovacích motorech.

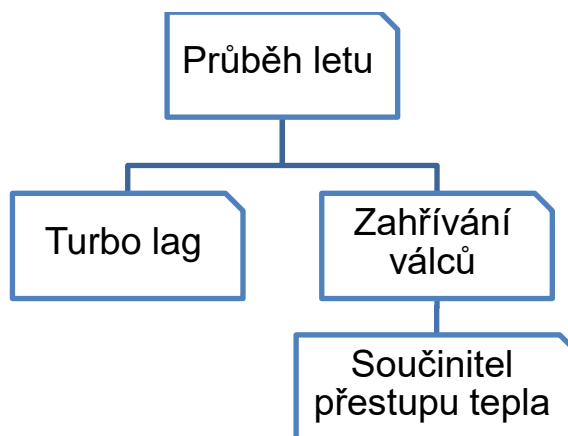
Jak již bylo řečeno, hodnoty výkonu a přestupu tepla slouží jako hlavní vstupy real-time simulace zahřívání válců. Přestup tepla ze spalovacího prostoru je brán jako nezávislý na teplotě stěny, jelikož provozní rozsah teplot motoru je poměrně malý. Teplota hlavy by se měla udržovat mezi 100 a 200 °C (teplota stěny je cca o 50 °C nižší) ve všech režimech vyjma volnoběhu. Průměrné teploty spalovacího cyklu dosahují v místech maximálního přenosu tepla hodnot vyšších než 1200 K, vliv na přesnost simulace by tedy neměl být zvlášť zásadní.

## 2.3 REAL-TIME MODEL ZAHŘÍVÁNÍ VÁLCŮ A PRŮBĚHU LETU

LabView je programovací prostředí vyvinuté firmou National Instruments, používající grafický programovací jazyk G. Podprogramům (subroutines) tvořeným v LabView se říká VI (virtual instruments). Součástí každého VI je blokový diagram a přední panel, kterým se ovládají veškeré vstupy. V následujících kapitolách jsou popsány struktury těchto VI a výpočty, které v nich probíhají [22].

### 2.3.1 STRUKTURA REAL-TIME MODELU

Celý real-time model se skládá z hlavního VI a několika subVI. Jeho struktura (nezahrnuje funkce a VI, které jsou přímo zabudované v LabView) je následující:



Obr. 24 Struktura real-time modelu

*SubVI Zahřívání válců* počítá časovou změnu teploty válců v závislosti na zatížení motoru provozních podmínkách.

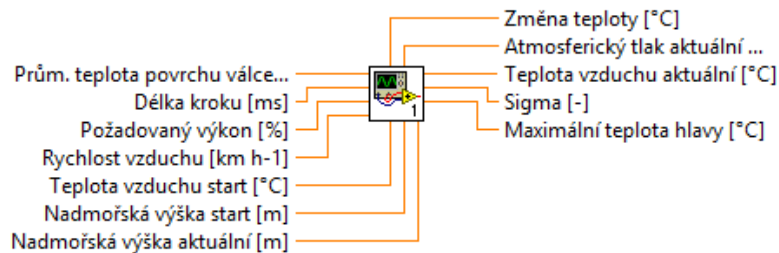
*SubVI Součinitel přestupu tepla* počítá součinitel pro tepelný tok z válce do chladícího vzduchu v závislosti na vlastnostech chladícího vzduchu a geometrii žeber.

*SubVI Turbo lag* napodobuje efekt roztáčení turbodmyhadla při náhlé změně zatížení motoru.

*VI Průběh letu* je hlavní částí modelu, kterou ovládá uživatel a obsahuje v sobě všechny subVI. Jedná se o zjednodušenou simulaci letu a počítají se v něm veličiny jako rychlost letu a stoupavost. Slouží především k simulaci provozních podmínek motoru, které vstupují do ostatních subVI.

### 2.3.2 ZAHŘÍVÁNÍ VÁLCŮ (SUBVI)

Data vstupující do tohoto subVI jsou do něj nahrávána hlavním VI průběhu letu. Výstupní hodnoty jsou dále používány k různým výpočtům v hlavním VI, které ovlivňují vstupy tohoto subVI v dalším výpočetním kroku. Jedná se tedy o smyčku se zpětnou vazbou. Vstupy a výstupy jsou znázorněny na tomto diagramu:



Obr. 25 Vstupy (vlevo) a výstupy subVI zahřívání válce

Všechny výpočty této simulace jsou v blokovém diagramu naprogramovány uvnitř struktury, která se nazývá *flat sequence*. Skládá se z libovolného počtu oken, ve kterých je sekvenčně spouštěn kód. Výpočet v daném okně se tedy nespustí, dokud nebyl dokončen výpočet v předcházejícím okně.

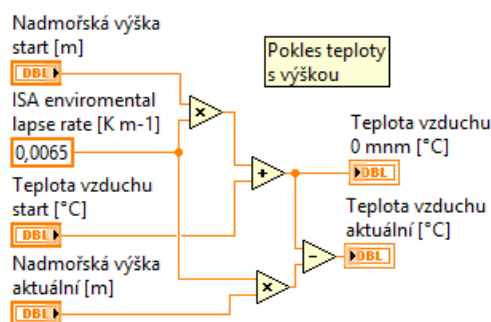
V *prvním okně* se počítá aktuální teplota vzduchu a teplota v nulové nadmořské výšce pomocí vertikálního teplotního gradientu. Vychází se z nadmořské výšky a teploty, které zadává uživatel pro start letadla

$$T_{0mnm} = T_{start} - L_e \cdot H_{start} = T_{start} + 0,0065 \cdot H_{start} , \quad (3)$$

kde  $T_{start}$  je teplota vzduchu při startu letadla a  $H_{start}$  je nadmořská výška při startu. Následně se počítá teplota aktuální

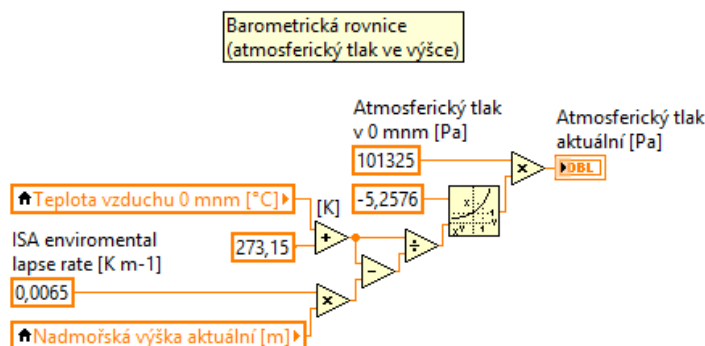
$$T_{vz} = T_{0mnm} + L_e \cdot H = T_{0mnm} - 0,0065 \cdot H , \quad (4)$$

kde  $T_{vz}$  je aktuální teplota vzduchu ve výšce  $H$ .



Obr. 26 Výpočet teploty vzduchu v blokovém diagramu LabView

Ve *druhém* okně je barometrickou rovnicí (rovnice 2) počítán atmosférický tlak.



Obr. 27 Barometrická rovnice v blokovém diagramu LabView

Ve *třetím* okně se nachází více výpočtů. Jako první se zjišťuje teplota mezní vrstvy chladícího vzduchu. Tato teplota je určující pro vlastnosti chladícího vzduchu jako viskozita a tepelná vodivost [23]

$$T_{mv} = \frac{T_0 + T_{vz}}{2}, \quad (5)$$

kde  $T_{mv}$  je teplota mezní vrstvy a  $T_0$  je aktuální průměrná teplota stěny válce.

Dále se v tomto okně počítá hustota vzduchu jak okolního, tak v mezní vrstvě. K tomuto účelu je použita stavová rovnice ideálního plynu

$$p \cdot v_{vz} = r_{vz} \cdot T_x, \quad (6)$$

kde  $v_{vz}$  je měrný objem vzduchu,  $r_{vz}$  je plynová konstanta vzduchu a  $T_x$  je teplota okolí nebo mezní vrstvy ( $T_{vz}$  nebo  $T_{mv}$ ). Hustota je převrácenou hodnotou měrného objemu, a lze ji tedy vyjádřit ze stavové rovnice

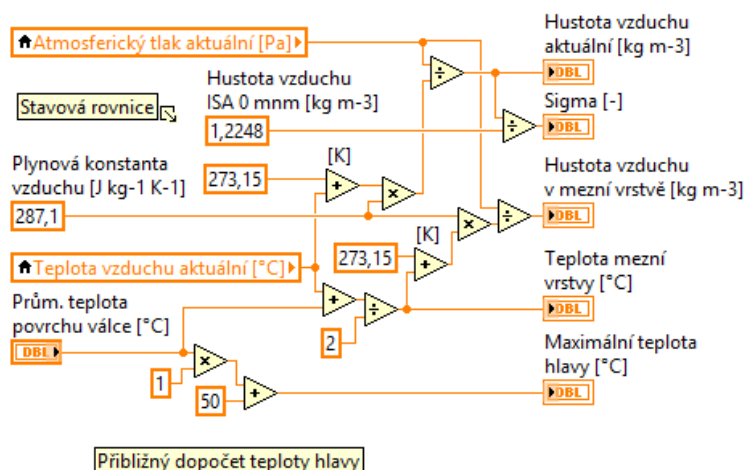
$$\rho_x = \frac{p}{r_{vz} \cdot T_x} = \frac{p}{287,1 \cdot T_x}, \quad (7)$$

kde  $\rho_x$  je hustota vzduchu okolního nebo v mezní vrstvě ( $\rho_{vz}$  nebo  $\rho_{mv}$ ).

Z hustoty okolního vzduchu se dále určuje poměr  $\sigma$ . Jedná se o podíl její okamžité hodnoty a standardní hodnoty podle ISA [24]

$$\sigma = \frac{\rho_{vz}}{\rho_0} = \frac{\rho_{vz}}{1,2248}, \quad (8)$$

kde  $\rho_0$  je standardní hustota vzduchu v 0 m n. m. při 15 °C. Toto číslo je dále používáno ve výpočtech v hlavním VI průběhu letu.



Obr. 28 Výpočet hustot a teploty mezní vrstvy a hlavy válce v blokovém diagramu LabView

Ve čtvrtém okně probíhá hlavní část výpočtu zahřívání válce. Hlava válce má obecný tvar, který je neznámý. Nelze tedy zjistit její hmotnost, rozložení teplot, cestu chladicího vzduchu, velikost teplosměnné plochy a tím pádem i přenos tepla. Z těchto důvodů se teplota přímo počítá pro stěnu válce, která má známou geometrii, a následně je dopočítána teplota hlavy. Ta vychází v termodynamických simulacích přibližně o 50 °C vyšší než průměrná teplota stěny válce. Tento dopočet se provádí již ve třetím okně, jak lze vidět na obrázku 28.

V zájmu efektivity a rychlosti výpočtu je zanedbáno vedení tepla stěnou válce a je předpokládáno, že teplota stěny je ve všech místech stejná (kapacitní metoda). Tato teplota je poté brána jako průměrná teplota povrchu v místě kořenů chladících žeborů.

Model počítá změnu teploty (i veškeré ostatní výpočty) po krocích o délce  $\Delta t$ . Výchozí délka kroku je nastavena na 10 ms, uživatel ji má však možnost změnit na hodnotu 1-500 ms. Na její velikosti závisí i přesnost výpočtu (čím kratší krok, tím přesnější výpočet). Vzorec pro změnu teploty během jednoho kroku tedy vypadá následovně

$$T_1 = T_0 + \Delta T, \quad (9)$$

kde  $T_1$  je teplota stěny po výpočtu a  $\Delta T$  je změna teploty. SubVI zahřívání válce zjišťuje právě hodnotu  $\Delta T$ . Tuto veličinu lze vyjádřit z kalorimetrické rovnice pro stěnu válce

$$\Delta E = m_{st} \cdot c_{Al} \cdot \Delta T = V_{st} \cdot \rho_{Al} \cdot c_{Al} \cdot \Delta T, \quad (10)$$

kde  $\Delta E$  je změna tepelné energie stěny válce,  $m_{st}$  je hmotnost stěny,  $c_{Al}$  je měrná tepelná kapacita hliníku,  $V_{st}$  je objem stěny a  $\rho_{Al}$  je hustota hliníku. Změna tepelné energie je určena rozdílem přivedeného a odvedeného tepla během jednoho kroku

$$\Delta E = Q_{in} - Q_{out}, \quad (11)$$

kde  $Q_{in}$  je přivedené teplo a  $Q_{out}$  je odvedené teplo.

Po dosažení rovnice 10 do rovnice 11 lze změnu teploty vyjádřit následovně

$$\Delta T = \frac{Q_{in} - Q_{out}}{V_{st} \cdot \rho_{Al} \cdot c_{Al}} \quad (12)$$

Abychom mohli zjistit změnu teploty stěny během jednoho výpočetního kroku o délce  $\Delta t$ , je tedy třeba znát dodané teplo, odvedené teplo a celkovou tepelnou kapacitu stěny.

Tepelný tok jdoucí ze spalování do celého válce byl zjištěn z termodynamického modelu (popsáno v kapitole 2.2.3). Z tohoto modelu také vyplývá, že na samotnou stěnu připadá 30 % celkového toku. Teplo přivedené do stěny během jednoho kroku se tedy počítá tímto vztahem

$$Q_{in} = 0,3 \cdot \dot{Q}_{in} \cdot \Delta t, \quad (13)$$

kde  $\dot{Q}_{in}$  je celkový tepelný tok ze spalovací komory do válce a  $\Delta t$  je délka kroku výpočtu. Jak již bylo uvedeno, velikost tepelného toku závisí na provozních podmínkách motoru. SubVI jeho hodnotu určuje pomocí 1D a 2D interpolací z hodnot ve známých bodech, viz obrázek 21.

Teplo se z povrchu válce odvádí konvekcí do chladícího vzduchu (přestup radiací je oproti konvekci minimální, a proto se obvykle zanedbává). Pro jeho výpočet lze použít Newtonův vztah upravený pro žebrované povrchy [25]

$$Q_{out} = \dot{Q}_{out} \cdot \Delta t = U \cdot S \cdot (T_0 - T_{vz}) \cdot \Delta t, \quad (14)$$

kde  $\dot{Q}_{out}$  je tepelný tok odváděný ze stěny,  $U$  je celkový součinitel přestupu tepla a  $S$  je velikost teplosměnné plochy bez žeber. Po dosažení rovnic 13 a 14 do rovnice 12 vypadá tedy výsledný vztah pro změnu teploty stěny během výpočetního kroku následovně

$$\Delta T = \frac{[0,3 \cdot \dot{Q}_{in} - U \cdot S \cdot (T_0 - T_{vz})] \cdot \Delta t}{V_{st} \cdot \rho_{Al} \cdot c_{Al}} \quad (15)$$

### VÝPOČET CELKOVÉHO SOUČiniteLE PŘESTUPU TEPLA

Celkový součinitel přestupu tepla se počítá ve vlastním subVI. Má několik vstupů a jediný výstup (samotný součinitel). Vstupy, jejichž význam je uveden dále v textu, jsou znázorněny v tomto diagramu:



Obr. 29 Vstupy (vlevo) a výstup subVI součinitele přestupu tepla

Pro vzduchem chlazené válce se k výpočtu celkového součinitele přestupu tepla používá tento vztah [25] [26]

$$U = \frac{h}{s+t} \cdot \left[ \frac{2}{a} \cdot \left( 1 + \frac{w}{2 \cdot R_b} \right) \cdot \tanh(a \cdot w') + s \right], \quad (16)$$

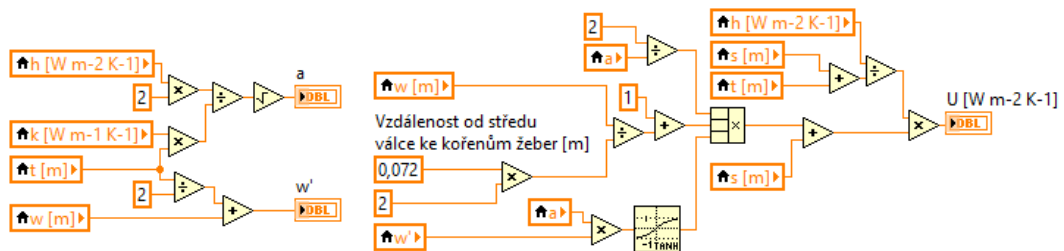
kde  $h$  je součinitel přestupu tepla povrchu,  $s$  je velikost mezery mezi žebry,  $t$  je tloušťka žeber,  $w$  je šířka žeber a  $R_b$  je vzdálenost od středu válce ke kořenům žeber. Hodnota  $a$  se počítá pomocí tohoto vzorce [25] [26]

$$a = \sqrt{\frac{2 \cdot h}{k_{Al} \cdot t}}, \quad (17)$$

kde  $k_{Al}$  je tepelná vodivost hliníku. Výpočet pro  $w'$  je následující [25] [26]

$$w' = w + \frac{t}{2}. \quad (18)$$

Vztah 16 byl experimentálně ověřován a platí pro žebrování všech běžných rozměrů a tvarů z oceli, mědi a hliníku [26].



Obr. 30 Výpočet  $a$ ,  $w'$  (vlevo) a  $U$  v blokovém diagramu LabView

Důležitou součástí výpočtu celkového součinitele přestupu tepla je určení hodnoty  $h$ . Je jedním ze vstupů subVI celkového součinitele přestupu tepla a počítá se tedy už v subVI zahřívání válců. Tento součinitel lze zjistit ze závislosti Nusseltova čísla na Reynoldsově čísle pro proudění mezi žebry u válců. Reynoldsovo podobnostní číslo je definováno následujícím vztahem [25]

$$Re = \frac{v_c \cdot D_h}{\nu_{mv}} = \frac{\rho_{mv} \cdot v_c \cdot D_h}{\mu_{mv}}, \quad (19)$$

kde  $Re$  je Reynoldsovo číslo,  $v_c$  je rychlost chladícího vzduchu,  $D_h$  je hydraulický průměr proudu,  $\nu_{mv}$  je kinematická viskozita vzduchu v mezní vrstvě a  $\mu_{mv}$  je dynamická viskozita. Výpočtu rychlosti chladícího vzduchu se bude věnovat kapitola popisující hlavní VI průběhu letu (strana 44).

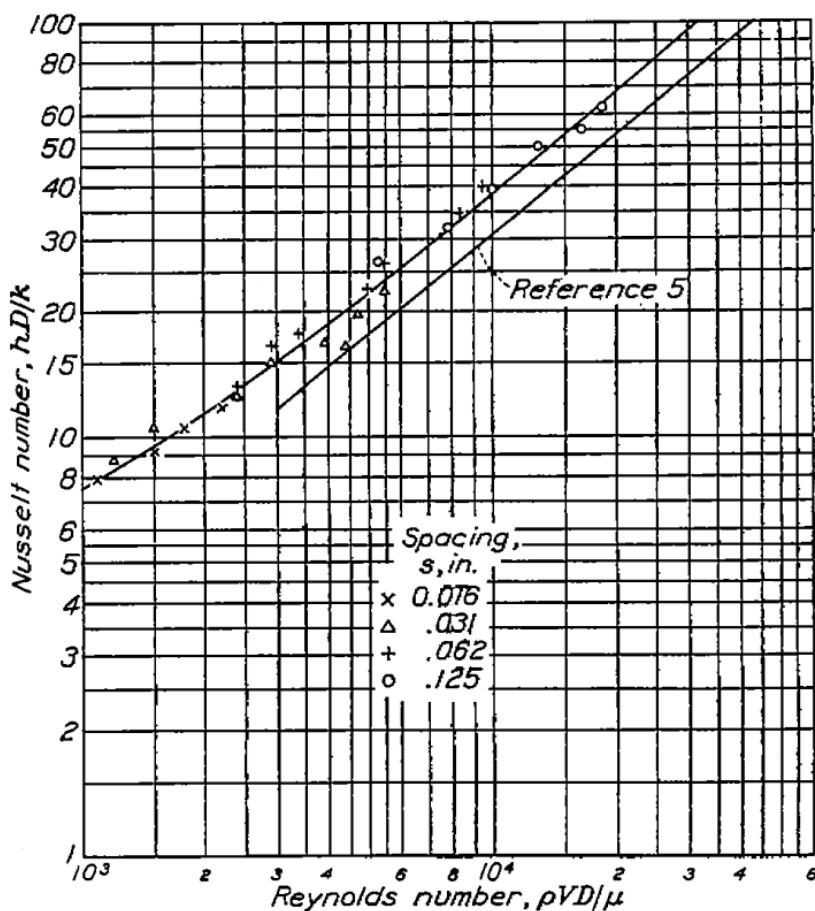
Hydraulický průměr vyjadřuje ekvivalentní hodnotu průměru trubice pro průřezy jiné než kruhové. Je definován takto [25]

$$D_h = \frac{4 \cdot A}{O}, \quad (20)$$

kde  $A$  je plocha průřezu proudu vzduchu a  $O$  je omočený obvod. V případě chlazení válce jsou kanály vedoucí vzduch tvořeny stěnou válce, deflektorem a protilehlými plochami sousedních žebër. Hydraulický průměr tedy můžeme vyjádřit následovně

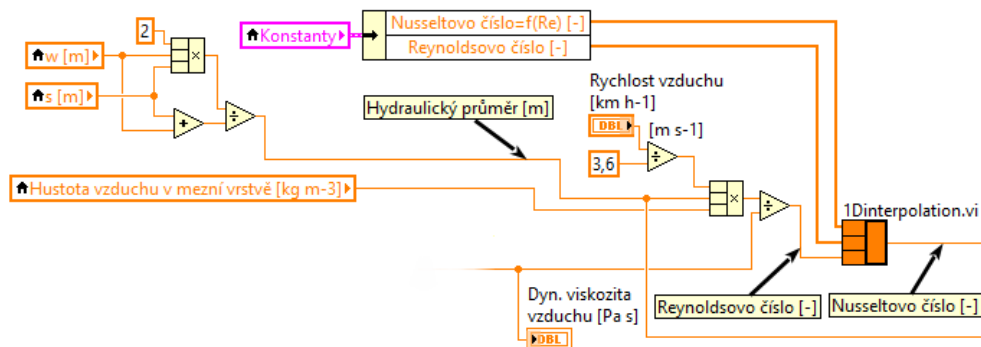
$$D_h = \frac{4 \cdot (s \cdot w)}{2 \cdot (s + w)} = \frac{2 \cdot s \cdot w}{s + w}. \quad (21)$$

Na následujícím grafu je vynesena závislost, ze které lze odečíst Nusseltovo číslo příslušející spočítanému Reynoldsovu číslu. Vrchní křivka, která je určující, byla získána z experimentálních měření pro několik rozestupů mezi žebry. Spodní křivka (*Reference 5*) pro srovnání ukazuje teoretické hodnoty plně vyvinutého turbulentního proudění v rovné trubici. Podobnostní čísla jsou bezrozměrná, proto hodnoty grafu platí jak pro imperiální, tak metrické jednotky [25].



Obr. 31 Závislost Nusseltova čísla na Reynoldsově číslu [25]

V modelu je tato závislost řešena pomocí tabulky hodnot a následně lineární 1D interpolace.



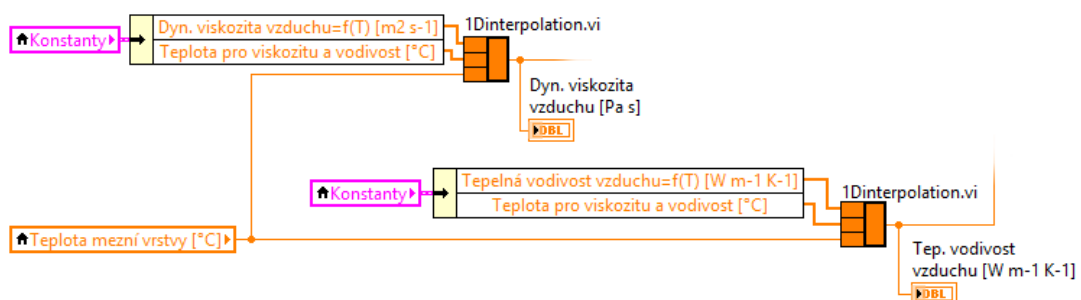
Obr. 32 Výpočet Nusseltova čísla v blokovém diagramu LabView

Ze vzorce pro Nusseltovo číslo lze následně vyjádřit součinitel přestupu tepla povrchu

$$h = \frac{Nu \cdot k_{mv}}{D_h}, \quad (22)$$

kde  $Nu$  je Nusseltovo podobnostní číslo a  $k_{mv}$  je tepelná vodivost vzduchu v mezní vrstvě.

Do rovnic 19 a 22 vstupují hodnoty dynamické viskozity a tepelné vodivosti vzduchu, které jsou závislé na stavových veličinách plynu. Závislost obou vlastností vzduchu na tlaku je pro atmosférické podmínky, ve kterých pracuje motor, zanedbatelná. Vliv teploty je však výrazný. Proto model určuje hodnotu viskozity a vodivosti v každém výpočetním kroku pro teplotu mezní vrstvy  $T_{mv}$  interpolací ze známých hodnot [27] [28] [29].



Obr. 33 Určení tepelné vodivosti a dynamické viskozity mezní vrstvy v blokovém diagramu LabView

Na teplotě závisí i vlastnosti kovu. Pro účely tohoto modelu jsou důležité měrná tepelná kapacita hliníku  $c_{Al}$  a tepelná vodivost  $k_{Al}$ . Obě vlastnosti se určují v každém výpočetním kroku pro průměrnou teplotu stěny  $T_0$  stejným způsobem jako vlastnosti vzduchu [29].

### 2.3.3 PRŮBĚH LETU (HLAVNÍ VI)

Tato část modelu slouží k simulaci provozních podmínek motoru, především horizontální a vertikální rychlosti letadla, a následnému vlivu na rychlost chladícího vzduchu. Simulace letu je zjednodušená a platí v ní určité předpoklady, které budou zmíněny při jejím popisu.

#### PARAMETRY LETADLA

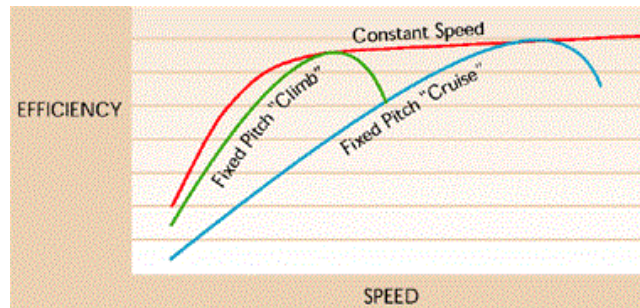
Aby bylo možné určit vztah mezi výkonem motoru a veličinami jako vzdušná rychlost a stoupavost (vertikální rychlost), je výhodné vycházet z parametrů existujícího letadla. Při výpočtech se tedy předpokládá, že jde o stejné letadlo s jiným motorem. Pro účely této simulace byl zvolen stroj Piper PA-32-300 Cherokee Six. Jedná se o jednomotorové (atmosférický zážehový motor) vrtulové osobní letadlo s pevným podvozkem o podobném výkonu jako simulovaný motor. Důležité parametry letadla pro maximální celkovou hmotnost (gross weight, tj. včetně paliva, pasažérů a nákladu) a standardní atmosférické podmínky v 0 m n. m. jsou následující [30]:

Výkon:	224 kW
Celková hmotnost:	1542 kg
Maximální stoupavost:	5,33 m s <sup>-1</sup>
Maximální rychlost:	289 km h <sup>-1</sup>



Obr. 34 Piper PA-32-300 Cherokee Six [31]

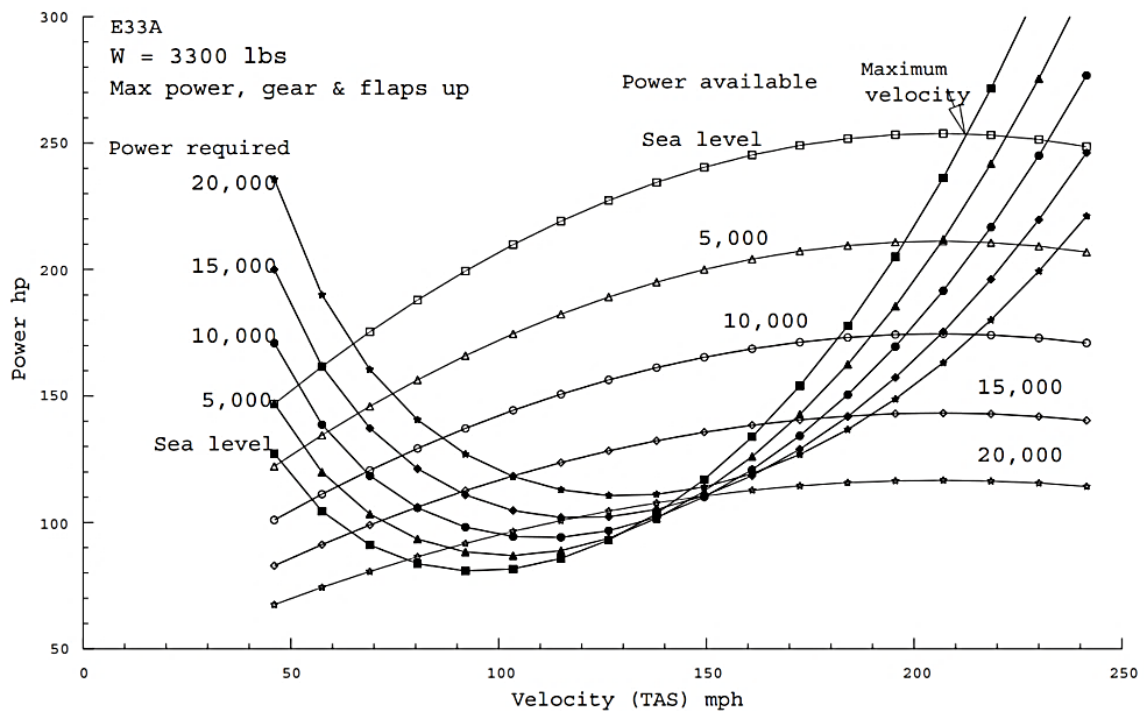
Kromě uvedených parametrů je třeba znát účinnost vrtule. Pro automaticky stavitelné vrtule je tato hodnota při běžném provozu přibližně konstantní a nezávislá na rychlosti letu (až na velmi nízké rychlosti, např. start letadla). Účinnost moderních automaticky stavitelných vrtulí zpravidla dosahuje hodnot kolem 80-90 %. Pro tuto simulaci byla zvolena konstanta 0,8 [32] [33] [34].



Obr. 35 Účinnost automaticky stavitelné vrtule v závislosti na vzdušné rychlosti (červená křivka) [32]

### VÝPOČTY SIMULACE LETU

V následujícím grafu jsou vyneseny teoreticky spočítané hodnoty požadovaného (power required) a dostupného (power available) výkonu letadla Bonanza E33A v závislosti na nadmořské výšce a rychlosti letadla [24].



Obr. 36 Graf požadovaného a dostupného výkonu letadla Bonanza E33A [24]

Z průběhů křivek požadovaného výkonu vyplývají tři poznatky:

- Pro danou výšku letu existuje ideální rychlost, ve které stačí letadlu k udržení výšky minimální hodnota dodávaného výkonu. Při této rychlosti má tedy letadlo největší přebytek výkonu a tím pádem i maximální stoupavost (vyplývá z rovnice 23).
- Hodnota minimálního požadovaného výkonu se mění s výškou letu.
- Ideální rychlost letadla pro minimální požadovaný výkon se mění s výškou letu.

Aby bylo možné simulovat chování letadla v závislosti na provozních podmínkách a výkonu motoru, je třeba začít zjištěním hodnoty minimálního výkonu potřebného k udržení výšky letu. K tomu lze využít vzorec pro stoupavost letadla [24] [34]

$$v_{y\max} = \frac{P_{av} - P_{r\min0}}{W} = \frac{\eta_p \cdot P_{max} - P_{r\min0}}{m_{gr} \cdot g}, \quad (23)$$

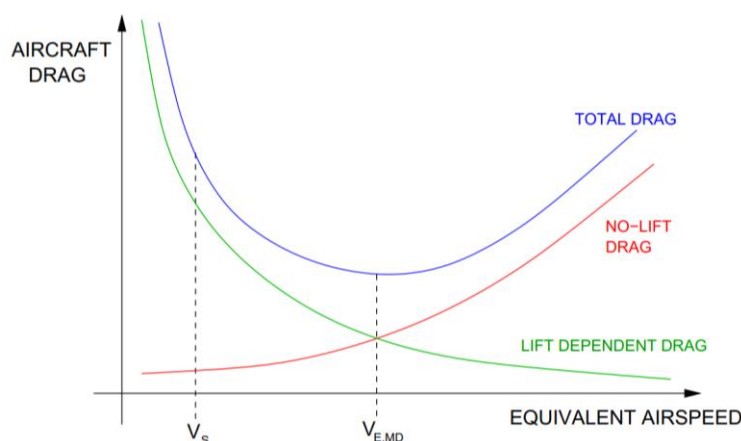
kde  $v_{y\max}$  je maximální stoupavost letadla,  $P_{av}$  je dostupný výkon na vrtuli,  $P_{r\min0}$  je minimální požadovaný výkon v 0 m n. m. za standardních podmínek,  $W$  je tíha letadla,  $\eta_p$  je účinnost vrtule,  $P_{max}$  je maximální výkon motoru a  $m_{gr}$  je celková hmotnost letadla.

Po vyjádření minimálního požadovaného výkonu a dosazení parametrů letadla vychází jeho hodnota na 98,5 kW. Ideální rychlost letu lze spočítat pomocí rovnice popisující křivky požadovaného výkonu v závislosti na rychlosti [24] [34]

$$P_r = \frac{K_1}{v_a} + K_2 \cdot v_a^3, \quad (24)$$

kde  $P_r$  je výkon potřebný ke překonání aerodynamického odporu,  $K_1$  a  $K_2$  jsou konstanty a  $v_a$  je vzdušná rychlost letu.

První člen vyjadřuje vliv indukovaného odporu, což je vedlejší účinek vztlaku křídel, a druhý člen vyjadřuje vliv škodlivého odporu. Vzdušná rychlost bohužel nejde z tohoto vztahu analyticky vyjádřit. Lze však využít toho, že každý z těchto odporů má dominantní vliv v jiném rozmezí rychlostí letadla, viz následující graf [34] [35]:



Obr. 37 Graf vlivu indukovaného (zelený) a škodlivého (červený) odporu na celkový (modrý) odpor letadla v závislosti na vzdušné rychlosti [35]

Při nízkých rychlostech má dominantní vliv indukovaný odpor. Let v těchto rychlostech je nežádoucí, jelikož v nich letadlo vyžaduje vyšší výkon než v rychlosti ideální. Při rychlostech vyšších než ideálních (část křivky napravo od minimálního  $P_r$ ) má dominantní vliv škodlivý odpor. Zde jeho hodnota rychle roste, zatímco indukovaný odpor asymptoticky klesá k nule. Pro tyto případy lze aproximovat vztah mezi výkonem a vzdušnou rychlostí takto [34] [35]:

$$P_r \propto v_a^3. \quad (25)$$

Výkon potřebný ke překonání aerodynamického odporu tedy roste se třetí mocninou rychlosti, aneb. rychlost letadla roste se třetí odmocninou dodávaného výkonu. Přibližnou hodnotu ideální rychlosti v 0 m n. m. při standardních podmínkách lze tedy zjistit pomocí následujícího vztahu [35]:

$$v_{id0} \approx v_{max0} \cdot \sqrt[3]{\frac{P_{rmin0}}{P_{av}}} = v_{max0} \cdot \sqrt[3]{\frac{P_{rmin0}}{\eta_p \cdot P_{max}}}, \quad (26)$$

kde  $v_{id0}$  je ideální rychlost v 0 m n. m. při standardních podmínkách a  $v_{max0}$  je maximální rychlost letadla.

Ideální rychlost vychází po dosažení na 236,7 km h<sup>-1</sup>. Jak již bylo zmíněno, hodnota této rychlosti se mění s nadmořskou výškou. Konkrétně závisí na hustotě vzduchu, kterou lze vyjádřit pomocí poměru  $\sigma$  (rovnice 8). Závislost má tento tvar [24] [34]

$$v_{id} = \frac{v_{id0}}{\sqrt{\sigma}}, \quad (27)$$

kde  $v_{id}$  je ideální rychlost pro aktuální provozní podmínky.

Závislost pro minimální požadovaný výkon je stejná jako pro rychlost [24] [34]

$$P_{rmin} = \frac{P_{rmin0}}{\sqrt{\sigma}}, \quad (28)$$

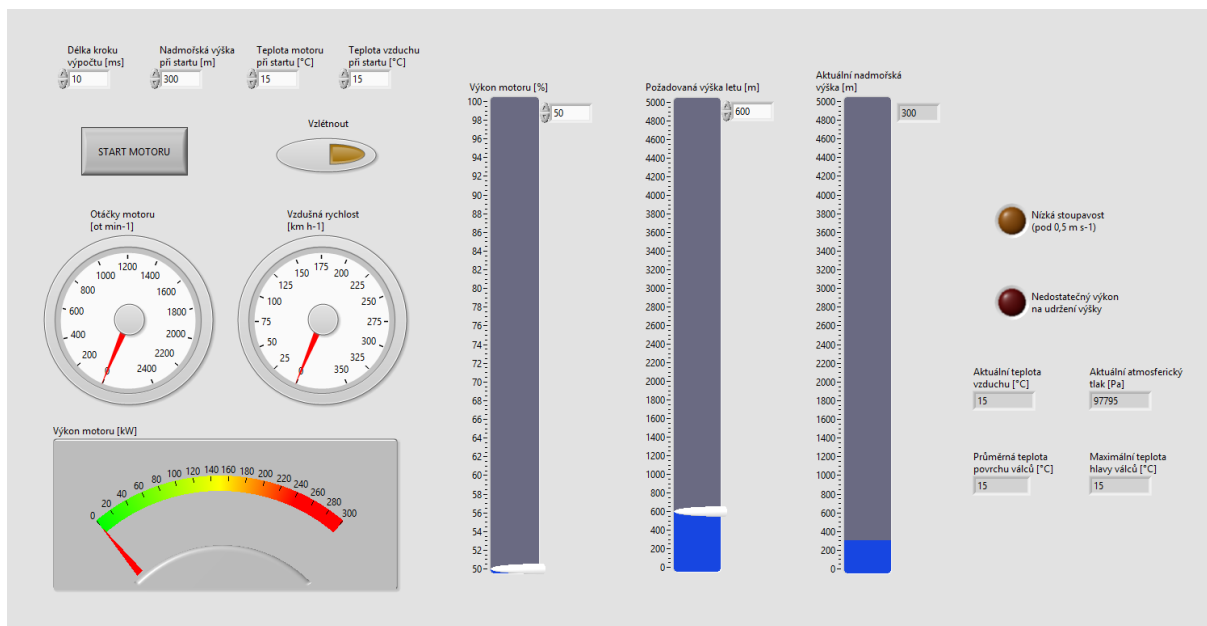
kde  $P_{rmin}$  je minimální požadovaný výkon k udržení výšky pro aktuální provozní podmínky.

## POPIS VI PRŮBĚHU LETU

Uživatel ovládá vstupy této simulace kontrolními prvky na předním panelu. Jsou to konkrétně:

- nadmořská výška, teplota vzduchu a teplota motoru (stěny válce) při startu,
- délka výpočetního kroku,
- inicializace startu motoru,
- inicializace startu letadla,
- požadovaný výkon motoru v procentech,
- požadovaná výška letu.

Některé prvky nelze ovládat v počátečních fázích letu.



Obr. 38 Přední ovládací panel hlavního VI průběhu letu

Hlavní strukturou, ve které jsou obsaženy všechny dříve uvedené výpočty, je již zmiňovaná *flat sequence*. Uvnitř každého okna je tzv. *while loop*, což je grafická reprezentace cyklu *while*. Výpočty jsou uvnitř této smyčky prováděny, dokud není splněna podmínka k ukončení (tyto podmínky jsou různé). Po splnění podmínky je spuštěn výpočet v dalším okně.

Každé okno této sekvenční struktury reprezentuje jinou fázi simulovaného letu. Fáze této simulace jsou následující:

1. inicializace VI, volba počátečních podmínek,
2. start motoru, přechod na volnoběžné otáčky,
3. volnoběh,
4. počátek startu letadla, přechod na provozní otáčky,
5. rozjezd (plný výkon),
6. vzlet do výšky 300 m nad dráhu (plný výkon),
7. let (udržování výšky, stoupání, klesání, 50-100 % výkonu).

*První fáze* slouží k inicializaci celého VI. Výpočty jsou uvnitř tzv. *case structure*, která registruje změnu zvolených startovních veličin. Z nich je dopočítáván tlak vzduchu (rovnice 2, 3, 4). Jakmile VI zaregistruje zmáčknutí tlačítka *START MOTORU*, spustí se další fáze simulace.

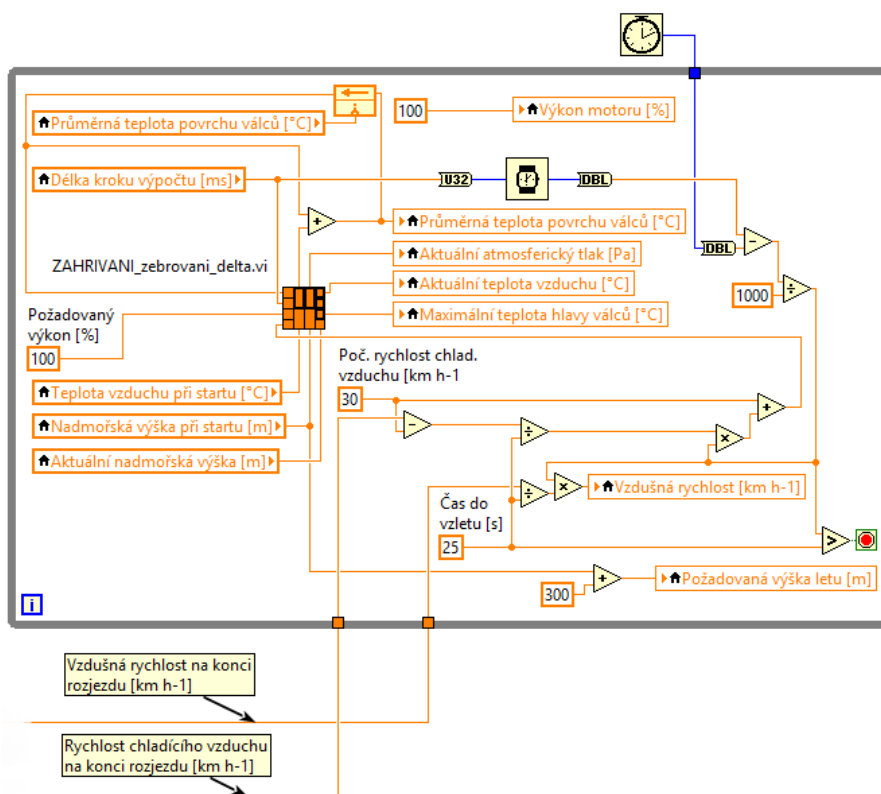
Ve *druhé fázi* motor přechází na své volnoběžné otáčky. Je jich dosaženo za 5 s a zvyšují se lineárně. Motor se prozatím nezahřívá.

*Třetí fáze* simuluje zahřívání motoru při volnoběhu. Motor se zahřívá i ve všech následujících fázích simulace. Otáčky se drží na  $800 \text{ ot min}^{-1}$ . Rychlost chladícího vzduchu je zde zvolena na konstantních  $11,5 \text{ km h}^{-1}$  (v této fázi se motor chladí jen proudem od vrtule), což je nejvyšší rychlost, při které se dokáže hlava válců zahřát na  $100 \text{ °C}$  při okolní teplotě  $-20 \text{ °C}$ .

Uživatel od této chvíle nemá přístup ke kontrole požadovaného výkonu a požadované výšky. Tyto vstupy lze ovládat až v poslední fázi simulace. Ukončení volnoběhu nastane při zmáčknutí tlačítka *Vzlétnout*.

Ve čtvrté fázi přechází motor na své provozní otáčky  $2200 \text{ ot min}^{-1}$ , které si udržuje až do konce simulace. Výkon motoru i tepelný tok vychází z hodnot při plném zatížení a jsou zde brány jako úměrné poměru okamžitých otáček ku otáčkám provozním. Určuje se zde také rychlost letadla a rychlost chladícího vzduchu (strana 44) na konci rozjezdu.

Pátá fáze simuluje rozjezd. Je zde předpokládáno, že letadlo zrychlí až na ideální rychlost před tím, než začne stoupat (ve skutečnosti je vzletová rychlost značně nižší). Letadlo zrychluje lineárně a konečné rychlosti dosáhne za konstantní dobu 25 s. Motor pracuje při 100% zatížení.



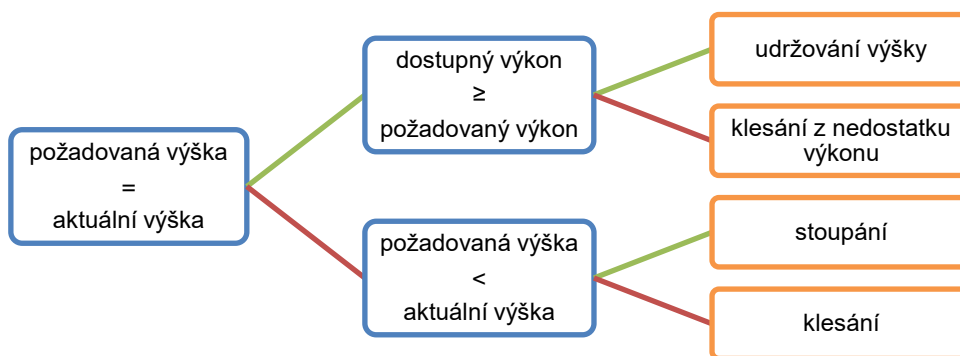
Obr. 39 Rozjezd letadla v blokovém diagramu LabView

Šestá fáze simuluje první fázi samotného letu, což je stoupaní za plného výkonu do výšky 300 m nad startovací dráhou. To je hodnota MSA (Minimal Sector Altitude), která je jednou z používaných minimálních bezpečných výšek letu. Předpokládá se, že letadlo letí ideální rychlostí s maximální stoupavostí. Jakmile je dosaženo cílové výšky, nastává finální fáze simulace a uživatel získá přístup ke kontrole výkonu motoru a požadované výšky letu [36].

V *sedmé fázi* simulace (finální fáze), se letadlo může nacházet v několika letových režimech:

- udržování výšky,
- stoupání,
- klesání chtěné,
- klesání způsobené nedostatkem výkonu.

Režim letu je závislý na vstupech od uživatele a aktuálním stavu letadla. VI posuzuje, v jakém režimu se nachází, pomocí tzv. *case structure*, což je grafická reprezentace podmínky *if*. Způsob, jakým se určuje, je znázorněn na následujícím schématu:



Obr. 40 Grafické znázornění volby režimu letu

Uvnitř modrých polí jsou uvedeny veličiny, které se vzájemně porovnávají pomocí funkcí zabudovaných v LabView. Zelené čáry vedou k dalšímu kroku v případě kladné odpovědi (TRUE) a červené čáry znázorňují zápornou odpověď (FALSE). Uvnitř oranžových polí jsou zvolené režimy letu.

Ve všech režimech je potřebné znát hodnotu minimálního požadovaného výkonu  $P_{rmin}$  a ideální rychlost letu  $v_{id}$ . Ty se počítají v každém výpočetním kroku z poměru  $\sigma$  pomocí rovnic 27 a 28. Další důležitou veličinou je dodávaný výkon, který je interpolován z jeho maximálních hodnot pro aktuální atmosférické podmínky (viz kapitola 2.2) a následně násoben aktuální požadovanou zátěží, která je ovládána uživatelem.

V režimu *udržování výšky* se počítá vzdušná rychlost následujícím vztahem

$$v_a = v_{id} \cdot \sqrt[3]{\frac{\eta_p \cdot P}{P_{rmin}}}, \quad (29)$$

kde  $P$  je aktuální výkon dodávaný motorem.

Během režimu *stoupání* je předpokládáno, že se letadlo pohybuje ideální rychlostí a s maximální stoupavostí. Je to z toho důvodu, že se jedná o stav nejrychlejšího zahřívání motoru (vysoký výkon, nízká rychlost chladícího vzduchu) a jeho simulace je tedy velmi důležitá.

Stoupavost se počítá následovně

$$v_y = \frac{\eta_p \cdot P - P_{rmin}}{m_{gr} \cdot g}, \quad (30)$$

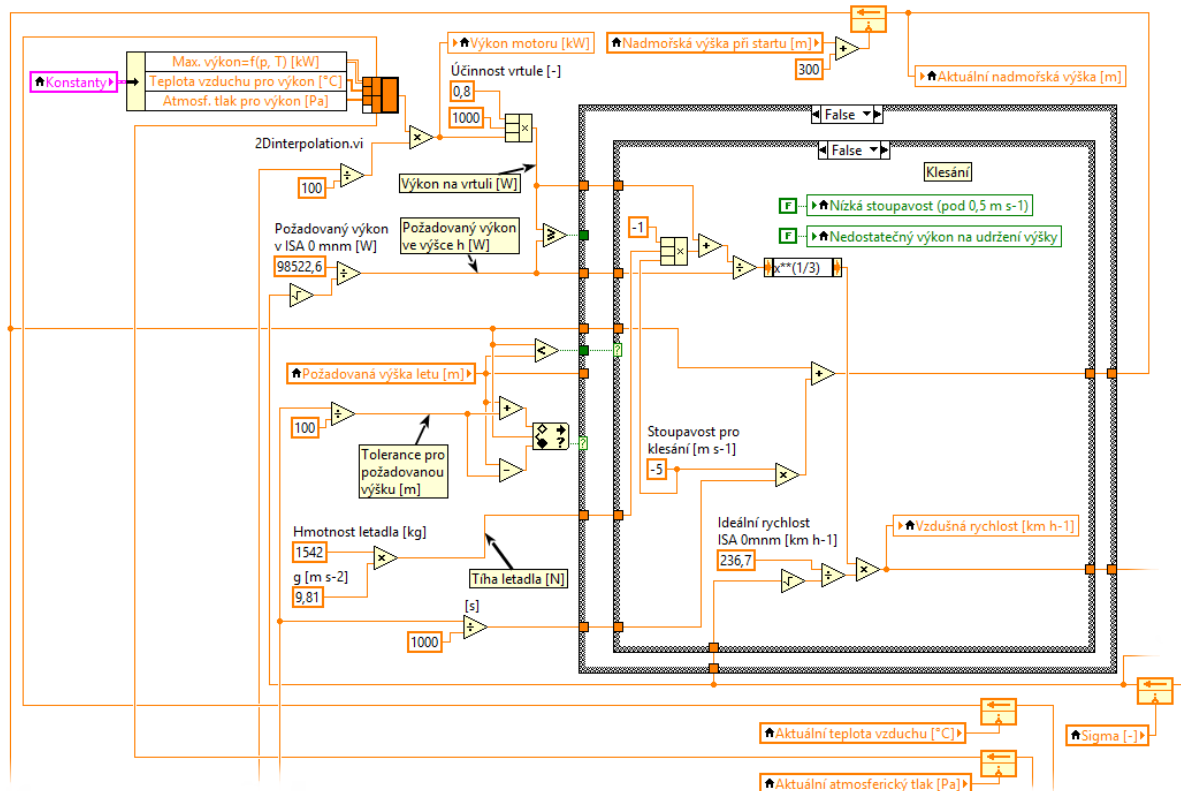
kde  $v_y$  je okamžitá stoupavost letadla.

V případě příliš malého dodávaného výkonu může být tato stoupavost záporná. Letadlo v tu chvíli nemá dostatek výkonu k udržení ideální rychlosti v dané výšce. Rychlost si tedy udržuje tím, že začne klesat. Jedná se o totožný výpočet, který se provádí při zaregistrování nedostatečného výkonu během přímého letu (*klesání z nedostatku výkonu* na obr. 40).

V režimu *klesání* je stoupavost letadla nastavena na konstantních  $-5 \text{ m s}^{-1}$ . Letadlo přeměňuje svou potenciální energii na energii kinetickou, a je tedy poháněno dodatečným výkonem, který se přičítá k výkonu motoru. Vzdušná rychlost se v tomto režimu počítá takto

$$v_a = v_{id} \cdot \sqrt[3]{\frac{\eta_p \cdot P + 5 \cdot m_{gr} \cdot g}{P_{rmin}}}. \quad (32)$$

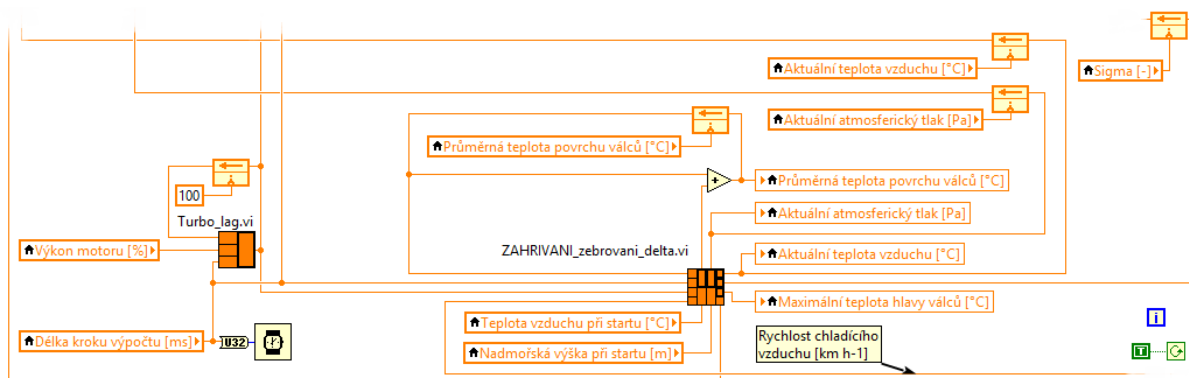
Změna rychlosti je ve všech režimech vyjma rozjezdu okamžitá. Neuvažuje se tedy setrvačnost letadla a hodnota vzdušné rychlosti reprezentuje její velikost po dosažení rovnovážného stavu. Simulace přechodných stavů by vyžadovala komplexnější a náročnější výpočty, které nejsou předmětem této práce.



Obr. 41 Simulace sedmé fáze letu v blokovém diagramu LabView

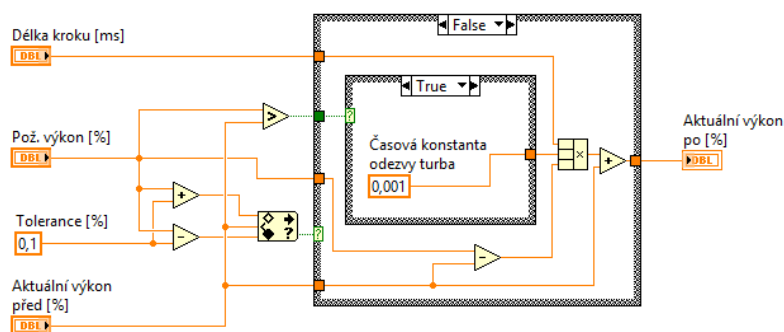
## SIMULACE TURBOEFEKTU

Jelikož je motor přepřínován turbodmychadly, reakce na změnu polohy ovládacího prvku (páka ovladače plynu) není okamžitá. Je to způsobeno setrvačností rotačních prvků turbodmychadla, které má rozdílné otáčky při různých zatíženích (i při stejných otáčkách motoru). VI průběhu letu tento tzv. turboefekt (turbo lag) napodobuje tím, že při okamžité změně polohy ovládacího prvku, např. z 50 na 100 %, přejde na cílovou hodnotu zatížení motoru postupně. Výpočet je proveden ve vlastním subVI.



Obr. 42 SubVI turboefektu a SubVI zahřívání válců v blokovém diagramu sedmé fáze simulace letu

Reakce na změnu zatížení je řešena pomocí časové konstanty. Při snížení výkonu je změna téměř okamžitá, při zvýšení výkonu však reakce trvá několik sekund. Motor se k cílové hodnotě přibližuje asymptoticky.



Obr. 43 Blokový diagram subVI turboefektu

## VÝPOČET RYCHLOSTI CHLADÍČÍHO VZDUCHU

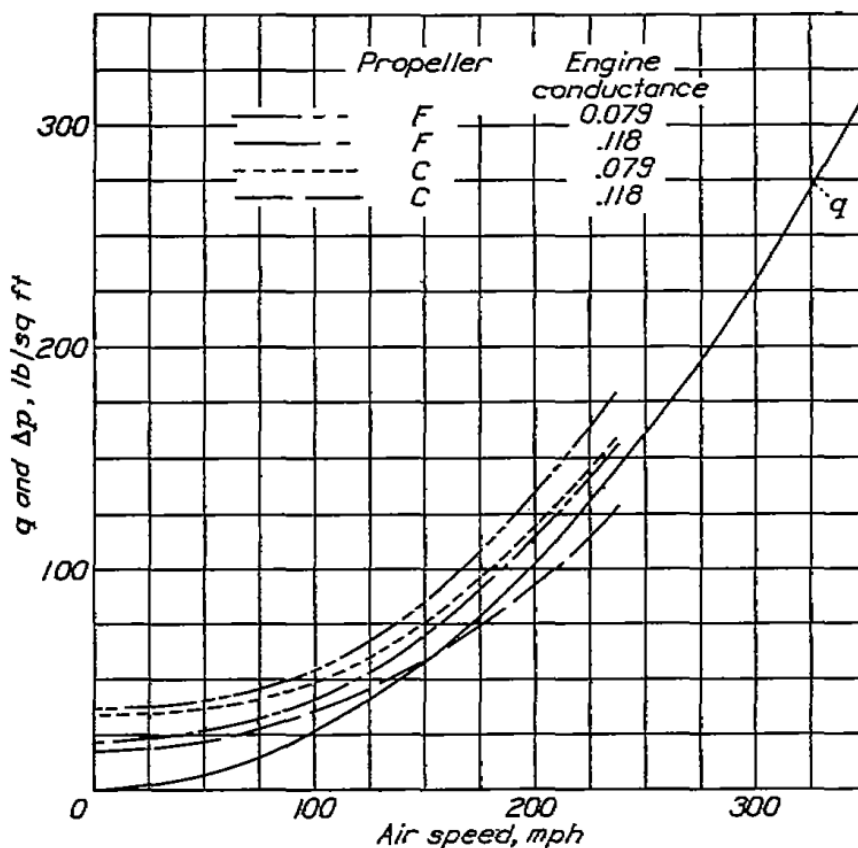
Chlazení je u leteckých boxerů řešeno využitím náporu vzduchu, viz obrázek 19. Vzduch pohybující se relativně k letadlu proniká do prostoru nad motorem a zde se mírně stlačuje. To způsobí tlakovou diferenci mezi prostory nad a pod válci. Vzduch poté začne proudit chladícími kanály (tvořené deflektory, válci a žebry) do míst nižšího tlaku pod motorem.

Během své cesty postupně ztrácí tlakovou energii vlivem lokálních odporů a třecích ztrát. Množství proudícího vzduchu je regulováno klapkami na výstupu, které zabraňují přechlazení motoru. Tato regulace není v modelu uvažována. V rovnovážném stavu jsou tlakové ztráty ekvivalentní dostupnému přetlaku. Pro zjištění přesné hodnoty rychlosti chladícího vzduchu je tedy třeba znát tyto závislosti [25] [26]:

- přetlak tvořený nápořem vzduchu v závislosti na rychlosti letu,
- tlakové ztráty vzduchu v závislosti na rychlosti proudění kolem válců.

První závislost je ovlivněna tvarem krytování motoru a typem vrtule, která má vliv na proudění v okolí vstupu do prostoru motoru. Druhá závislost je zase ovlivněna geometrií deflektorů, která má zásadní vliv na lokální ztráty na vstupu a výstupu z chladících cest. Tyto ztráty jsou určovány experimentálně. Úhel, kterým deflektory obklopují válce, navíc mění délku chladících kanálů, na které závisí celkové třecí ztráty. Jelikož jsou všechny tyto informace nedostupné, není možné určit přesnou závislost rychlosti chladícího vzduchu na vzdušné rychlosti. S využitím teorie turbulentního proudění je však možné přibližně určit charakter této závislosti (tzn. lineární, kvadratická apod.) [25] [26].

Na následujícím grafu jsou vyneseny závislosti přetlaku dostupného ke chlazení na vzdušné rychlosti letadla. Jeho hodnoty (čárkované a čerchované) byly zjištěny pro různé druhy vrtulí a motorů pro konvenční krytování. Plná čára ( $q$ ) zobrazuje závislost dynamického tlaku na rychlosti [25].



Obr. 44 Závislost hodnoty přetlaku dostupného ke chlazení na vzdušné rychlosti [25]

Je patrné, že hodnota dostupného přetlaku vykazuje poměrně silnou korelaci s velikostí dynamického tlaku. Vztah pro přetlak lze tedy aproximovat následovně [25]

$$\Delta p \approx \frac{\rho_{vz} \cdot v_a^2}{2}, \quad (33)$$

kde  $\Delta p$  je dostupný přetlak, popř. celkové tlakové ztráty.

*Lokální ztráty* na vstupu a výstupu z chladících cest lze vyjádřit pomocí této rovnice [25]

$$\Delta p = (K_{in} + K_{out}) \cdot \frac{\rho_{vz} \cdot v_c^2}{2} = K_c \cdot \frac{\rho_{vz} \cdot v_c^2}{2}, \quad (34)$$

kde  $K_{in}$  je součinitel lokálních ztrát na vstupu,  $K_{out}$  je součinitel na výstupu a  $K_c$  je celkový součinitel lokálních ztrát. Jak již bylo uvedeno, hodnoty těchto součinitelů jsou neznámé. Po dosazení tohoto vztahu do rovnice 33 vyplývá pro lokální ztráty tato závislost

$$v_c \propto v_a. \quad (35)$$

Tlakové ztráty způsobené třením při turbulentním proudění ve chladících kanálech válců lze určit pomocí Darcy-Weisbachovy rovnice. Hodnota součinitele třecích ztrát je v tomto případě počítaná vztahem závislým na Reynoldsově čísle [25]

$$\Delta p = Konst \cdot \frac{L}{D_h} \cdot \frac{\rho_{vz} \cdot v_c^2}{Re^{0,2}}, \quad (36)$$

kde  $Konst$  je konstanta a  $L$  je délka cesty chladícího vzduchu. Po dosazení vztahu pro Reynoldsovo číslo a zahrnutí všech konstantních hodnot pro danou geometrii chladících cest do  $Konst$  má výsledný vztah tuto podobu

$$\Delta p = Konst \cdot \rho_{vz}^{0,8} \cdot v_c^{1,8}. \quad (37)$$

Hustotu vzduchu lze vyjádřit pomocí poměru  $\sigma$

$$\rho_{vz} = \rho_0 \cdot \sigma. \quad (38)$$

Po dosazení vztahů 37 a 38 do rovnice 33 lze pro třecí ztráty vyjádřit závislost rychlosti chladícího vzduchu na vzdušné rychlosti a hustotě následovně

$$v_c \propto \sigma^{\frac{1}{9}} \cdot v_a^{\frac{10}{9}}. \quad (39)$$

Závislost rychlosti chladícího vzduchu na hustotě vzduchu je tedy při běžných provozních podmínkách ( $\sigma$  0,6-1,1) u třecích ztrát minimální a u lokálních ztrát není žádná. Závislost na vzdušné rychlosti je u lokálních ztrát lineární a u třecích ztrát je v rozsahu provozních rychlostí (230-350 km h<sup>-1</sup>) téměř lineární.

Pro účely této simulace byla po zvážení těchto faktů zvolena následující závislost

$$v_c \approx Konst \cdot v_a = 0,5 \cdot v_a . \quad (40)$$

Po určení této závislosti byly upraveny geometrické parametry chladících žebor tak, aby při vzletu z 0 m n. m. při okolní teplotě 30 °C nepřekročila teplota hlavy hodnotu 200 °C. Výsledné rozměry žebor jsou následující:

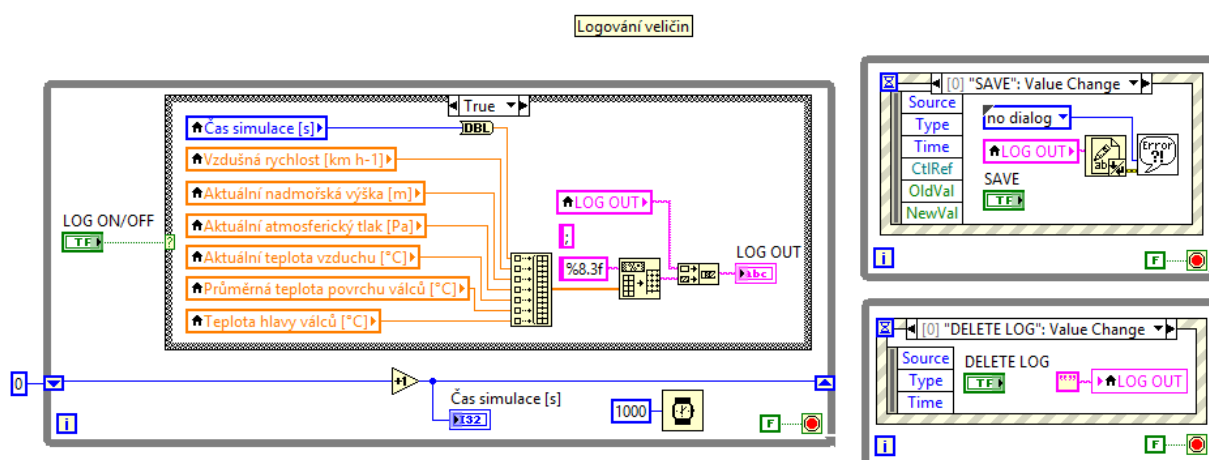
Tloušťka:	1,3 mm
Šířka:	11,5 mm
Mezera mezi žebry:	3 mm

### 3 VÝSLEDKY SIMULAČNÍHO MODELU

VI simulace letu má zabudovanou možnost logování sledovaných veličin. Při zapnutí logování se sekvenčně zapisují do textového řetězce. Těmito veličinami jsou (v tomto pořadí):

- čas od spuštění simulace [s],
- vzdušná rychlost [ $\text{km h}^{-1}$ ],
- aktuální nadmořská výška [m n. m.],
- aktuální atmosférický tlak [Pa],
- aktuální teplota vzduchu [ $^{\circ}\text{C}$ ],
- průměrná teplota stěny válců [ $^{\circ}\text{C}$ ],
- teplota hlavy válců [ $^{\circ}\text{C}$ ].

LOG ON/OFF		LOG OUT						
<input type="checkbox"/>		29,000	191,301	0,000	101325,000	40,000	140,765	190,748
<input type="checkbox"/>		30,000	201,431	0,000	101325,000	40,000	142,405	192,390
<input type="checkbox"/>		31,000	211,301	0,000	101325,000	40,000	143,843	193,829
<input type="checkbox"/>		32,000	221,171	0,000	101325,000	40,000	145,086	195,074
<input type="checkbox"/>		33,000	231,041	0,000	101325,000	40,000	146,142	196,132
<input type="checkbox"/>		34,000	240,911	0,000	101325,000	40,000	147,019	197,011
<input type="checkbox"/>		35,000	246,777	2,114	101302,192	39,987	147,742	197,736
<input type="checkbox"/>		36,000	246,833	7,271	101245,199	39,953	148,399	198,393
<input type="checkbox"/>		37,000	246,889	12,426	101188,243	39,920	149,020	199,014
<input type="checkbox"/>		38,000	246,945	17,580	101131,324	39,886	149,608	199,602

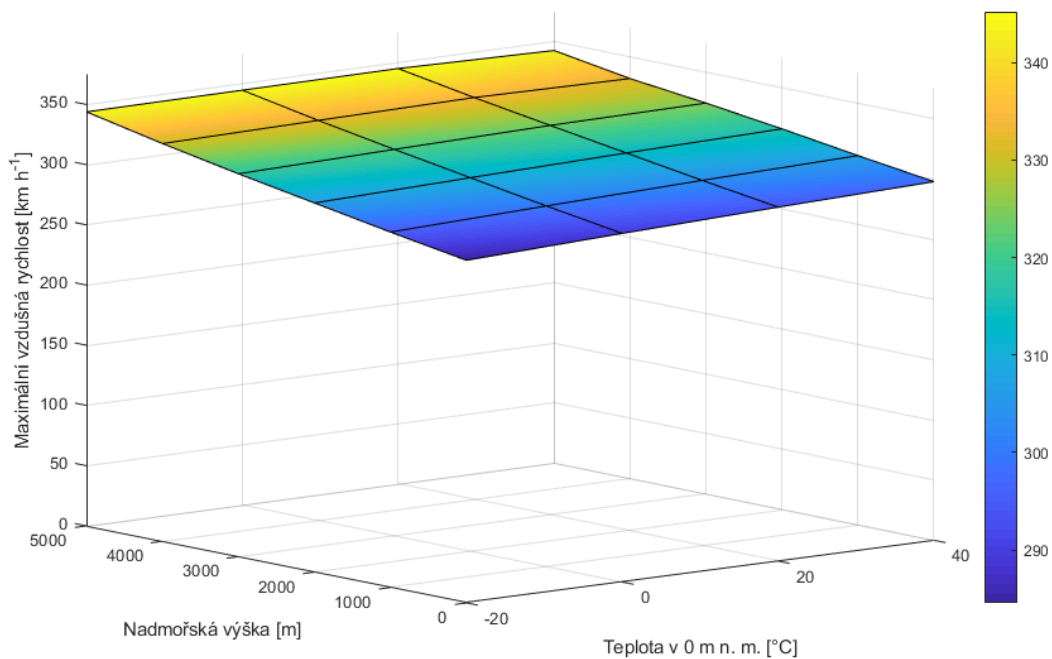


Obr. 45 Logování veličin ve VI průběhu letu

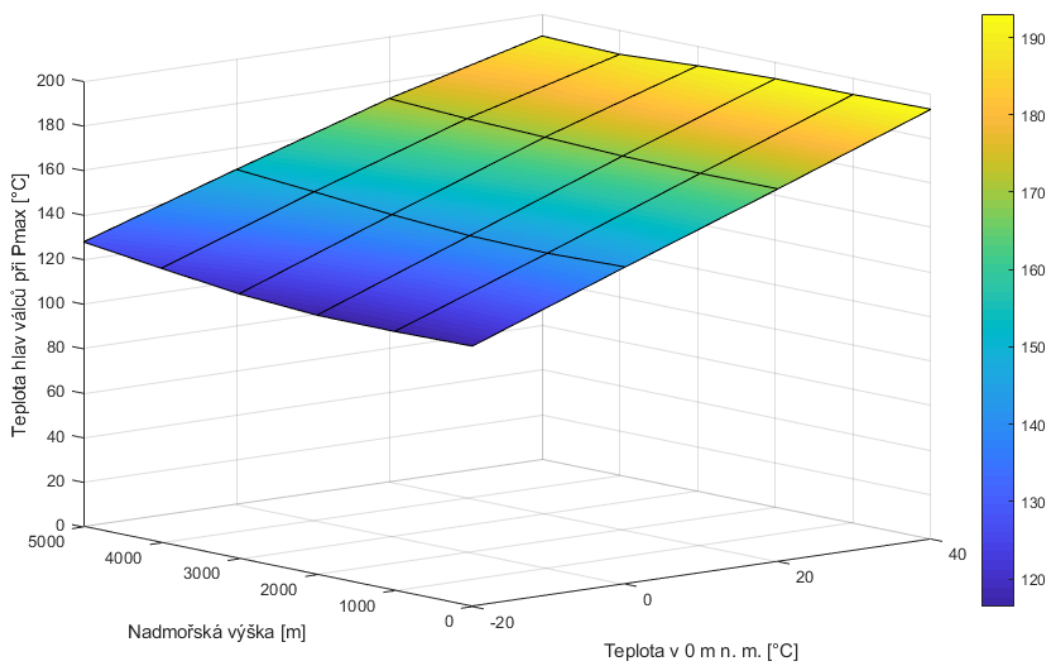
Textový řetězec (LOG OUT) lze následně exportovat do textového souboru. Tyto soubory byly využity ke tvorbě grafů v této kapitole.

### 3.1 PŘÍMÝ LET

Let v konstantní nadmořské výšce, jakožto nejběžnější provozní stav letadla, byl simulován v režimech maximálního výkonu a minimálního požadovaného výkonu. Následující grafy zobrazují ustálené hodnoty sledovaných veličin při maximálním výkonu motoru:



Obr. 46 3D graf maximální vzdušné rychlosti

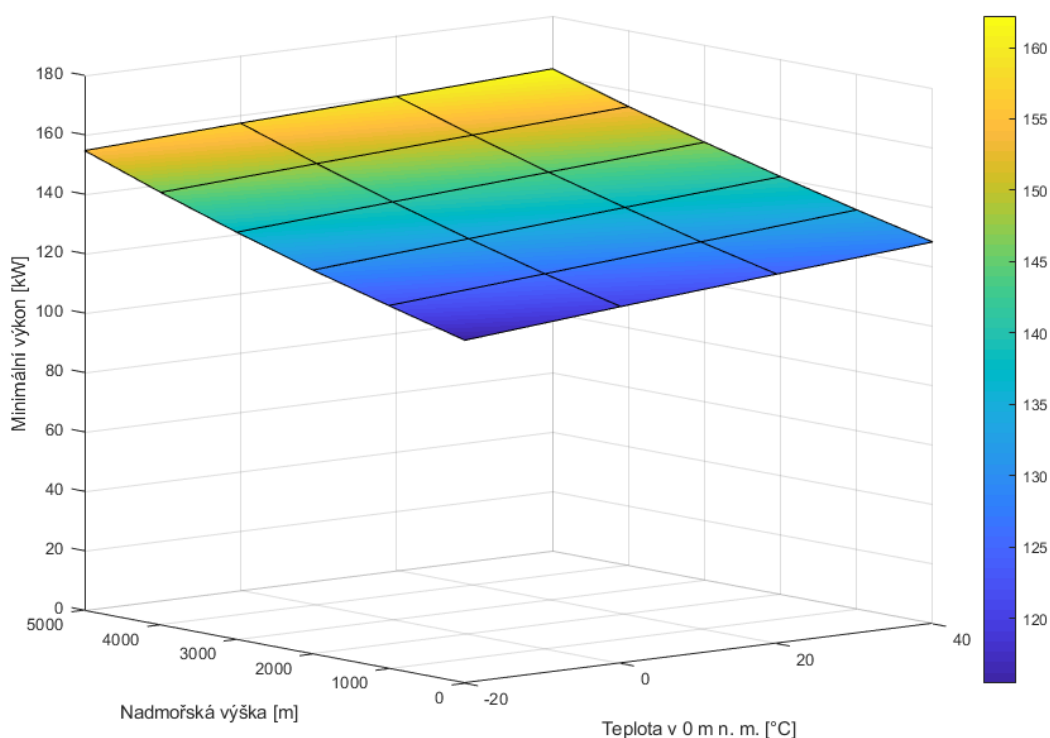


Obr. 47 3D graf teploty válců při maximálním výkonu motoru

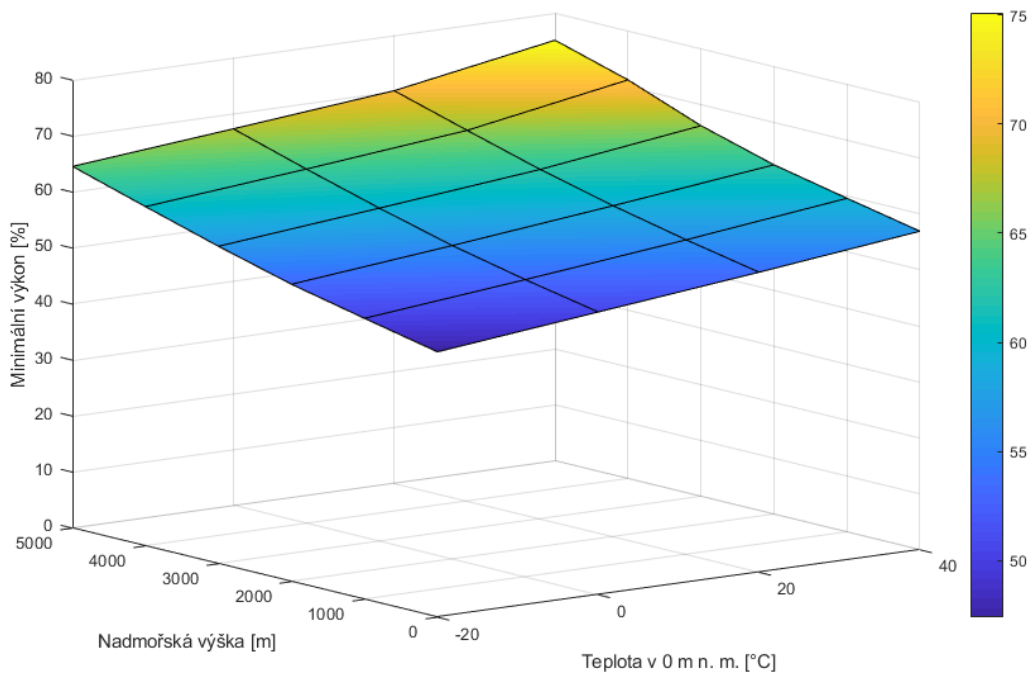
Maximální rychlost letadla se výrazně zvyšuje s rostoucí nadmořskou výškou a mírně s rostoucí teplotou. V těchto podmínkách klesá hustota vzduchu a tím pádem i aerodynamický odpor natolik, že zde rychlost roste i přes klesající výkon motoru (přesně opačná závislost, viz obrázek 22). Jelikož je rychlost chladícího vzduchu přibližně lineárně závislá na vzdušné rychlosti, je její průběh stejný.

Teplota válců se ve větších nadmořských výškách mírně zvyšuje, a to i přes nižší teploty a vyšší rychlosti chladícího vzduchu. Důvodem je opět nižší hustota vzduchu, jelikož na ní závisí hodnota Reynoldsova čísla a tím pádem i hodnota součinitele přestupu tepla. Výjimku tohoto pravidla tvoří provoz za vysokých okolních teplot (40 °C v 0 m n. m.), kde motoru ve velkých výškách příliš klesá výkon a generované teplo, viz obrázek 23. Je však možné, že výsledky termodynamického modelu jsou v těchto provozních podmínkách zavádějící, jelikož se zde trend grafu vymyká standardním průběhům. Vliv hustoty je patrný i v závislosti na teplotě okolního vzduchu. Při rozdílu okolních teplot 60 °C je rozdíl mezi teplotami hlav válců ještě vyšší, a to přibližně 80 °C.

Následující grafy zobrazují minimální výkon motoru potřebný k udržení nadmořské výšky. Je zde vyjádřen jeho absolutními hodnotami v kilowatech i procenty z maximálního dostupného výkonu:

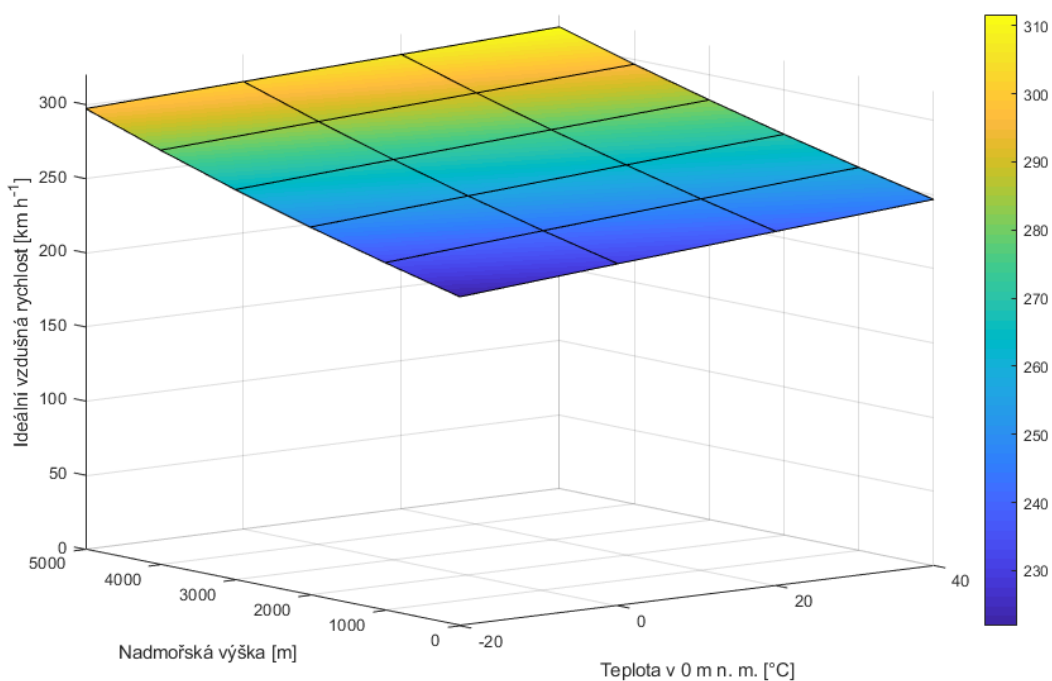


Obr. 48 3D graf absolutní hodnoty minimálního požadovaného výkonu

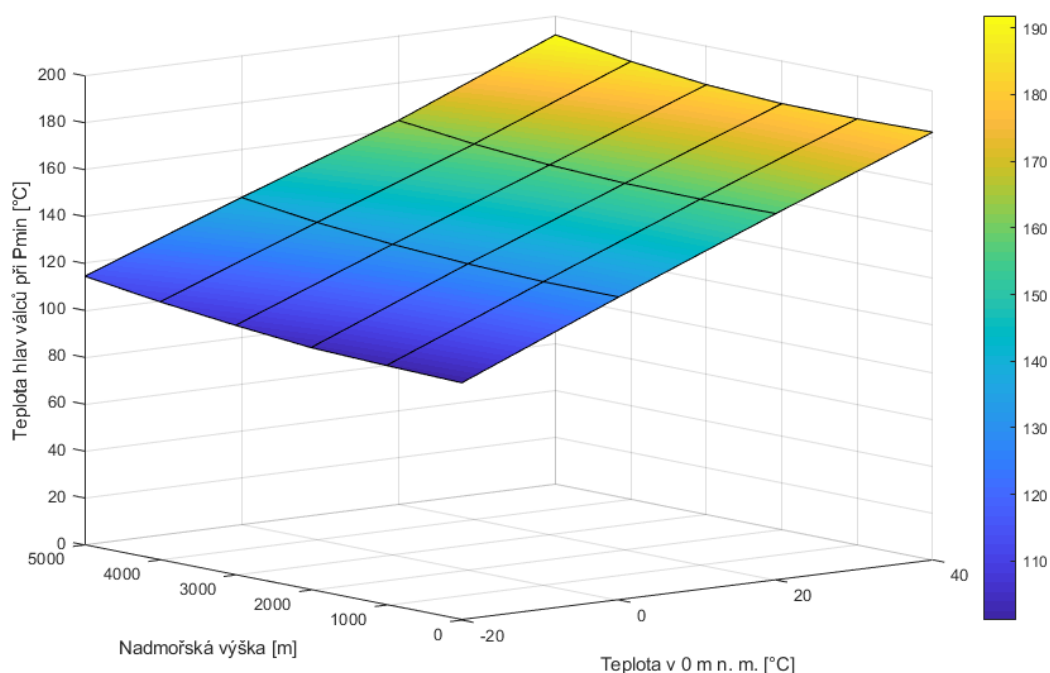


Obr. 49 3D graf procentuální hodnoty minimálního požadovaného výkonu

S rostoucí nadmořskou výškou a teplotou se výrazně navyšuje procentuální hodnota minimální potřebné zátěže motoru. Letadlo zde tedy má nejmenší přebytek výkonu, což znamená malou stoupavost (lze názorně vidět v kapitole 3.2) a větší zahřívání válců. Následují grafy ustálených hodnot sledovaných veličin v těchto režimech:



Obr. 50 3D graf ideální rychlosti letu



Obr. 51 3D graf teploty válců při minimálním potřebném výkonu motoru

Absolutní hodnota minimálního požadovaného výkonu a ideální rychlost mají totožnou závislost na poměru  $\sigma$  (rovnice 27 a 28), což lze vidět i na grafech v této kapitole.

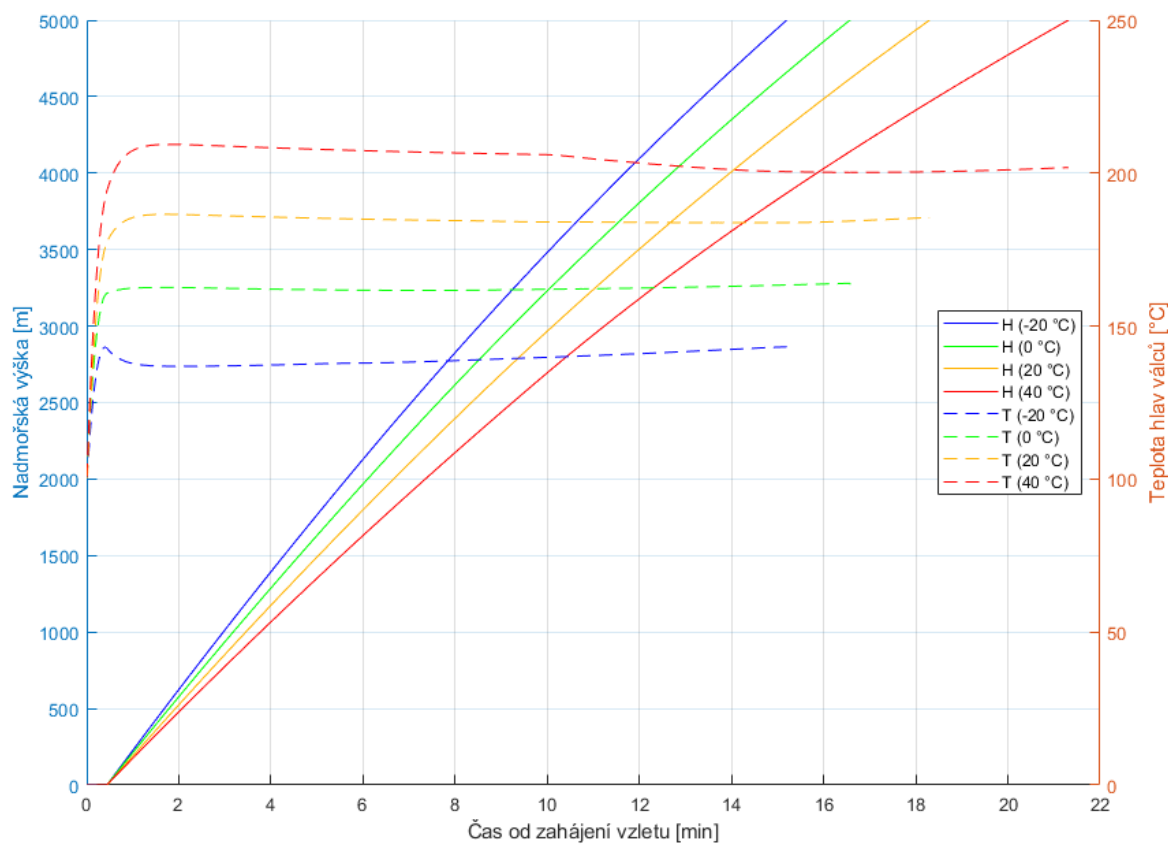
Teploty hlav válců v režimu minimálního výkonu se příliš neliší od teplot při výkonu maximálním. Klesá zde totiž rychlost letadla a tím pádem i rychlost chladícího vzduchu. Při nízkých okolních teplotách je rozdíl nejvyšší (přibližně 15 °C), jelikož zde motor není příliš zatížen. Teploty hlav válců jsou zde navíc natolik nízké, že by bylo nutné regulovat průtok chladícího vzduchu.

Za vysokých teplot, především ve vysokých nadmořských výškách je motor natolik zatížen, že je rozdíl teplot oproti maximálnímu zatížení minimální. V těchto provozních podmínkách tedy nelze zabránit vysokému tepelnému namáhání motoru.

### 3.2 STOUPÁNÍ

Při stoupání se část výkonu využívá k navýšení potenciální energie letadla. Letadlo tedy letí při stejném zatížení motoru nižší rychlostí než při přímém letu, což má za následek vyšší teploty válců. Část výkonu využívaná ke stoupání je určena úhlem stoupání letadla. Hraničním režimem je let ideální rychlostí, kdy má letadlo maximální stoupavost.

Následující graf zobrazuje průběh letu při stoupání z nulové výšky do 5000 m n. m. za plného výkonu motoru. Simulace byla provedena pro různé teploty okolního vzduchu (číslo, které je u legendy v závorce značí teplotu vzduchu v 0 m n. m.).



Obr. 52 Graf nadmořské výšky a teploty hlav válců při stoupaní do 5000 m n. m.

Stoupavost letadla klesá s rostoucí teplotou a výškou, jelikož se zvyšuje požadovaný výkon a klesá výkon motoru. Během stoupaní se teplota motoru příliš nemění. Hustota chladícího vzduchu totiž sice rychle klesá, zároveň však klesá i jeho teplota a roste rychlost letadla (obrázek 50).

Rozjezd letadla byl inicializován, jakmile hlavy válců dosáhly při volnoběhu teploty 100 °C. Motor se zahřívá velmi rychle a téměř dosahuje své konečné teploty již na konci rozjezdu (25 s). Zde se pravděpodobně real-time model více oddaluje od reálného průběhu zahřívání. Neuvažuje se v něm například postupné zahřívání oleje (odvádí teplo ze stěny válce) nebo přestup tepla z válců do skříně motoru apod. To by znamenalo pomalejší změnu teplot. Tento efekt lze v modelu částečně napodobit zvýšením hmotnosti stěny válce.

## ZÁVĚR

Diplomová práce se zabývá tvorbou simulačního real-time modelu leteckého pístového motoru pro testování řídicích systémů. Simulovaný motor je vznětový, přepřlňovaný šestiválec s protilehlými válci. Model byl vytvořen v grafickém programovacím prostředí National Instruments LabView a zaměřuje se na zahřívání a chlazení válců motoru.

První kapitola této práce slouží jako obecný úvod do problematiky leteckých pístových motorů. Jsou zde vyčteny požadavky kladené na jejich parametry jako výškovost, nízká hmotnost a vysoká spolehlivost. Z těchto požadavků plynou jisté rozdíly s automobilovými motory. Mezi typické charakteristiky letadlových motorů, které jsou podrobněji popsány v samotném textu, patří manuální nebo automatická kontrola bohatosti směsi, použití speciálních leteckých paliv, netradiční uspořádání válců, vzduchové chlazení, nízké otáčky, velký zdvihový objem, optimalizace pro vysoká zatížení atd.

Druhá kapitola se zabývá popisem simulačního modelu. Prvním krokem v jeho tvorbě bylo zjištění atmosférických podmínek, ve kterých se motor během svého provozu ocitá. Pomocí rovnic vyjadřujících závislost teploty a tlaku vzduchu na nadmořské výšce byly spočítány hraniční hodnoty těchto veličin. Z termodynamického modelu motoru byly poté zjištěny velikosti maximálního výkonu a tepelného toku proudícího do válců pro různá zatížení. Tyto simulace byly provedeny pro různé tlaky a teploty okolního vzduchu spadající do provozních podmínek motoru. Výstupy termodynamických simulací jsou hlavními vstupy real-time simulace zahřívání válců.

Samotný simulační model se skládá z několika VI (podprogramy tvořené v LabView) a je ovládán uživatelem v reálném čase. Jelikož mají hlavy válců mají neznámý obecný tvar, znemožňuje to přímý výpočet jejich okamžité teploty. Přímou se proto počítá teplota stěn válců (jejichž geometrie je známá) a teplota hlav se následně dopočítává zjednodušeným vztahem vycházejícím z výsledků termodynamického modelu. K simulaci zahřívání je použita kapacitní metoda, která předpokládá rovnoměrné rozložení teplot ve stěně válce.

Kromě tepelného výkonu vstupujícího ze spalovacího prostoru do válce je třeba znát také tepelný tok odváděný do chlazení. Ten je kromě rozměrů válce a chladících žebor závislý na vlastnostech chladícího vzduchu jako teplota, rychlost, hustota, viskozita, tepelná vodivost apod. Ty jsou závislé na aktuálních atmosférických podmínkách a rychlosti letadla. Proto je součástí modelu i zjednodušená simulace průběhu letu. Při jeho tvorbě se vycházelo z parametrů existujícího letadla o podobném výkonu. Veškeré vstupy potřebné k simulaci zahřívání se počítají v závislosti na zátěži motoru, režimu letu (stoupání, klesání, přímý let) a aktuální nadmořské výšce. Uživatel si volí podmínky při startu, aktuální zátěž motoru a požadovanou výšku letu.

V poslední kapitole jsou uvedeny výsledky simulací real-time modelu pro všechny provozní podmínky motoru. Simulován byl přímý let při plném výkonu, přímý let při minimálním požadovaném výkonu a stoupání při maximálním výkonu a maximální stoupavosti.

Po konzultacích s vedoucím práce a lidmi z leteckého ústavu lze obecně výsledky simulací zhodnotit jako uspokojující a byly tedy úspěšně splněny všechny cíle diplomové práce. Závislosti pro výkon motoru, přenos tepla, rychlost letadla a teplotu válců mají správný charakter průběhu (rostoucí/klesající), který odpovídá změnám vlastností atmosférického vzduchu.

V některých případech se však tyto závislosti zdají být příliš slabé. Rozdíl mezi teplotami motoru při plném a minimálním zatížení v určitých provozních podmínkách vychází na pouhé desetiny stupně celsia. Problémem jsou zde nejspíš zavádějící výsledky termodynamického modelu, který má jen omezenou přesnost. U různých výpočtů (rychlost letadla, rychlost chladícího vzduchu) byly navíc použity aproximace přesných vztahů.

Válce se při startu letadla zahřívají příliš rychle. To je nejspíš způsobeno zanedbáním přenosu tepla do skříně motoru a do studeného oleje (termodynamický model uvažuje přenos tepla do zahřátého oleje při rovnovážném stavu). Pomalejší zahřívání válců lze v modelu napodobit zvýšením hodnoty hmotnosti stěny válce.

Přesnost modelu by tedy bylo možné nadále zvýšit například použitím experimentálně naměřených hodnot výkonu motoru a tepelného toku, exaktním výpočtem pro rychlost letadla a rychlost chladícího vzduchu, vhodnějším způsobem dopočtu teploty hlavy válců apod. Pro většinu těchto výpočtů by však bylo nutné znát konstanty, závislosti a parametry motoru a letadla, které momentálně nejsou dostupné.

## POUŽITÉ INFORMAČNÍ ZDROJE

- [1] ADAMEC, Josef a Jindřich KOCÁB. *Letadlové motory*. Vyd. 2. Praha: Corona, 2008. ISBN 978-80-86116-54-9.
- [2] Piston Engine Aircraft Technology. *Flying Magazine* [online]. 6 April 2012 [cit. 2018-01-22]. Dostupné z: <https://www.flyingmag.com/aircraft/pistons/piston-engine-technology>
- [3] Automotive design: Fill hardware-in-the-loop gaps. *Electronics Design & Engineering - EE Times India* [online]. c2016, 17 Jul 2015 [cit. 2018-04-30]. Dostupné z: [https://archive.eetindia.co.in/www.eetindia.co.in/ART\\_8800713985\\_1800001\\_TA\\_50d04bf3.HTM](https://archive.eetindia.co.in/www.eetindia.co.in/ART_8800713985_1800001_TA_50d04bf3.HTM)
- [4] KUSSIOR, Zdeněk. Typy leteckých motorů. *LeteckéMotory.cz* [online]. 24. 4. 2002 [cit. 2018-01-20]. Dostupné z: <http://www.leteckemotory.cz/teorie/typy-leteckych-motoru/>
- [5] *Lycoming.com* [online]. c2016 [cit. 2018-01-21]. Dostupné z: <https://www.lycoming.com/>
- [6] FERNIE, Michael. Camshafts and Crankshafts Explained the Simple Way. *Car Throttle* [online]. 2009 [cit. 2018-05-14]. Dostupné z: <https://www.carthrottle.com/post/camshafts-and-crankshafts-explained-the-simple-way/>
- [7] What are some of the differences between piston engines used in aircraft and automobiles? *Aviation Stack Exchange* [online]. [cit. 2018-01-22]. Dostupné z: <https://aviation.stackexchange.com/questions/11527/what-are-some-of-the-differences-between-piston-engines-used-in-aircraft-and-aut>
- [8] What's the difference between an automotive piston engine and an aircraft piston engine? *Quora* [online]. [cit. 2018-01-22]. Dostupné z: <https://www.quora.com/Whats-the-difference-between-an-automotive-piston-engine-and-an-aircraft-piston-engine>
- [9] *Fiti design s.r.o.* [online]. [cit. 2018-01-22]. Dostupné z: <http://www.fiti.cz/index.html>
- [10] How does a 4 stroke engine work?. *MechStuff* [online]. [cit. 2018-05-17]. Dostupné z: <http://mechstuff.com/how-does-a-4-stroke-engine-work/>
- [11] Motoren aus technischer Sicht/ Zweitaktmotor. *Wikibooks* [online]. [cit. 2018-05-17]. Dostupné z: [https://de.wikibooks.org/wiki/Motoren\\_aus\\_technischer\\_Sicht/\\_Zweitaktmotor](https://de.wikibooks.org/wiki/Motoren_aus_technischer_Sicht/_Zweitaktmotor)
- [12] Pohonné hmoty pro leteckou dopravu. *Petroleum.cz* [online]. c2007-2018 [cit. 2018-01-22]. Dostupné z: <http://www.petroleum.cz/vyrobky/jet.aspx>
- [13] Ottův cyklus. *Wikipedia* [online]. [cit. 2018-01-22]. Dostupné z: [https://cs.wikipedia.org/wiki/Ott%C5%AFv\\_cyklus](https://cs.wikipedia.org/wiki/Ott%C5%AFv_cyklus)
- [14] Seiligerův cyklus. *Wikipedia* [online]. [cit. 2018-01-22]. Dostupné z: [https://cs.wikipedia.org/wiki/Seiliger%C5%AFv\\_cyklus](https://cs.wikipedia.org/wiki/Seiliger%C5%AFv_cyklus)

- [15] Types of Aircraft Piston Engines. *Covington Aircraft Engines, Inc.* [online]. 2 July 2012 [cit. 2018-01-23]. Dostupné z: <http://blog.covingtonaircraft.com/2012/07/02/types-of-aircraft-piston-engines/>
- [16] Mercedes D III aircraft engine. *Mercedes-Benz International* [online]. c2003-2017 [cit. 2018-01-23]. Dostupné z: <https://www.mercedes-benz.com/en/mercedes-benz/classic/museum/mercedes-d-iii-aircraft-engine/>
- [17] Rolls-Royce Merlin. *Wikipedia* [online]. [cit. 2018-01-23]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Rolls-Royce\\_Merlin](https://en.wikipedia.org/wiki/Rolls-Royce_Merlin)
- [18] Pratt and Whitney R-2800 Double Wasp. *The Aviation History Online Museum* [online]. c2016 [cit. 2018-01-23]. Dostupné z: <http://www.aviation-history.com/engines/pr-2800.htm>
- [19] Engine Cylinder Cooling Fin and Baffle and Deflector System Inspection. *Aeronautics Guide* [online]. [cit. 2018-01-23]. Dostupné z: <http://okigihan.blogspot.cz/p/engine-cylinder-cooling-fin-and-baffle.html>
- [20] Atmospheric lapse rate. *Citizendium, the Citizens' Compendium* [online]. 2018 [cit. 2018-05-01]. Dostupné z: [http://en.citizendium.org/wiki/Atmospheric\\_lapse\\_rate](http://en.citizendium.org/wiki/Atmospheric_lapse_rate)
- [21] *U.S. Standard Atmosphere, 1976* [online]. Washington, D. C., 1976 [cit. 2018-05-01]. Dostupné z: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19770009539.pdf>
- [22] LabView. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2018-05-03]. Dostupné z: <https://en.wikipedia.org/wiki/LabVIEW>
- [23] PAVELEK, Milan. *TERMOMECHANIKA 17: Přenos tepla konvekcí*. FSI VUT v Brně. Dostupné také z: [http://ottp.fme.vutbr.cz/users/pavelek/termo/17\\_Konvekce.pdf](http://ottp.fme.vutbr.cz/users/pavelek/termo/17_Konvekce.pdf)
- [24] ROGERS, David F. *Altitude Effects: Part 1*. c1995. Dostupné také z: [http://www.nar-associates.com/technical-flying/altitude/part1/altitude\\_part1\\_wide\\_screen.pdf](http://www.nar-associates.com/technical-flying/altitude/part1/altitude_part1_wide_screen.pdf)
- [25] JOYNER, U. T. a M. J. BREVOORT. *The problem of cooling an air-cooled cylinder on an aircraft engine* [online]. Washington D. C., 1941 [cit. 2018-05-05]. Dostupné z: <http://www.dtic.mil/dtic/tr/fulltext/u2/b807149.pdf>
- [26] BIERMANN, Arnold E. a Herman H. ELLERBROCK. *The design of fins for air-cooled cylinders* [online]. Washington, D. C., 1941 [cit. 2018-05-06]. Dostupné z: <http://www.dtic.mil/dtic/tr/fulltext/u2/b806683.pdf>
- [27] Air thermal conductivity as a function of pressure. *ResearchGate* [online]. c2018 [cit. 2018-05-07]. Dostupné z: [https://www.researchgate.net/figure/Air-thermal-conductivity-as-a-function-of-pressure\\_fig1\\_230959207](https://www.researchgate.net/figure/Air-thermal-conductivity-as-a-function-of-pressure_fig1_230959207)
- [28] Air viscosity. *NASA* [online]. Washington D. C. [cit. 2018-05-07]. Dostupné z: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/viscosity.html>

- [29] *Engineering ToolBox* [online]. 2001 [cit. 2018-05-07]. Dostupné z: <https://www.engineeringtoolbox.com/>
- [30] *Piper Cherokee Six 260/300: Performance and Specs*. Dostupné také z: <http://airmart.com/sites/default/files/Piper%20Cherokee%206-260%20AND%206-300%20Performance%20and%20Specs.pdf>
- [31] Piper PA-32-300 Cherokee Six B - Untitled. *Airliners.net: Aviation Photography, Discussion Forums and News* [online]. c2018, 31 December 2012 [cit. 2018-05-08]. Dostupné z: <http://www.airliners.net/photo/Untitled/Piper-PA-32-300-Cherokee-Six-B/2207496>
- [32] MAY, Robin. Variable Pitch Propellers. *Robin May's Websites* [online]. 12 March 2004 [cit. 2018-05-08]. Dostupné z: <http://www.fly13.co.uk/Tug/VP%20Prop/Prop.htm>
- [33] What is the propeller efficiency of modern propellers?. *Aviation Stack Exchange* [online]. c2018, 22 Apr 2015 [cit. 2018-05-08]. Dostupné z: <https://aviation.stackexchange.com/questions/14305/what-is-the-propeller-efficiency-%CE%BC-p-of-modern-propellers-for-light-sport-ai>
- [34] *Level Flight Performance and Level Flight Envelope*. Dostupné také z: <http://www.dept.aoe.vt.edu/~lutze/AOE3104/levelflightperf.pdf>
- [35] TURNER, M. *Minimum Power, Minimum Drag*. Leicester, UK, 2016. Dostupné také z: [https://www.le.ac.uk/eg/mct6/teaching/aero\\_lect3\\_2016.pdf](https://www.le.ac.uk/eg/mct6/teaching/aero_lect3_2016.pdf)
- [36] Minimum Sector Altitude. *SKYbrary Aviation Safety* [online]. 4 February 2018 [cit. 2018-05-09]. Dostupné z: [https://www.skybrary.aero/index.php/Minimum\\_Sector\\_Altitude](https://www.skybrary.aero/index.php/Minimum_Sector_Altitude)

## SEZNAM POUŽITÝCH ZKRATEK A SYMBOLŮ

$\Delta E$	[J]	Změna tepelné energie stěny válce během výpočetního kroku
$\Delta p$	[Pa]	Přetlak vytvořený náparem vzduchu nebo celkové tlakové ztráty
$\Delta T$	[K]	Změna průměrné teploty stěny válce během výpočetního kroku
$\Delta t$	[s]	Délka výpočetního kroku
$a$	[m <sup>-1</sup> ]	Koeficient pro výpočet celkového součinitele přestupu tepla
$A$	[m <sup>2</sup> ]	Plocha příčného průřezu proudu vzduchu
$c_{Al}$	[J kg <sup>-1</sup> K <sup>-1</sup> ]	Měrná tepelná kapacita hliníku
$D_h$	[m]	Hydraulický průměr
$g$	[m s <sup>-2</sup> ]	Tíhové zrychlení
$H$	[m n. m.]	Aktuální nadmořská výška
$h$	[W m <sup>-2</sup> K <sup>-1</sup> ]	Součinitel přestupu tepla povrchu
$H_0$	[m n. m.]	Nadmořská výška ve známém bodě
$H_{start}$	[m n. m.]	Nadmořská výška při startu letadla
$K_1$	[kg m <sup>3</sup> s <sup>-4</sup> ]	Konstanta výpočtu výkonu
$K_2$	[kg m <sup>-1</sup> ]	Konstanta výpočtu výkonu
$k_{Al}$	[W m <sup>-1</sup> K <sup>-1</sup> ]	Tepelná vodivost hliníku
$K_c$	[-]	Celkový součinitel lokálních ztrát
$K_{in}$	[-]	Součinitel lokálních ztrát na vstupu do chladících cest
$k_{mv}$	[W m <sup>-1</sup> K <sup>-1</sup> ]	Tepelná vodivost mezní vrstvy
$K_{const}$	[-]	Konstanty pro výpočet rychlosti chladícího vzduchu (různé hodnoty)
$K_{out}$	[-]	Součinitel lokálních ztrát na výstupu z chladících cest
$L$	[m]	Délka chladících kanálů
$L_e$	[K m <sup>-1</sup> ]	Vertikální teplotní gradient
$m_{gr}$	[kg]	Celková hmotnost letadla (gross weight)
$m_{st}$	[kg]	Hmotnost stěny válce
$M_{vz}$	[kg mol <sup>-1</sup> ]	Molární hmotnost vzduchu
$Nu$	[-]	Nusseltovo podobnostní číslo
$O$	[m]	Omočený obvod proudu vzduchu
$p$	[Pa]	Absolutní atmosférický tlak ve výšce $H$
$P$	[W]	Aktuální výkon motoru
$p_0$	[Pa]	Absolutní atmosférický tlak ve známém bodě
$P_{av}$	[W]	Dostupný výkon na vrtuli

$P_{max}$	[W]	Maximální výkon motoru
$P_r$	[W]	Výkon potřebný k překonání aerodynamického odporu
$P_{rmin}$	[W]	Minimální požadovaný výkon pro aktuální atmosférické podmínky
$P_{rmin0}$	[W]	Minimální požadovaný výkon v 0 m n. m. při 15 °C
$Q_{in}$	[J]	Teplo přivedené do stěny válce během výpočetního kroku
$\dot{Q}_{in}$	[W]	Tepelný tok přiváděný ze spalovacího prostoru do válce
$Q_{out}$	[J]	Teplo odvedené ze stěny válce během výpočetního kroku
$\dot{Q}_{out}$	[W]	Tepelný tok odváděný ze stěny válce do chladícího vzduchu
$R$	[J K <sup>-1</sup> mol <sup>-1</sup> ]	Univerzální plynová konstanta
$R_b$	[m]	Vzdálenost od osy válce ke kořenům chladících žebor
$Re$	[-]	Reynoldsovo podobnostní číslo
$r_{vz}$	[J kg <sup>-1</sup> K <sup>-1</sup> ]	Plynová konstanta vzduchu
$S$	[m <sup>2</sup> ]	Teplosměnná plocha stěny válce bez chladících žebor
$s$	[m]	Mezera mezi chladícími žebry
$t$	[m]	Tloušťka chladících žebor
$T_0$	[K]	Aktuální průměrná teplota stěny válce
$T_{0mm}$	[K]	Teplota vzduchu v nulové nadmořské výšce
$T_1$	[K]	Průměrná teplota stěny válce v dalším výpočetním kroku
$T_{mv}$	[K]	Průměrná teplota mezní vrstvy
$T_{start}$	[K]	Teplota vzduchu při startu letadla
$T_{vz}$	[K]	Aktuální teplota okolního vzduchu
$T_{vz0}$	[K]	Teplota vzduchu ve známém bodě
$U$	[W m <sup>-2</sup> K <sup>-1</sup> ]	Celkový součinitel přestupu tepla
$v_a$	[m s <sup>-1</sup> ]	Vzdušná rychlost letadla
$v_c$	[m s <sup>-1</sup> ]	Rychlost chladícího vzduchu
$v_{id}$	[m s <sup>-1</sup> ]	Ideální vzdušná rychlost pro aktuální atmosférické podmínky
$v_{id0}$	[m s <sup>-1</sup> ]	Ideální vzdušná rychlost v 0 m n. m. při 15 °C
$v_{max0}$	[m s <sup>-1</sup> ]	Maximální vzdušná rychlost v 0 m n. m. při 15 °C
$V_{st}$	[m <sup>3</sup> ]	Objem stěny válce
$v_{vz}$	[m <sup>3</sup> kg <sup>-1</sup> ]	Měrný objem vzduchu
$v_y$	[m s <sup>-1</sup> ]	Aktuální stoupavost letadla
$v_{ymax}$	[m s <sup>-1</sup> ]	Maximální stoupavost letadla
$w$	[m]	Šířka chladících žebor

$W$	[N]	Tíha letadla
$w'$	[m]	Modifikovaná šířka chladících žebor
$\eta_p$	[-]	Účinnost vrtule
$\mu_{mv}$	[Pa s]	Dynamická viskozita mezní vrstvy
$\nu_{mv}$	[m <sup>2</sup> s <sup>-1</sup> ]	Kinematická viskozita mezní vrstvy
$\rho_0$	[kg m <sup>-3</sup> ]	Standardní hustota vzduchu v 0 m n. m. při 15 °C
$\rho_{Al}$	[kg m <sup>-3</sup> ]	Hustota hliníku
$\rho_{mv}$	[kg m <sup>-3</sup> ]	Průměrná hustota mezní vrstvy
$\rho_{vz}$	[kg m <sup>-3</sup> ]	Hustota okolního vzduchu
$\sigma$	[-]	Poměr sigma