

# TURBOPROP AIRCRAFT ENGINE MODELING AND SIMULATION

*Tomáš Kerlin, Vladimír Hubík, Jiří Toman*

UNIS a.s. Mechatronic systems

## Abstract

**Tento příspěvek popisuje sestavení komplexního modelu řízení pro malé letecké turbopropové motory do výkonu 500 kW. Model byl vytvořen v rámci výzkumného projektu, který je zaměřen na vývojový proces, návrh nástrojů a výběr technologií umožňujících podstatnou redukci vývojového času a snížení nákladů vývoje malých užitkových turbopropových letounů.**

## 1 Úvod

Sestavení modelu řídicího systému je nedílnou součástí vývoje řídicích algoritmů. Model byl sestaven pro zjištění a predikci chování reálného systému, jenž reprezentuje, a který může být ve skutečnosti velice nákladný, nebezpečný anebo dokonce těžko proveditelný.

Model systému je obvykle vytvořen na základě matematického popisu, který obsahuje soubor algebraických, diferenčních a diferenciálních rovnic, přenosových funkcí nebo stavových popisů. Tyto vztahy jsou většinou odvozeny z matematicko-fyzikální analýzy systému nebo na základě experimentu s reálnou soustavou. Samozřejmě lze tyto metody kombinovat a zvláště u složitějších systémů se této možnosti hojně využívá. Cílem modelování je získat co nejpreciznější model reálné soustavy, ale zároveň co nejjednodušší. Bohužel tyto dva požadavky se většinou navzájem vylučují - čím dokonalejší model, tím je obvykle i složitější.

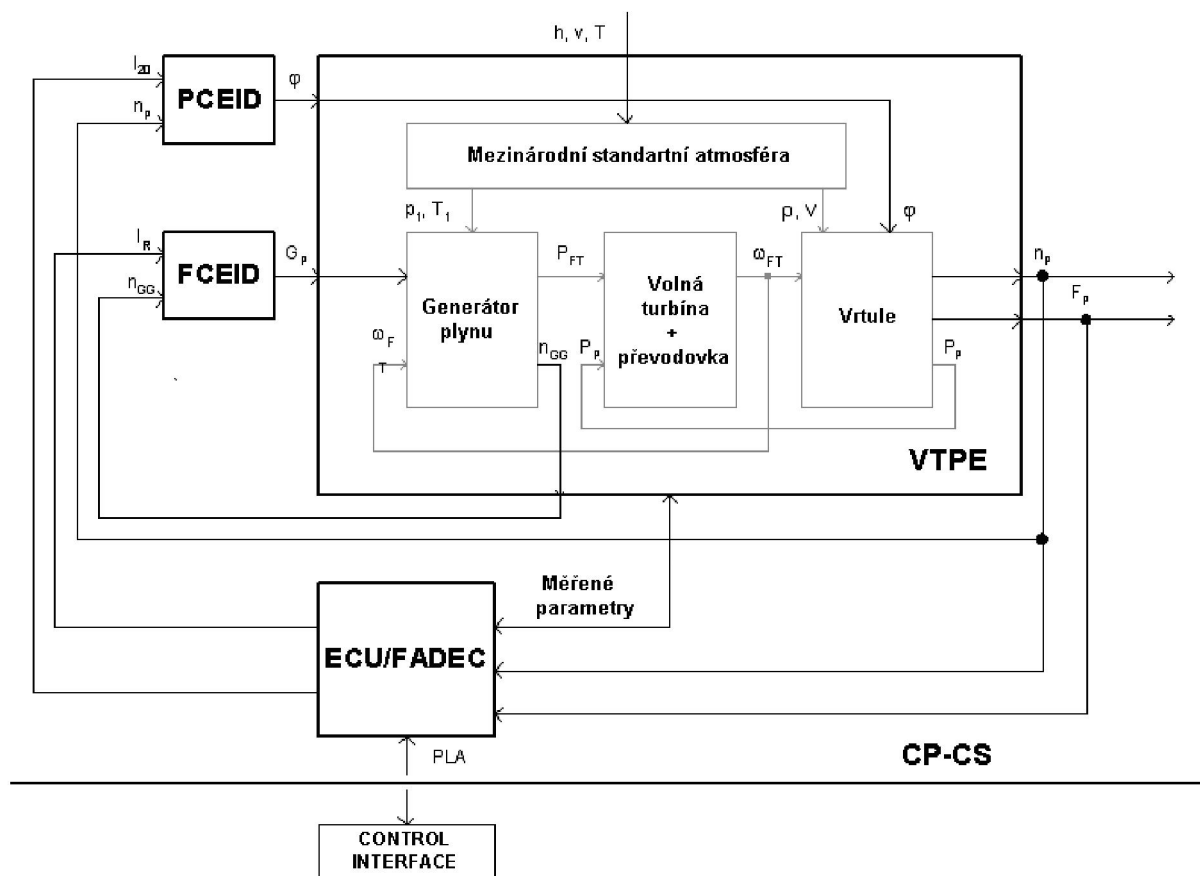
Turbopropový motor je velice komplikovaný a nelineární systém, ve kterém probíhají různé fyzikální jevy. Aby bylo možné tento systém namodelovat, je nutné nejdříve dokonale porozumět principu činnosti a umět aplikovat znalosti z různých inženýrských oblastí, jako jsou např. termodynamika, mechanika, mechanika proudění a elektrotechnika. Úspěšná tvorba tohoto modelu je také silně závislá na množství dostupných či poskytovaných vstupních informacích přímo od výrobce motoru. Tyto informace ovšem není snadné získat, protože většinou podléhají utajení.

## 2 Modely turbopropového motoru a jeho řídicí jednotky

Všechny části modelu jsou sestaveny v programovém prostředí Matlab/Simulink, na základě matematického popisu. Model lze rozdělit na několik základních částí. Řízeným systémem je turbopropový motor VTPE (Virtual Turbo Prop Engine), který je řízený systémem nazývaným CP-CS, který se skládá z řídicí jednotky ECU / FADEC (Engine Control Unit / Full Authority Digital Engine Control) a aktuátorů regulátoru vrtule PCEID (Propeller Control Electrical Interface Device) a regulátoru paliva FCEID (Fuel Control Electrical Interface Device). CP-CS je řízený přes řídicí rozhraní z kabiny pilota.

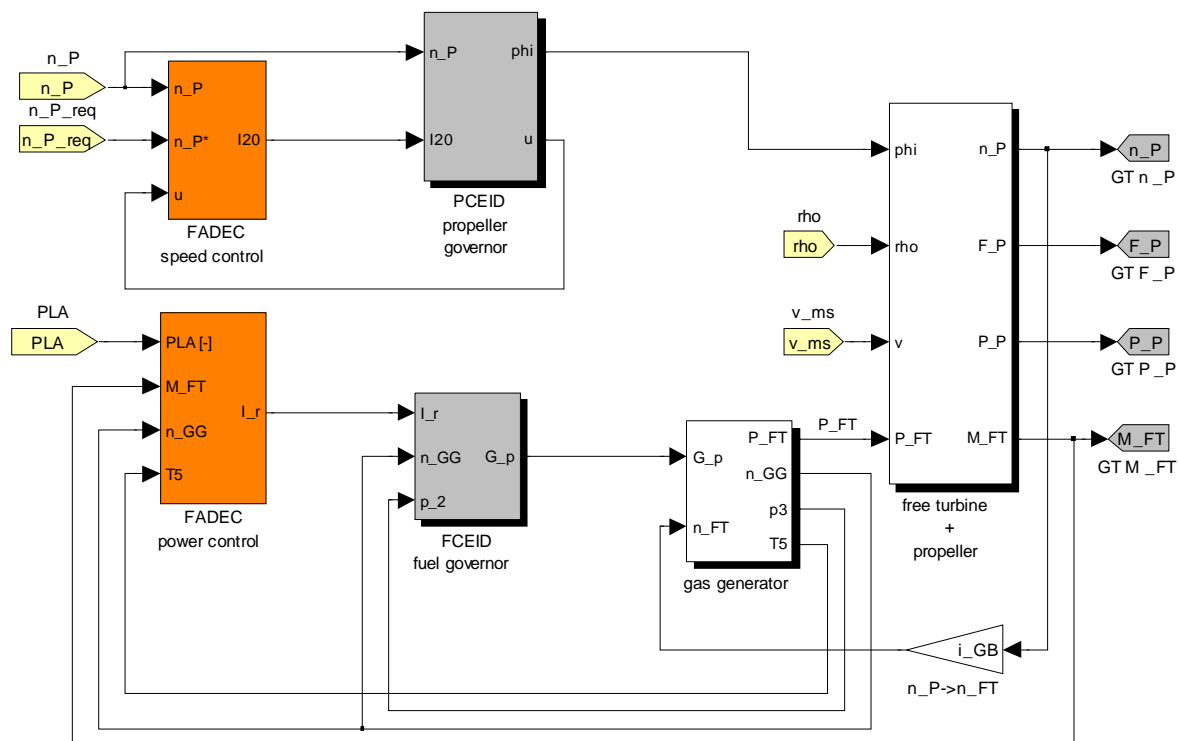
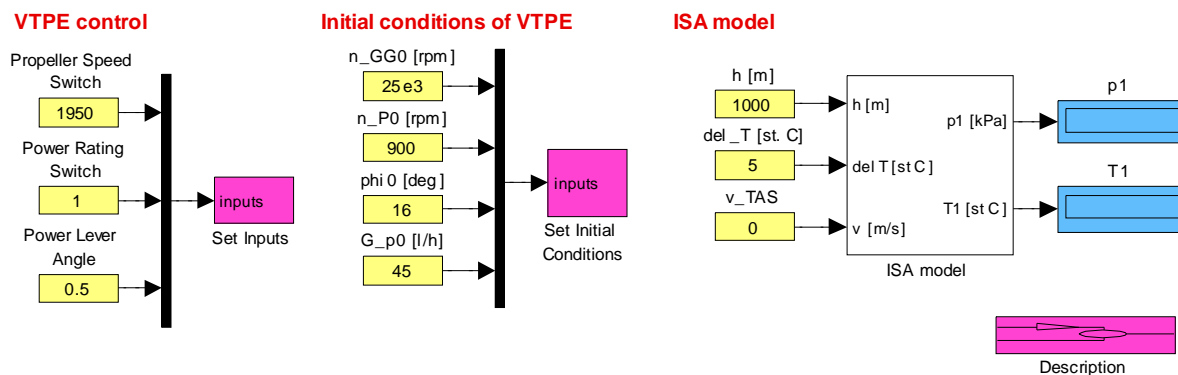
Model turbopropového motoru se skládá z generátoru plynů (kompresor, spalovací komora a turbína) a „volné turbíny“ s převodovkou a vrtulí. Struktura modelu VTPE vychází z možnosti rozdělit model na dvě části, které lze řešit samostatně. Toto rozdělení lze provést na základě předpokladu nadkritického proudění na turbíně generátoru plynů. Vazba mezi těmito dvěma částmi je realizována jen přes výkon  $P_{FT}$ , což je výkon předávaný z generátoru plynů na volnou turbínu. Díky tomuto rozdělení modelu se celý model značně zjednoduší.

Blokový diagram znázorňující koncepci VTPE a CP-CS je na Obr. 1. Realizaci koncepcí VTPE a CP-CS v programovém prostředí Matlab/Simulink je uvedené na Obr. 2.



Obr. 1. Blokový diagram VTPE a CP-CS architektury

Model motoru VTPE je sestaven tak, aby umožňoval zkoumat jeho chování v průběhu letu a byl především dostačující pro návrh nejdůležitějších řídicích algoritmů systému CP-CS. Reverzní režim, popojíždění a praporování vrtule není pomocí modelu VTPE možné simulovat.



Obr. 2. Model VTPE a CP-CS v Simulinku

## 2.1 Model ISA

Všechny klimatické proměnné, které jsou nutné pro simulaci VTPE jsou počítány z modelu Mezinárodní Standardní Atmosféry (International Standard Atmosphere - ISA) podle následujících vztahů

$$T_1 = T_a + T_b \quad (1)$$

$$T_a = T_{ISA} + \Delta T, \text{ kde } T_{ISA} = 15.4 - 0.00649 \cdot h \quad (2)$$

$$T_b = 0.2 \cdot |T_a| \cdot M^2, \quad (3)$$

kde  $M$  je Machovo číslo, které lze získat z následujícího vztahu  $M = \frac{v}{a}$

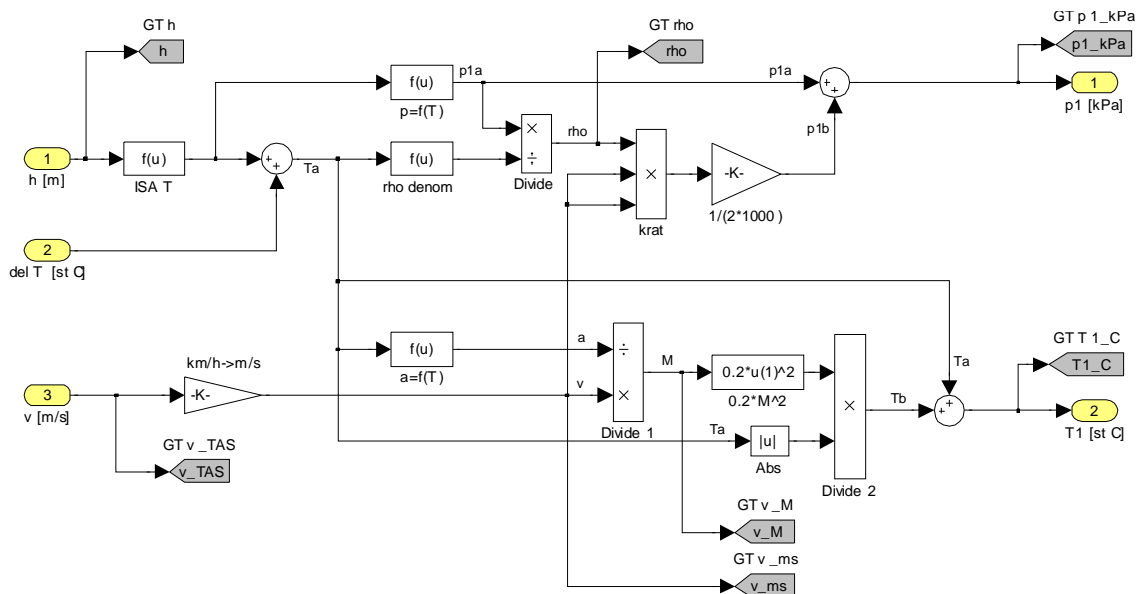
$$a = \sqrt{\alpha \cdot R \cdot (T_a + 273.1)} \quad (4)$$

$$p_1 = p_{1a} + p_{1b} \quad (5)$$

$$p_{1a} = 101.29 \cdot \left[ \frac{T_{ISA} + 273.1}{288.1} \right]^{5.256} \quad (6)$$

$$p_{1b} = \frac{\rho \cdot v^2}{2 \cdot 1000}, \quad \text{kde} \quad \rho = \frac{p_{1a}}{0.2869 \cdot (T + 273.1)} \quad (7)$$

Vstupními parametry do modelu ISA jsou výška  $h$  [m], rychlost  $v$  [m/s] a odchylka teploty od standardu  $\Delta T$  [°C]. Výstupem z modelu je celkový tlak vzduchu na vstupu motoru  $p_1$  [kPa] a celková teplota vzduchu na vstupu motoru  $T_1$  [°C]. Koncepcí modelu je na Obr. 3.



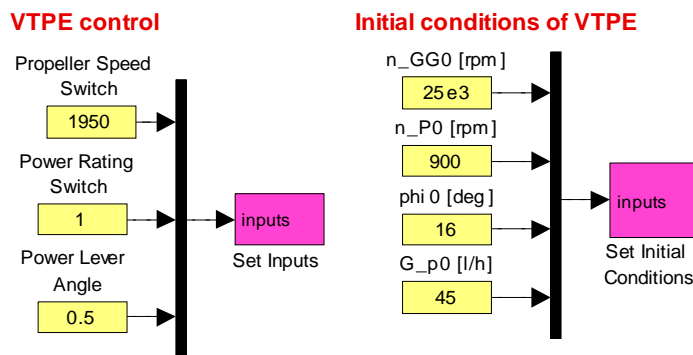
Obr. 3. Model mezinárodní standardní atmosféry

Vstupy do modelu ISA mohou být nastaveny na konstantní hodnoty, nebo na hodnoty proměnné v čase, např. pro hodnoty odpovídající typickému leteckému profilu, který bude simulován.

## 2.2 Kontrolní rozhraní

První kontrolní rozhraní koresponduje s kontrolním systémem umístěným v kabině letadla. Toto kontrolní rozhraní slouží pilotovi k ovládání motoru. Opět je možné zde nastavit jednotlivé parametry na konstantní hodnoty nebo na hodnoty proměnné v čase. Nejdůležitějšími vstupy jsou otáčky vrtule  $n_p$  [ot/min] a poloha výkonové páky  $PLA$  [-], od kterých jsou pak odvozeny žádané hodnoty veličin vstupujících do modelu.

Druhé rozhraní slouží k nastavení počátečních podmínek potřebných k simulaci modelu VTPE. V tomto rozhraní je možné nastavit počáteční otáčky hřídele generátoru plynů  $n_{GG0}$  [ot/min] a vrtule  $n_{p0}$  [ot/min], počáteční úhel natočení vrtule  $\phi_0$  [deg] a počáteční hodnotu průtoku paliva  $G_{p0}$  [l/h].



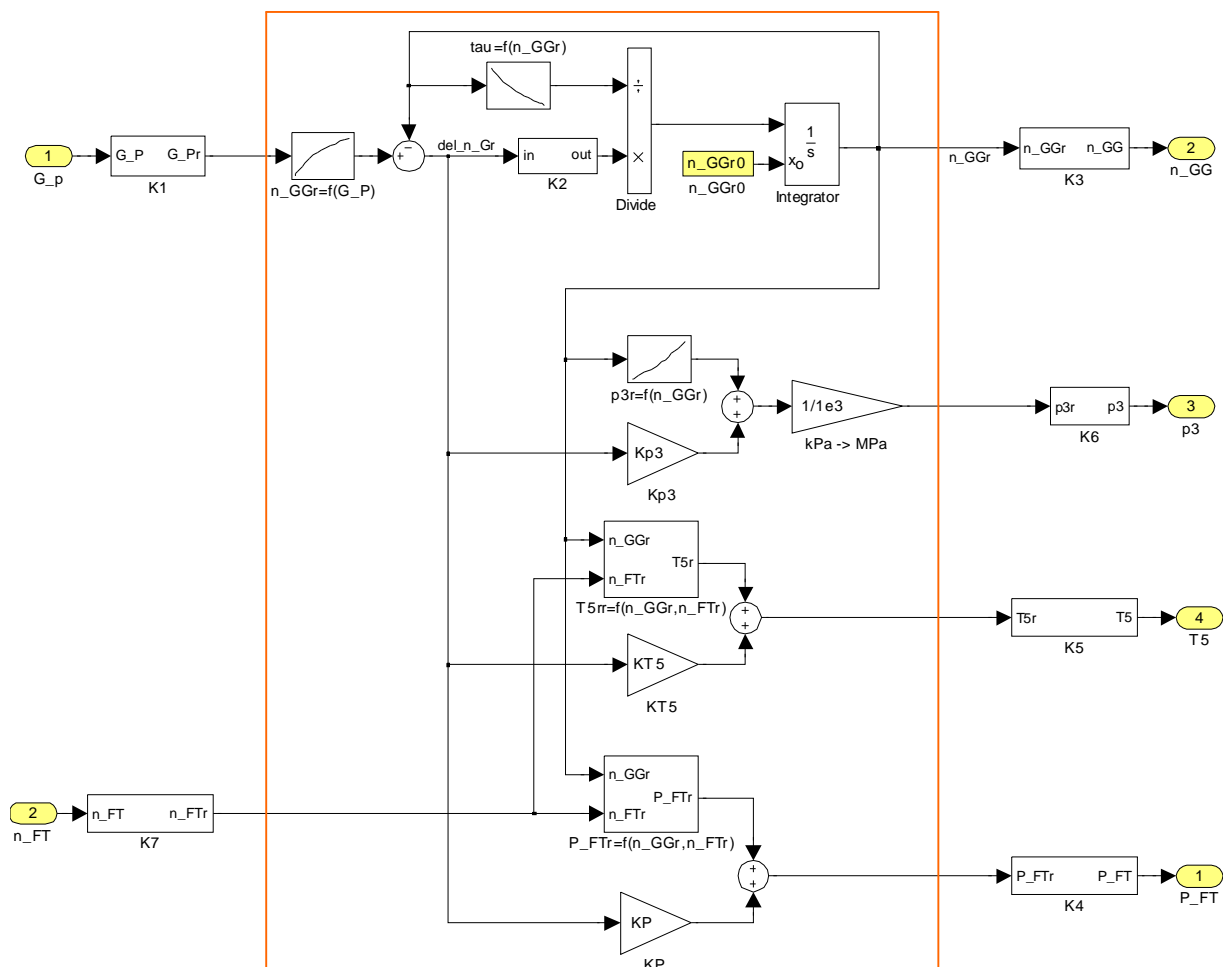
Obr. 4. Ovládací rozhraní pro VTPE

## 2.3 VTPE – Generátor plynů

Model generátoru plynů je sestaven na základě poskytnutých funkčních závislostí a konstant od ukrajinské společnosti Ivchenko Progress, která se zabývá výrobou leteckých motorů.

Struktura modelu generátoru plynů je na Obr. 5. Základem modelu jsou charakteristiky motoru, které platí pro nulovou rychlost v nulové nadmořské výšce při okolní teplotě 15°C (červený rámeček na Obr. 5). Tyto charakteristiky jsou v průběhu simulace upravovány s ohledem na aktuální letové podmínky pomocí konverzních vstupních a výstupních bloků K1, K7, K3, K4, K5 a K6.

Statické charakteristiky byly odvozeny ze softwaru „Altitude and Speed Performance of Engine“ („engine decku“), který poskytl Ivchenko Progress. Dynamika modelu je vytvořena pomocí časové konstanty  $\tau$  závislé na redukovaných otáčkách hřídele generátoru plynů -  $n_{GGr}$ .



Obr. 5. Model generátoru plynů

Vstupy do modelu jsou hmotnostní průtok paliva  $G_p$  [kg/hod] a otáčky volné turbíny -  $n_{FT}$  [ot/min]. Výstupy z modelu generátoru plynů jsou otáčky hřídele generátoru plynů -  $n_{GG}$  [ot/min], tlak ve spalovací komoře -  $p_3$  [MPa] teplota za generátorovou turbínou -  $T_5$  [K] a výkon předávaný na volnou turbínu -  $P_{FT}$  [kW]. Závislosti  $P_{FTr}=f(n_{GGr}, n_{FTr})$  a  $T_{5r}=f(n_{GGr}, n_{FTr})$  jsou v modelu reprezentovány pomocí bloku *look-up tables* s interpolací. Index „r“ značí redukované parametry.

## 2.4 VTPE – Volná turbína, převodovka a vrtule

Soustava volná turbína, převodovka a vrtule má za úkol přeměnit výkon dodávaný z generátoru plynů na vektor tahu. Z hlediska matematického popisu se jedná o soustavu s jednou akumulovanou energií, kterou lze popsat diferenciální rovnicí 8.

$$M_{FT} - M_P = J \cdot \frac{d\omega}{dt} \quad (8)$$

Kde  $M_{FT} [Nm]$  je kroutící moment dodávaný volnou turbínou,  $M_P [Nm]$  je kroutící moment vrtule,  $J [kgm^2]$  je redukovaný moment setrvačnosti vztažený k otáčkám vrtule a  $\omega [m/s]$  je úhlová rychlost vrtule. Kroutící moment  $M_{FT}$  získáme dělením výkonu  $P_{FT}$  okamžitými otáčkami  $\omega$ . Stejným způsobem lze získat i  $M_P$ , jen je třeba spočítat výkon spotřebovaný na vrtuli  $P_P$ . Výkon  $P_P [kW]$  lze spočítat z následující rovnice

$$P_p = C_p \cdot \rho \cdot n_p^3 \cdot D^5 \quad (9)$$

kde  $C_p$  je součinitel výkonu vrtule který uvádí výrobce,  $\rho [kg/m^3]$  je hustota vzduchu,  $n_p [ot/min]$  jsou otáčky vrtule a  $D$  je průměr vrtule.

Obdobným vztahem lze získat i tah vrtule  $F_p [N]$  z následující rovnice

$$F_p = C_T \cdot \rho \cdot n_p^2 \cdot D^4, \quad (10)$$

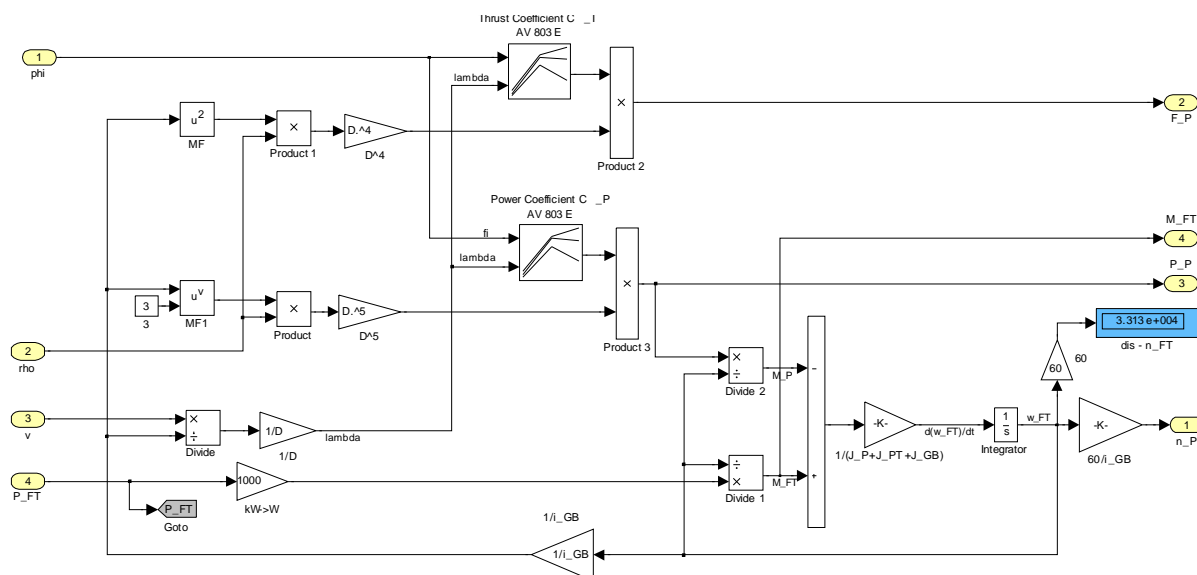
kde  $C_T$  je součinitel tahu vrtule opět udávaný výrobcem vrtule.

Součinitelé  $C_p$  a  $C_T$  závisí na rychlostním poměru  $\lambda$  a úhlu nastavení listů vrtule  $\varphi$ . Rychlostní poměr  $\lambda$  lze spočítat z rovnice 11.

$$\lambda = \frac{v}{n_p \cdot D} \quad (11)$$

kde  $v [m/s]$  je rychlost letadla.

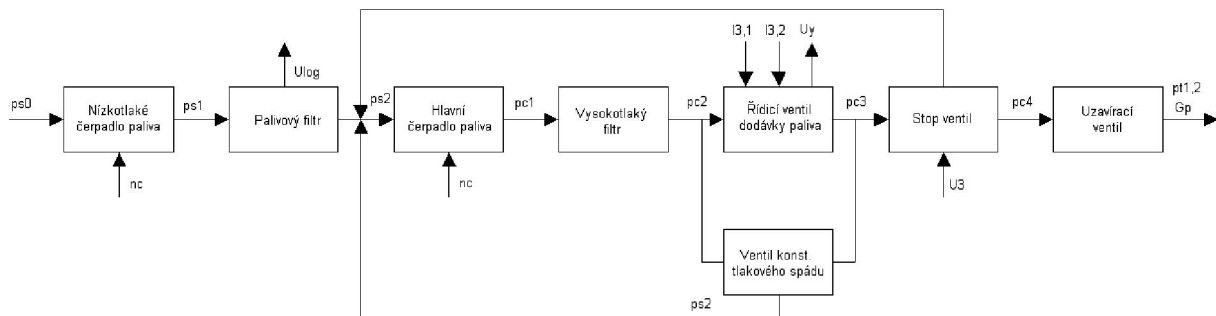
Z výše uvedených rovnic lze sestavit model tohoto systému. Základem modelu je momentová diferenciální rovnice 8. Celý model je sestaven ze základních bloků z knihovny Simulink, Obr. 6. Součinitelé  $C_p$  a  $C_T$  jsou počítány pomocí bloku „lookup table“ a hodnoty součinitelů jsou zadány pro vrtuli AV-803.



Obr. 6. Model volné turbíny, převodovky a vrtule

## 2.5 FCEID – Regulátor paliva

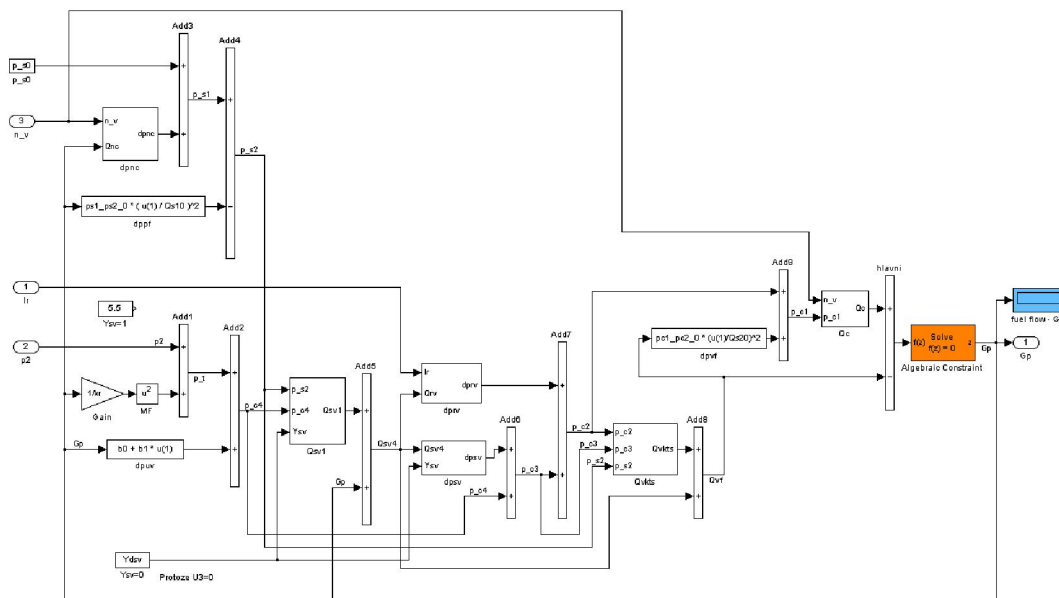
Regulátor paliva v soustavě turbovrtulového motoru má za úkol optimální dodávku paliva do generátoru plynů podle aktuálních letových podmínek a požadavků na výkon vrtule. Matematický popis regulátoru paliva vychází z úvahy průtokové a tlakové rovnováhy. Výhodou této koncepce je to, že je možné měnit konstrukční rozměry a tím měnit charakteristiky regulátoru. Nevýhodou je zvýšená časová náročnost na řešení, protože v každém okamžiku řešení je nutné počítat tlakovou a průtokovou rovnováhu. Koncepce a funkce regulátoru paliva je blokově znázorněna na Obr. 7.



Obr. 7. Blokové schéma regulátoru paliva

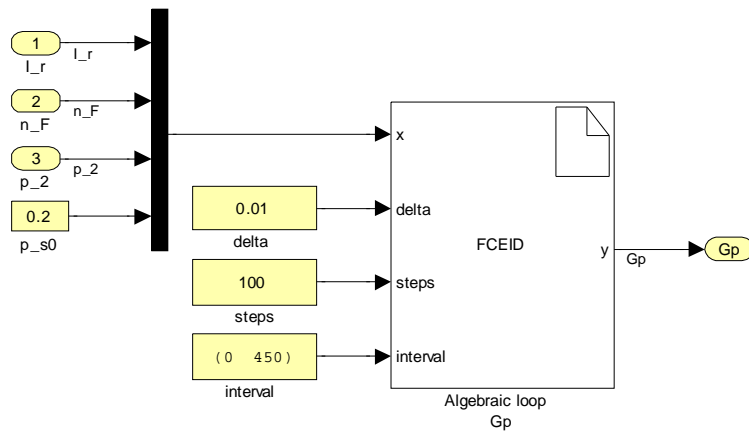
Matematický popis jednotlivých částí regulátoru paliva, jak jsou zobrazeny na Obr. 7., provedli kolegové z firmy Jihostroj Velešín, kteří se specializují právě na tuto část v projektu. Výsledkem matematického popisu byla soustava algebraických rovnic se sadou konstant a charakteristik, odpovídajících jednotlivým částem regulátoru paliva. Jednotlivé konstanty byly nejen vypočítány a naměřeny, ale také experimentálně ověřeny. Řešením těchto rovnic získáme požadovaný průtok paliva do generátoru plynů.

Při sestavování modelu dle matematického popisu jsme vzali v úvahu i předpoklad, že vytvořený model bude v další části testován v real-time aplikaci na hardware dSPACE. Proto jsme počítali s omezeními, které vznikají při automatickém generování zdrojového kódu pomocí Real Time Workshopu (RTW) pro cílovou platformu dSPACE. RTW kromě jiného, nepodporuje algebraické smyčky počítané pomocí bloku „algebraic constraint“, který je součástí knihovny Simulink viz. obr. 8. Proto celá algebraická smyčka byla napsaná v jazyce C a implementována do Simulinku pomocí bloku „S-function“. K řešení této algebraické smyčky byla využita Newtonova iterační numerická metoda s půlením intervalu. Nejdůležitějším krokem celého řešení bylo zajištění podmínek konvergence, která závisí na vhodné volbě iterační funkce a na počáteční aproximaci. Model algebraické smyčky FCEID viz. obr. 9.



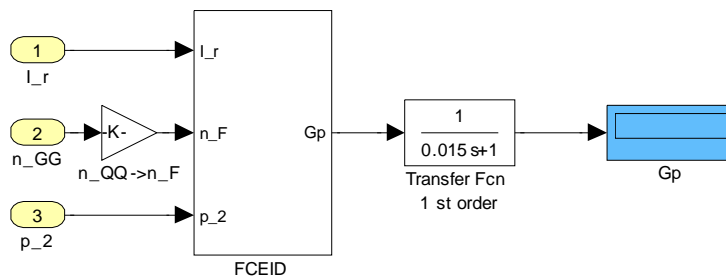
Obr. 8. Model algebraické smyčky FCEID pomocí bloku „algebraic constraint“

Vstupy do algebraické smyčky lze rozdělit do dvou skupin. První skupinou jsou parametry modelu vstupující do výpočtu, jako proměnné podle kterých se počítá průtok paliva. Jedná se o řídicí proud -  $I_r$  [mA], otáčky čerpadla paliva  $n_F$  [ot/min], tlak ve spalovací komoře -  $p_2$  [MPa] a absolutní tlak na vstupu do odstředivého čerpadla -  $p_{s0}$  [MPa]. Druhou skupinu tvoří dvě konstanty ( $\delta$  - přesnost výpočtu,  $steps$  - maximální počet iterací) a  $interval$  - určující interval ve kterém se nalézá kořen algebraické rovnice. Tyto parametry určují vlastnosti numerické metody. Výstupem modelu je žádané množství paliva  $G_p$  [kg/hod] do generátoru plynů.



Obr.9. Model algebraické smyčky FCEID pomocí bloku „S-function“

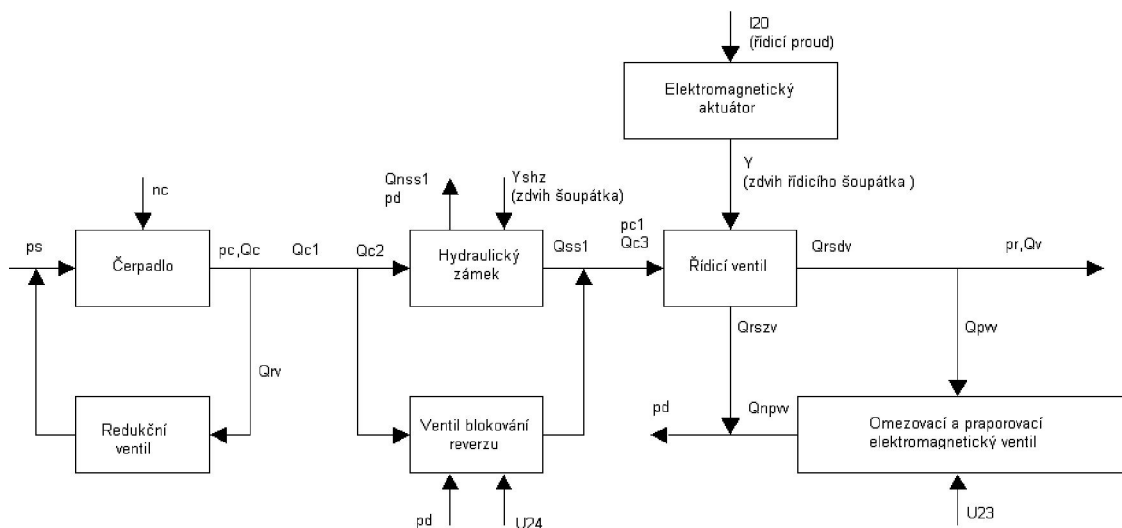
Algebraická smyčka nám dává pouze statické charakteristiky regulátoru paliva. Jelikož dynamika FCEID není tak podstatná pro řešení celého modelu VTPE, nahradili jsme ji pouze setrvačným členem prvního řádu se zesílením jedna, zařazeným za statický model. Velikost časové konstanty setrvačného členu poskytl Jihostroj Velešín. Celý model FCEID v Simulinku je na Obr. 10.



Obr. 10. Dynamický model FCEID

## 2.6 PCEID – Regulátor vrtule

Regulátor vrtule se skládá z jednotlivých funkčních částí, Obr 11. Jeho funkcí je řídit úhel natočení listů vrtule a tím i její otáčky s maximální efektivností. Základní princip funkce regulátoru je následující: tlakový olej dodávaný čerpadlem je přiveden na řídicí ventil, který jej buď vpustí do kanálu směrem k hydromotoru ve vrtulové hlavě, tím jsou listy přenastavovány k menším úhlům, nebo olej z hydromotoru odpouští do drenáže a tím zvyšuje úhel nastavení listů. Průtok oleje řídicím ventilem je řízen proporcionálním elektromagnetem tak, aby výchylka řídicího šoupátka byla úměrná řídicímu proudu  $I_{20}$ .

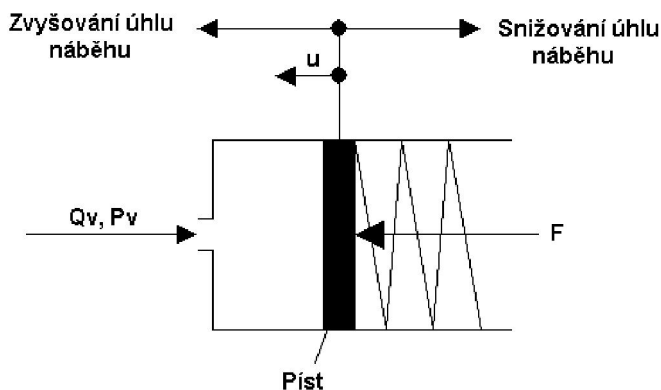


Obr. 11. Blokové schéma regulátoru vrtule



Hydraulický pohon pracuje na principu rovnováhy sil působících na píst, kdy z jedné strany je zatížen soumou sil (od pružiny, aerodynamicky, atd.), které působí na listy vrtule a z druhé strany působí síla vyvolaná tlakem dodávaného množství oleje, Obr. 12.

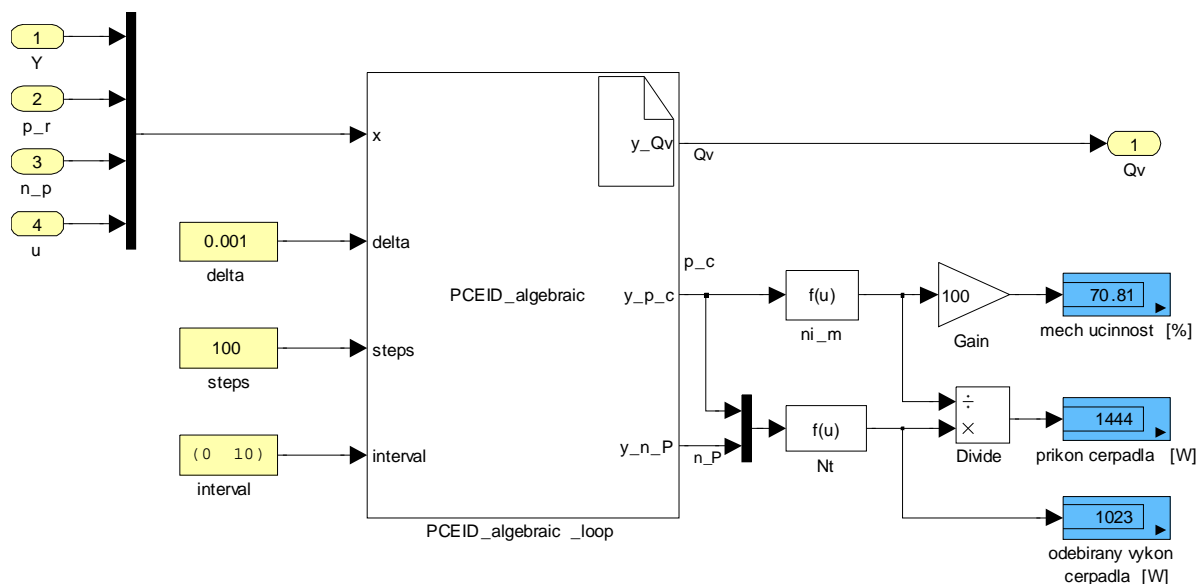
Matematický popis regulátoru vrtule provedl Jihostroj Velešín a opět vychází z rovností tlaků a průtoků oleje. Výsledkem tohoto popisu je znovu soubor algebraických rovnic s konstantami a různými omezeními. Výhody a nevýhody tohoto popisu jsou stejné jako u FCEID, tudíž rychlá a jednoduchá změna řídicího chování je vykoupena náročnějším výpočtem.



Obr. 12. Funkce hydraulického pohonu

Model lze rozdělit na dvě základní části a to výpočet algebraické smyčky, tím získáme průtok oleje do hlavy vrtule, a na výpočet translačního hydromechanického pohybu z průtoku oleje s následným přepočtem na rotační pohyb.

První část je sestavena obdobným způsobem, jako u FCEID uvedeném na Obr. 13. Základem je blok „S-function“ ve kterém je implementováno numerické řešení algebraické rovnice. Vstupy do algebraické smyčky PCEID můžeme opět rozdělit do dvou skupin. První skupinou jsou proměnné zdvih šoupátka -  $Y$  [mm], tlak oleje v hlavě vrtule -  $p_r$  [MPa], otáčky vrtule -  $n_p$  [ot/min] a posun pístu v hlavě vrtule -  $u$  [mm], ovlivňující průtočné množství oleje do hlavy vrtule -  $Q_v$  [ot/min], které je výstupním parametrem z algebraické smyčky. Druhou skupinu tvoří, jak v předešlém případě, parametry určující vlastnosti iterační metody *delta*, *steps* a *interval*. Výstupem z algebraické smyčky je již zmíněné průtočné množství oleje do hlavy motoru a dále pak tlak za čerpadlem -  $p_c$  [MPa] a otáčky vrtule -  $n_p$  [ot/min]. Tyto poslední dva jmenované výstupy slouží k orientačnímu zjištění výkonu čerpadla a jeho mechanické účinnosti.



Obr. 13. Model algebraické smyčky

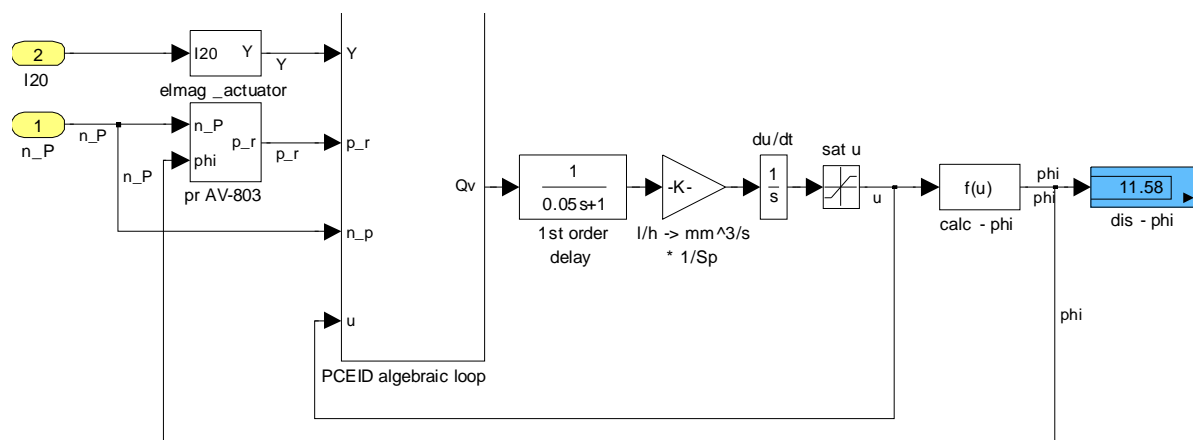
Dynamika modelu regulátoru vrtule je tvořena jednak stejně jako u regulátoru paliva, tedy „uměle“ pomocí setrvačného členu zařazeného za statický model, ale také je zde dynamika pístu v podobě rovnic popisujících přepočtené množství oleje na úhel natočení listů vrtule -  $\varphi$  [°] podle následujících vztahů:

$$\frac{du}{dt} = \frac{Q_v}{S_p} \quad (12)$$

kde  $S_p$  [mm<sup>2</sup>] – je plocha pístu a  $u$  [mm] je poloha pístu. Vliv tření a setrvačnosti vrtule se zanedbává vzhledem k řádově větším hydraulickým silám a nízké rychlosti pohybu. Z tohoto vztahu tedy získáme translační pohyb pístu vyjádřený polohou  $u$ , který pak pomocí kinematické rovnice převedeme na natočení listů  $\varphi$ . Vyjádření této rovnice je specifické pro danou vrtuli. Jako příklad je uveden výpočet pro vrtuli AV803 rovnice 13.

$$\varphi = 35,84 - \left( \arcsin \left( \frac{17,434 - u}{40} \right) \right) \cdot \frac{180}{\pi} \quad (13)$$

Celková koncepce model PCEID je na Obr. 14. Vstupem do modelu jsou otáčky vrtule –  $n_p$  a řídicí proud –  $I20$ , který je přepočítán na zdvih řídicího šoupátka.



Obr. 14. Model PCEID

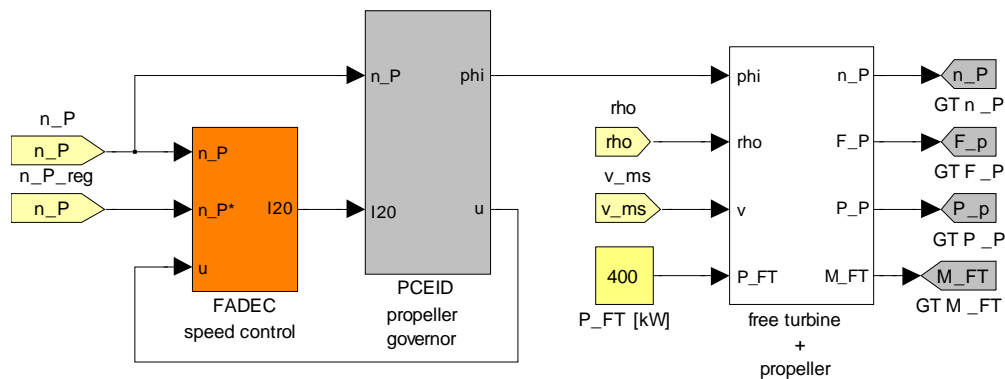
## 2.7 CP-CS - Komplexní kontrolní systém

FADEC pro výše zmíněný model VTPE je navržený tak, aby umožňoval v průběhu letu kontrolu nad otáčkami vrtule a nad výkonem motoru podle požadavků pilota a v závislosti na aktuálních letových podmínkách. Dále bere v úvahu všechny omezení, které jsou specifikovány výrobcem motoru, jako je např. omezení otáček generátoru plynů, průtok paliva, teplota na výstupu turbíny atd. Celý algoritmus řízení je postavený tak, aby řízení fungovalo s maximální efektivností s ohledem na životnost motoru, výkon motoru a tím i spotřebu paliva. Model CP-CS neumožňuje řízení při popojíždění, praporování, při reverzním módu a při startu motoru.

V modelu je FADEC symbolicky rozdělen na dvě řídicí části (výkonový regulátor a rychlostní), i když ve skutečnosti se jedná jen o jednu jednotku. Toto rozdělení bylo provedeno kvůli lepší orientaci v modelu a možnosti testování řídicích algoritmů nezávisle na sobě.

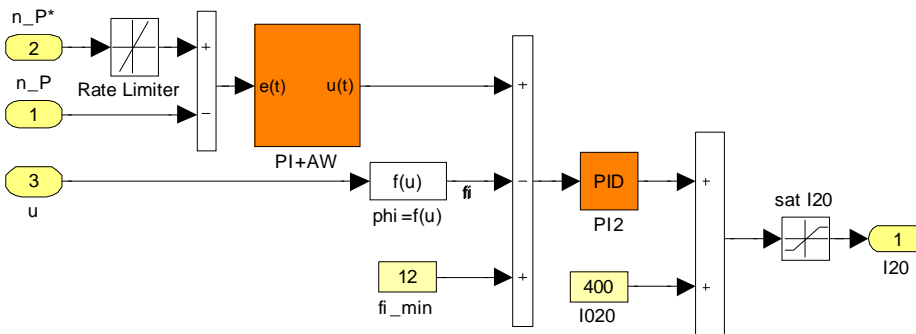
### 2.7.1 FADEC – řízení rychlosti vrtule

Tato část řídicí jednotky FADEC musí regulovat rychlost vrtule na požadovanou hodnotu danou pilotem, přes celý rozsah vstupů (např. pro změnu hodnoty výkonu předaného z generátoru plynů na volnou turbínu a pro všechny možnosti klimatických podmínek). Řízeným systémem je regulátor vrtule PCEID spolu s volnou turbínou a vrtulí. Řídicí veličinou je řídicí proud  $I20$ , který vstupuje do PCEID a podle něhož se nastavuje zdvih řídicího šoupátka a tím je dáno natočení listů vrtule, kapitola (1.6). Regulátor rychlosti vrtule má tzv. kaskádní regulační strukturu s podřízenou úhlovou smyčkou  $\varphi$  a nadřazenou otáčkovou smyčkou  $n_p$ . Architektura celé otáčkové smyčky je na Obr. 15, detailní struktura regulátoru rychlosti FADEC je na Obr. 16.



Obr. 15. Otáčková regulační smyčka

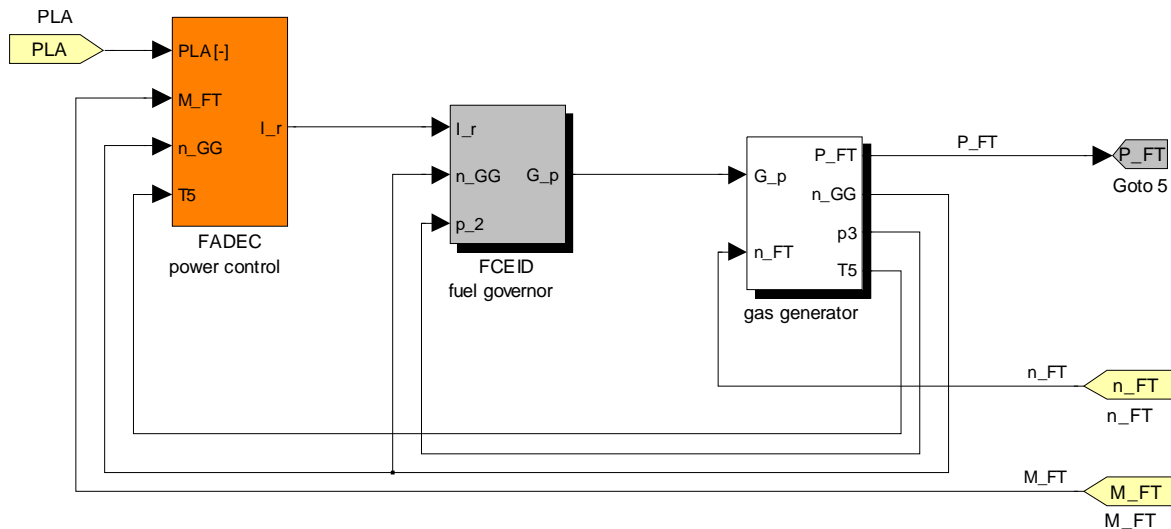
Požadovaná hodnota rychlosti vrtule je do modelu nastavena z ovládacího rozhraní a to v bloku „Propeller Speed Switch“. Zde může pilot nastavit jednu hodnotu ze tří možných stavů (900, 1950 nebo 2150 [ot/min]). Tato hodnota je v regulátoru omezena blokem „rate limiter“, který nedovolí skokovou změnu požadovaných otáček. Regulační odchylka získaná odečtením skutečných otáček  $n_p$  od žádaných je zpracována v bloku PI+AW (PI+antiwind-up). Jedná se o proporciálně-integrační regulátor s omezením integrační složky, kvůli zkrácení přechodového děje. Výstupem z tohoto regulátoru je akční zásah ve formě žádané hodnoty úhlu  $\phi$ , od kterého se odečte aktuální úhel vypočítaný z posunutí. Tím získáme regulační odchylku pro regulátor PI2, který je opět proporciálně-integrační. Výstupem z tohoto regulátoru je pak řídicí proud  $I20$  vstupující jako akční veličina do PCEID. Řídicí proud je ještě omezen na maximální a minimální přípustnou hodnotu, která může vstupovat do elektromagnetického aktuátoru.



Obr. 16. Detailní struktura regulátoru otáček FADEC

## 2.7.2 FADEC – řízení výkonu motoru

FADEC pro řízení výkonu musí zajistit požadovaný výkon motoru, což de-facto znamená požadovaný výkon na hřídeli volné turbíny  $P_{FT}$ , při změnách vstupních hodnot. Vstupními proměnnými jsou klimatické podmínky a změna polohy výkonové páky  $PLA$  se kterou pilot nastavuje požadovaný výkon. Dále tato část kontroluje důležité parametry (moment volné turbíny  $M_{FT}$ , výstupní teplota turbíny  $T_3$ ) a nedovolí překonání jejich maximálních hodnot. Řízeným systémem je regulátor paliva FCEID s generátorem plynu a akční veličinou je proud  $I_r$  vstupující do FCEID. Základem blokové architektury FADEC pro řízení výkonu je blok „PID“ doplněný o zpětnou vazbu od otáček generátoru plynu  $n_{GG}$  a o několik dalších bloků, které určují různá omezení nutná k řízení výkonu. Detailní schéma této struktury je na Obr. 18. Otáčková zpětná vazba na místo výkonové byla zvolena záměrně, protože měření výkonu není dostatečně přesné pro zpětnovazební řízení.



Obr. 17. Výkonová regulační smyčka

Vstupy do modelu FADEC jsou poloha výkonové páky, aktuální moment volné turbíny, aktuální otáčky hřídele generátoru plynů a aktuální teplota za generátorovou turbínou viz obr. 17. Dalšími vstupy jsou hodnoty klimatických podmínek, které slouží k určení maximálních otáček hřídele generátoru plynů  $n_{GGmax}$  [ot/min] při daných okolních podmínkách. Určení  $n_{GGmax}$  je provedeno pomocí bloku „lookup table“ ve kterém jsou načteny statické hodnoty maximálních otáček generátoru plynů, jako funkce klimatických podmínek  $n_{GGmax} = f(ISA)$ . Tyto naměřené statické charakteristiky poskytl Ivchenko Progress. Obdobným způsobem je určen i maximální výkon volné turbíny  $P_{FTmax}$  [kW] při daných klimatických podmínkách, Obr. 18.

Výpočet žádané hodnoty otáček hřídele generátoru plynů před korekcí vychází z rovnice 14. Je závislý na poloze výkonové páky, na hodnotě  $n_{GGmax} = f(ISA)$  a na  $n_{GGmin} = f(ISA)$ .

$$n_{GG}^{**} = PLA \cdot (n_{GGmax} - n_{GGmin}) + n_{GGmin} \quad (14)$$

kde  $n_{GG}^{**}$  [ot/min] - žádané otáčky před korekcí a  $n_{GGmin}$  [ot/min] - otáčky generátoru plynů naprázdno přizpůsobené klimatickým podmínkám.

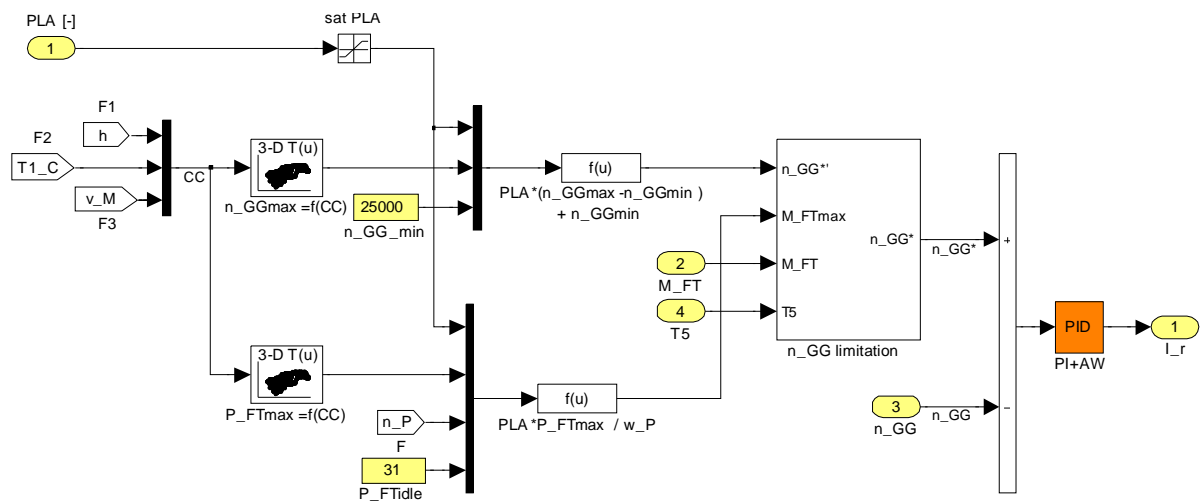
Takto získaná hodnota otáček  $n_{GG}^{**}$  vstupuje do bloku „n\_GG limitation“, ve kterém dochází k úpravě těchto otáček s ohledem na maximálně přípustnou hodnotu teploty za generátorovou turbínou a momentu volné turbíny. Výpočet maximálního momentu volné turbíny  $M_{FTmax}$  [Nm] vstupujícího do „n\_GG limitation“ je proveden dle následující rovnice 15.

$$M_{FTmax} = (PLA \cdot (P_{FTmax} - P_{FTidle}) + P_{FTidle}) \cdot 1000 / (n_p \cdot i_{GB} / 60), \quad (15)$$

kde  $P_{FTidle}$  [kW]- je výkon volné turbíny naprázdno při daných klimatických podmínkách.

V tomto bloku dochází k porovnání  $M_{FTmax}$  s aktuální hodnotou  $M_{FT}$  a maximální hodnoty  $T_{5max}$  s aktuální hodnotou  $T_5$ . Pokud překročí některá aktuální hodnota limitní hodnotu, dojde ke snížení žádaných otáček hřídele generátoru plynů, a tím i k poklesu těchto aktuálních hodnot.

Po této korekci již získáme žádané otáčky  $n_{GG}^*$  od kterých se odečte aktuální hodnota otáček  $n_{GG}$  a tím získáme regulační odchylku. Regulační odchylka je zpracována v bloku PI+AW (PI-antiwind-up). Opět se jedná o regulátor proporcionalně-integrační s funkcí antiwind-up. Výstupem z tohoto bloku je akční veličina  $I_r$ .



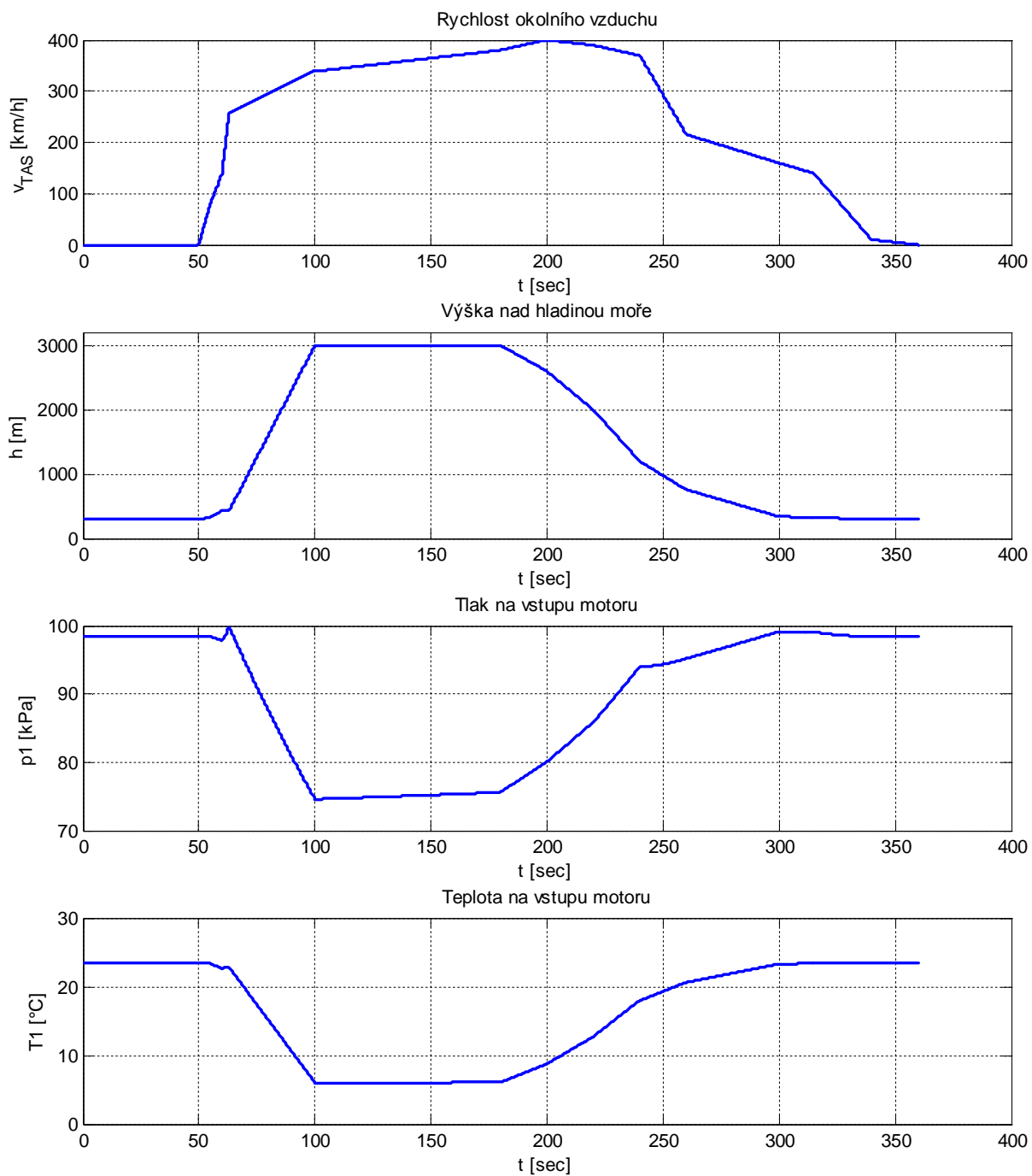
Obr. 18. Detailní struktura regulátoru výkonu FADEC

### 3 Výsledky simulace

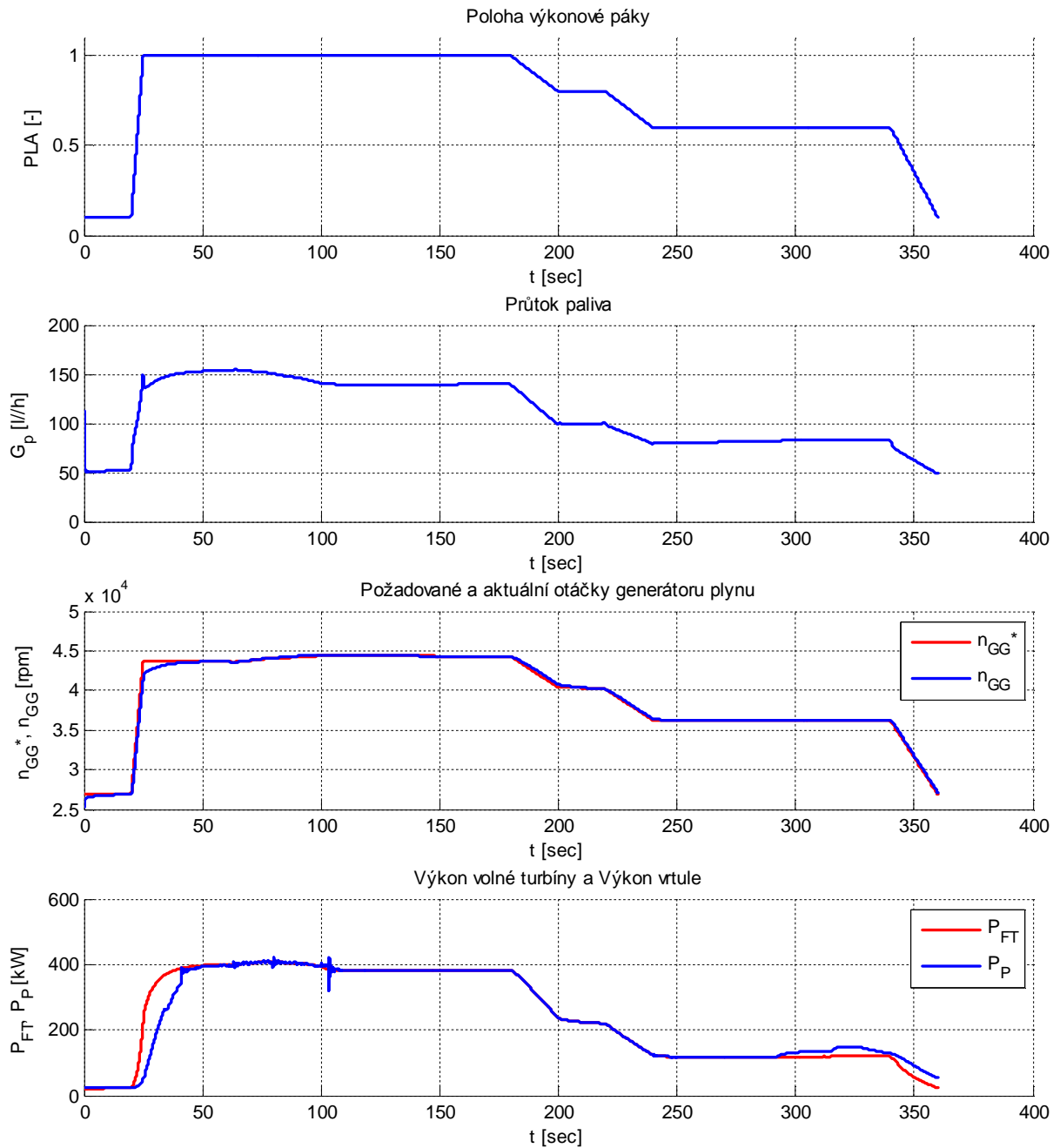
V této kapitole jsou ukázány výsledky simulace průletu smyšleného „typického letu“ letadla, který vychází z TFP (Typical Flight Profile) definovaného pro letadlo stejné kategorie pro jakou je určen virtuální motor VTPE. Takový TFP je definován časovou sousledností hodnot výšky  $h$  [m], rychlosti  $v$  [m/s] během jednoho letu, který se skládá z urychlení vrtule, zrychlení letadla a startu, poté krátkého letu ve výšce 3000 m, sestupu a přistání. Takový TFP však trvá více než hodinu a jeho simulace by byla velice časově náročná a proto byl tento TFP časově upraven, zkrácen. Ke zkrácenému TFP byly nadefinovány hodnoty polohy výkonové páky  $PLA$  [-] a stav přepínače rychlosti vrtule v jednotlivých fázích letu.

Na obrázku 19 jsou zobrazeny křivky charakterizující okolní prostředí během letu. Jsou to absolutní rychlost letounu (rychlost okolního vzduchu)  $v_{TAS}$  [m/s], absolutní výška  $h$  [m] a dále pak tlak a teplota na vstupu motoru –  $p_l$  [kPa] a  $T_l$  [ $^{\circ}C$ ].

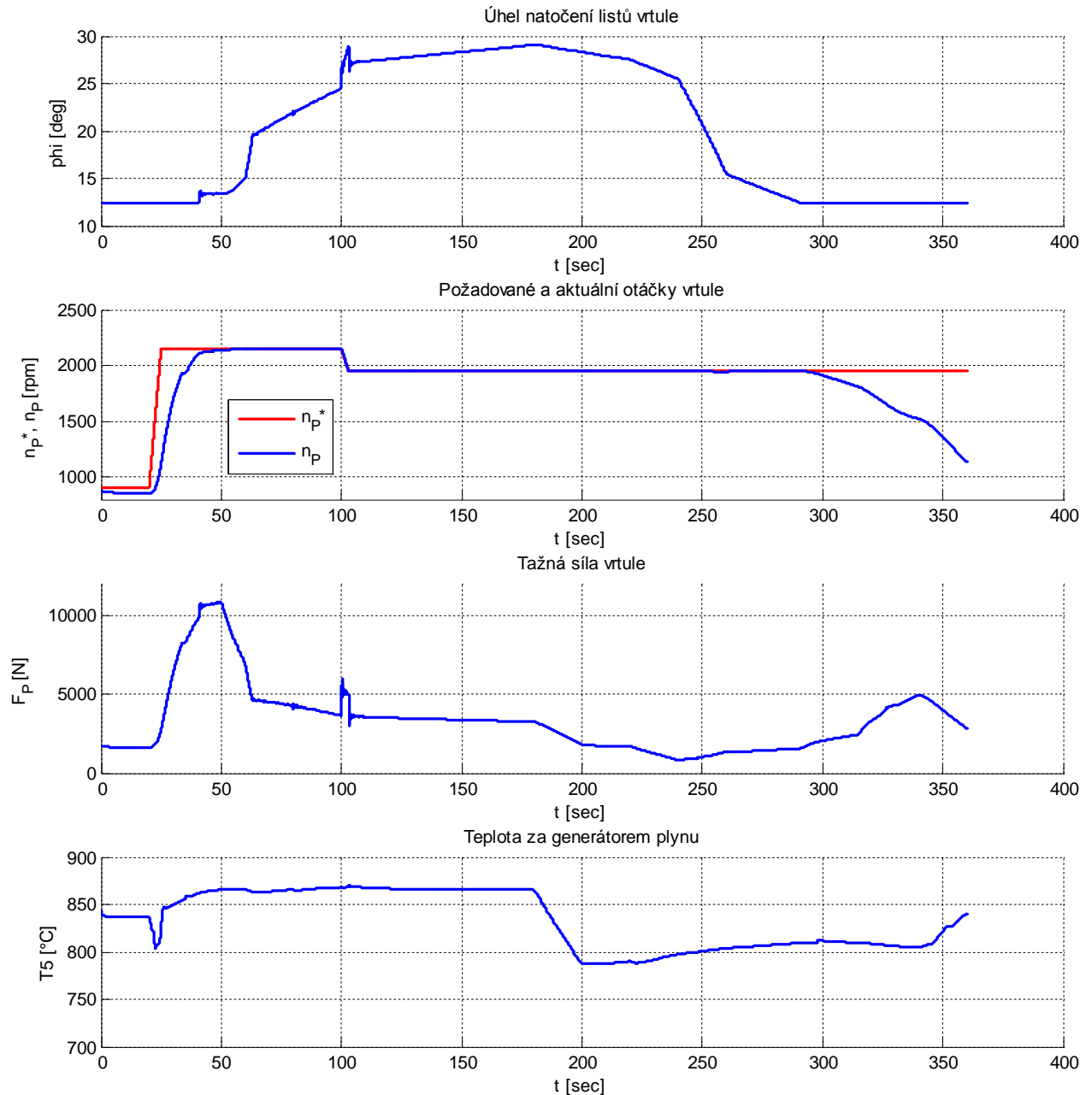
Graf na Obr. 20 ukazuje veličiny spojené s generátorem plynů. První křivka zachycuje polohu výkonové páky, jak ji během letu nastavil pilot (jak již bylo řečeno, poloha  $PLA$  byla definována předem, jedná se o vstup do systému), přičemž zbývající tři křivky jsou reakce na změnu polohy páky. Jedná se o průtok paliva  $G_P$  [l/h], žádanou a skutečnou hodnotu otáček generátoru plynů  $n_{GG*}$  [rpm] a  $n_{GG}$  [rpm] a výkon na hřídeli volné turbíny  $P_{FT}$  [kW] zobrazený spolu s výkonem vrtule  $P_{P*}$  [kW]. Aktuální rychlost otáčení hřídele generátoru plynů sleduje žádanou hodnotu (vycházející především z polohy výkonové páky), což zajistí dostatečnou expanzi plynů a výkon na hřídeli volné turbíny, který je pak přes vrtuli příslušným natočením listů vrtule přeměněn na tah, urychlující celé letadlo. Tah vrtule  $F_F$  [N] spolu s žádanou a aktuální rychlostí otáčení vrtule  $n_{P*}$  [rpm],  $n_P$  [rpm] jsou vykresleny v grafu Obr. 21. Úhel natočení listů vrtule  $\varphi$  [ $^{\circ}$ ] je řízen tak, aby rychlost vrtule sledovala žádanou hodnotu, což je splněno až do fáze přistání, kdy je poloha výkonové páky nastavena na příliš malou hodnotu na to, aby měl motor dostatečný výkon na urychlení vrtule na žádanou hodnotu. Poslední křivka v grafu souvisí opět s generátorem plynů a zachycuje teplotu plynů vystupujících z generátorů plynů  $T_5$  [ $^{\circ}C$ ].



Obr. 19. Charakteristika okolního prostředí během simulace „typického letu“.



Obr. 20. Průběhy některých důležitých veličin generátoru plynů během simulace „typického letu“.



Obr. 21. Průběhy některých důležitých veličin „regulace rychlosti vrtule“ během simulace „typického letu“.

## 4 Závěr

V tomto dokumentu bylo ukázáno, že daná struktura modelu turbovrtulového motoru je dostačující pro požadavky syntézy algoritmů jeho řídicí jednotky. Struktura i algoritmy jednotky CP-CS byly navrženy a simulací odzkoušeny „typickým průletem“. V rámci projektu se dále pracuje na zpřesnění modelu motoru, a to především jednotky generátoru plynů, jehož struktura bude změněna rozdělením dynamické a statické části, přičemž dynamika generátorů plynů bude modelována ve stavovém prostoru. Taktéž algoritmy řídicí jednotky CP-CS se zdokonalují, přičemž se klade důraz na takový způsob řízení, který je maximálně šetrný k nejchoulostivějším částem motoru, čímž prodlouží jeho život. V průběhu těchto prací se již zabýváme také implementací těchto modelů do systému dSPACE, který nám velice usnadní některé testy a tedy i cestu k implementaci řízení na cílový mikroprocesor.



## Literatura

- [1] CESAR document: Selection of thermodynamic parameters, construction and an aircraft GTE concept; IVCHENKO-T3.1-D3.1.1-1 Rev. 0.
  - [2] CESAR document: CP-CS Preliminary Design; CE-JV-T3.2-D3.2.1-2 Rev. 0.
  - [3] CESAR document: CP-CS Feasibility Study; CE-JV-T3.2-D3.2.1-3 Rev. 0.
  - [4] CESAR document: Mission specification for AC-1 Aircraft ; CE-EVEKTOR-T21\_08\_05.
  - [5] Book: Frank Delp: Aircraft Propellers and Controls; Jeppeson 1979; ISBN 0-89100-097-6.
  - [6] Book: Saeed Farokhi: Aircraft Propulsion; Wiley 2008; ISBN 978-0-470-03906-9.
  - [7] Web page: <http://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/atmosmet.html> ; NASA, 15.07.2008.
  - [8] Web page: <http://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/sound.html> ; NASA, 15.07.2008.
- 

Kerlin Tomáš  
tkerlin@unis.cz

Hubík Vladimír  
vhubik@unis.cz

Toman Jiří  
jtoman@unis.cz