

SYSTEM OPTIMIZATION DEMONSTRATOR FOR AIRCRAFT PROPULSION TECHNOLOGY USING FUEL CELLS

DEMONŠTRÁTOR SYSTÉMU OPTIMALIZÁCIE TECHNOLOGIE POHONU LETÚNOV POMOCOU PALIVOVÝCH ČLÁNKOV

Erik Uhlár
Air Transport Department
University of Žilina
Univerzitná 8215/1
010 26 Žilina
uhlar3@stud.uniza.sk

Jozef Čerňan
Air Transport Department
University of Žilina
Univerzitná 8215/1
010 26 Žilina
jozef.cernan@fpedas.uniza.sk

Abstract

In order to help accelerate transition to sustainable and eco-friendly personal transportation in a single engine piston aircraft category we've developed a simulation software platform of hydrogen powered aircraft for further research and development. Measurements were carried out on a real reference airplane Cessna 172 R and were crosschecked with an airplane flight manual as well as a computer flight simulation. We also focused on a software-based safety and economy optimization by components usage ratio improvement and inflight energy production and transfer limitations.

Keywords

Hydrogen fuel cell, Compressed gaseous hydrogen, Electric airplane propulsion

1. Úvod

Rýchlo rastúce nároky na ekologickosť a udržateľnosť osobnej dopravy sa vo veľkej miere dotýkajú aj letectva. V súčasnosti prevažuje trend testovania a výroby alternatívnych palív, avšak ani tie nie sú zárukou ekologickej čistoty. Je všeobecne známe, že vodík ako taký je dokonalým kandidátom pre „palivo“ budúcnosti. Úplná obnoviteľnosť z vody pomocou elektrickej energie zaručuje dotknutému odvetviu dlhodobú udržateľnosť. Jeho spaľovanie priamo neprodukuje škodlivé emisie, avšak vysoká teplota horenia môže vytvárať oxidy dusíka z prítomnej okolitej atmosféry. Pre zabezpečenie úplnej ekologickej čistoty bolo nutné do spaľovacieho priestoru privádzať čistý plynný kyslík, čo výrazne znevýhodňuje akékoľvek použitie. Navyše, premena tepelnej energie na mechanickú podlieha relatívne veľkým stratám, a tak spaľovanie samotného vodíka je z dôvodu rýchlosti horenia menej efektívne ako spaľovanie uhľovodíkových palív.

Samozrejmom alternatívou je čisto elektrický pohon tvorený akumulátorom a elektromotorom. Použitie tejto koncepcie je výrazne citelnejšie hlavne v cestnej doprave, kde nie sú kladené až tak náročné hmotnostné limity. V letectve je teda táto koncepcia realizovateľná iba pre ľahké letúny s malou letovou výdržou. Nevýhodou je časová náročnosť nabíjania akumulátorov a tiež ich životnosť a špecifické podmienky prevádzky. Samotný elektromotor je však spravidla vysoko efektívnym činiteľom premeny elektrickej energie na mechanickú.

Veľmi výhodným riešením je výroba elektrickej energie z vodíka. Prebieha práve opačným procesom ku elektrolyze vody v palivovom článku s technológiou protónovej membrány.

Vodík by tak nepôsobil ako palivo, ale len ako nositeľ elektrickej energie, ktorá sa z neho premení v palivovom článku naspäť. Oproti akumulátoru má síce tento spôsob uskladnenia a premeny elektrickej energie nižšiu účinnosť, avšak je hmotnostne omnoho výhodnejší a „natankovanie“ vodíka nepotrvá výrazne dlhšie, než je v súčasnosti zaužívané. Takisto z ekologického hľadiska je tento proces absolútne čistý.

Riešenie otázky nahradenia spaľovacieho pohonu takouto technológiou sa pri súčasných možnostiach týka hlavne letúnov kategórie SEP s maximálnou vzletovou hmotnosťou do 1,5 tony.

Aj napriek hmotnostnej výhode palivových článkov od akumulátorov, nie je v súčasnosti možné dodávať požadovaný príkon z palivových článkov pre potreby elektromotora práve pre spomínané hmotnostné limity pohonnej jednotky, ktoré nie je možné dodržať ani použitím palivových článkov. Palivové články majú pevne stanovený výkon, pričom akumulátor nie. Naopak, akumulátor je obmedzený svojou kapacitou, čo palivový článok nie je. Palivový článok, ako element, nie je vhodné bezprostredne považovať za náhradu akumulátora. Obsadzuje špecifickú pozíciu pri premene energie a v spojení s akumulátorom sa črtá prevádzkyschopné riešenie.

Komplexnosť konceptu preto siaha ďaleko za hranice systémov tvorených jediným hlavným činiteľom.

2. Problematika stavby vodíkovej pohonnej jednotky

2.1. Nastavenie atribútov pohonnej jednotky

Z globálneho hľadiska je hranica schopnosti zostaviť vodíkovú pohonnú jednotku veľmi nejednoznačná. Závisí od

konštrukčnej kvality draka letúna, maximálnej vzletovej hmotnosti a účinnosti komponentov. V porovnaní so spaľovacím motorom môžu byť jej súčasti rozmiestnené efektívnejšie, avšak je hmotnostne ťažšia. V tomto smere je pravdepodobná úplne nová koncepcia uloženia súčastí pohonnej jednotky, a to hlavne z dôvodu tvaru, počtu a hmotnosti palivových článkov a tlakových nádob. Palivové články sú relatívne priestorovo náročné. Jednotlivo sa však dajú uložiť do vnútra krídla. V pôvodnom motorovom priestore tak vznikne miesto pre menič napätia, lítiový akumulátor a elektromotor. Tlakové nádoby budú umiestnené v zadnej časti letúna tak z bezpečnostných dôvodov, ako aj hmotnostného vyváženia.

Pre zabezpečenie čo najlepšieho pomeru výkonu ku hmotnosti a letovej výdrže ku výkonu pri zachovaní konštantnej hmotnosti pohonnej sústavy existuje práve jedno riešenie zostavy jednotlivých komponentov. Absencia kritických údajov o konštrukcii nového prispôbenaého draka, resp. neschopnosť ich prispôbovať pri existujúcich letúnoch znemožňuje použiť ideálnu zostavu, a tak je potrebné prikloniť sa k zachovaniu pomeru výkonu ku hmotnosti na úkor pomeru letovej výdrže ku výkonu. Táto skutočnosť posúva vodíkovú pohonnú jednotku takmer na hranicu nepoužiteľnosti pre malú letovú výdrž, hoci následné prevádzkové náklady a hlavne ekologickosť prevádzky sú jednoznačne v neprospech spaľovacieho motora.

Za účelom zachovania experimentálnej prevádzkyschopnosti je potrebné pre daný letún zostaviť vodíkovú pohonnú jednotku s rovnakým výkonom, aký by mal spaľovací motor. Keďže primárnym zdrojom príkonu sú vodíkové palivové články, spodná hranica ich výkonu je príkon potrebný pre cestovný režim. Príkon potrebný na doplnenie do požadovanej hodnoty plného výkonu pohonnej jednotky a časový interval vzletu a stúpania definuje množstvo energie, ktoré je potrebné dodať z lítiových akumulátorov. Následne, spravidla na úkor časti hmotnosti prevádzkového nákladu, sa podľa požiadavky na dolet určí veľkosť a počet tlakových nádob do maximálnej vzletovej hmotnosti.

2.2. Parametre výdrže a výkonu

Skonštruovaná pohonná jednotka by mala počas preddefinovaného a nemenného časového intervalu disponovať stabilným plným výkonom, a to za predpokladu, že akumulátor je plne nabitý. Po uplynutí intervalu však bude schopná dodávať iba znížený, avšak trvalý výkon. Je nepravdepodobné, že by letún po vyčerpaní energie z akumulátorov bol schopný, hoci aj obmedzene, stúpať.

Predpokladaná letová výdrž je priamo úmerne závislá na potrebnom výkone palivových článkov počas letu v cestovnom režime. Počas klesania dochádza k zníženiu nárokov na výkon pričom sa znižuje i spotreba vodíka.

2.3. Využitie potenciálov súčastí pohonnej jednotky

Okrem samotnej účinnosti jednotlivých komponentov je smerodajná i hodnota ich priemerného využitia počas letu. Pretože je vodíková pohonná jednotka výrazne hmotnostne znevýhodnená, kladieme dôraz na čo najoptimálnejšie a najvyššie využívanie jej súčastí.

Vplyvom nepresnej kompenzácie strát vzniká prebytok energetického potenciálu, ktorý počas letu s nastavením motora

v cestovnom režime nie je využitý. Podobne, po dostúpaní na cestovnú výšku môže v akumulátore zostať nevyužitá energia.

Výhodou elektrického pohonu a palubnej výroby energie je možnosť presmerovania elektrickej energie z palivových článkov medzi elektromotorom a akumulátorom. Nevyužitý potenciál palivových článkov môže produkovať elektrickú energiu pre nabíjanie akumulátora, čím predídeme nebezpečenstvu absencie výkonu v núdzových situáciách. Na druhej strane je možné šetriť vodík využitím zostávajúcej energie z akumulátora.

Nakoľko je všeobecne známe, že na výrobu 1 kilogramu vodíka spotrebujeme v elektrolyze omnoho viac energie, ako je energia v ňom obsiahnutá, dá sa povedať, že nabíjanie akumulátora počas letu je mimoriadne neefektívne práve z dôvodu ďalších strát v palivových článkoch. Nabíjanie akumulátorov na zemi z elektrickej siete predstavuje ekonomickejšiu alternatívu.

Je teda zrejmé, že i výroba elektrickej energie nevyhnutnej pre okamžitý pohon letúna nie je tak ekonomická, ako by bol pohon tvorený len akumulátorom a elektromotorom. Z tohto dôvodu je zníženie výkonu palivových článkov a jeho kompenzácia zvýšnou energiou z akumulátora výhodná. Bezpečnosť letu však vyžaduje určitú úroveň, a preto nie je možné z akumulátora využiť všetku dostupnú energiu za účelom znižovania spotreby vodíka.

3. Referenčný letún

Pre potreby práce sme ako referenciu zvolili letún Cessna 172 R s motorom Lycoming IO-360-L2A. Maximálny výkon motora je približne 120 kilowattov [1], pričom maximálna vzletová hmotnosť letúna je 1111 kilogramov [2]. Pri maximálnom zaťažení je pomer výkonu k hmotnosti približne 0,108.

Súčet hmotností užitočného zaťaženia a spaľovacieho motora s ostatným príslušenstvom pohonnej sústavy referenčného letúna definuje hmotnostný limit vodíkovej pohonnej jednotky a nevyhnutného zaťaženia pre experimentálny let. Referenčný letún tak poskytuje približne 497 kilogramov [4].

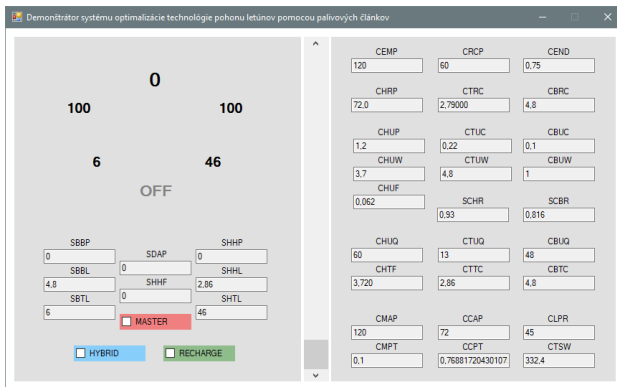
V rámci merania a spracovania výsledkov boli vykonané lety na tomto lietadle v skutočnosti i na počítačovom leteckom simulátore.

4. Simulačný počítačový program

Programové rozhranie je rozdelené na dve hlavné časti. Konfiguračnú vpravo a simulačnú vľavo. Posúvač v strede predstavuje plynovú páku.

Konfiguračná časť vytvára na základe informácií o jednotlivých komponentoch sústavu podľa zadaných požiadaviek na maximálny výkon, resp. výkon elektromotora, na maximálny trvalý výkon a na požadovanú letovú výdrž. Informuje používateľa o vytvorených kapacitách, výkonoch a časoch výdrže, ako aj počte jednotlivých použitých komponentov.

Simulačná časť poskytuje priestor pre testovanie pohonnej jednotky v ideálnych podmienkach, pričom je užívateľ informovaný o zostávajúcich časoch, kapacitách a aktuálnych výkonoch vo forme konkrétnych hodnôt, ale aj percent.



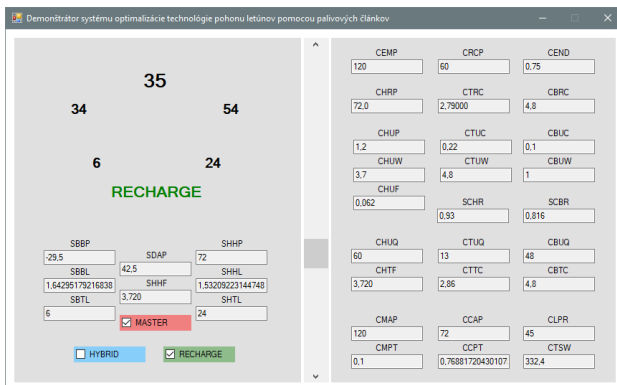
Obrázok 1: Simulačné programové rozhranie – základné zobrazenie. Zdroj: Autori.

5. Záver

Systém pracujúci takto jednoduchým princípom má mnoho nedokonalostí. Pre správne fungovanie pohonnej jednotky je dôležité vytvoriť a zdefinovať ďalšie riešenia optimalizácie a zabezpečovania bezpečnosti letu.

Kritická fáza nastáva pri pristávaní, kde môže dôjsť k potrebe plného výkonu pri nezdarenom priblížení alebo opakovaní okruhu. Pohonná jednotka v takomto prípade nie je schopná dodať potrebný výkon, čo výrazne ohrozuje bezpečnosť letu.

Rezerva energie v akumulátore je definovaná jednou minútou dostupnosti plného výkonu a je možné ju využiť kedykoľvek, hoci aj počas vodorovného letu zvýšením požadovaného výkonu. V prípade prekročenia jej hranice je po znížení výkonu pod maximálny trvalý režim aktivované dobíjanie akumulátora zvyšným energetickým potenciálom palivových článkov. Počas klesania, priblíženia a pristátia bude prebiehať dobíjanie, aby sa zabezpečil dostatok časového limitu na stúpanie v ďalšom lete.

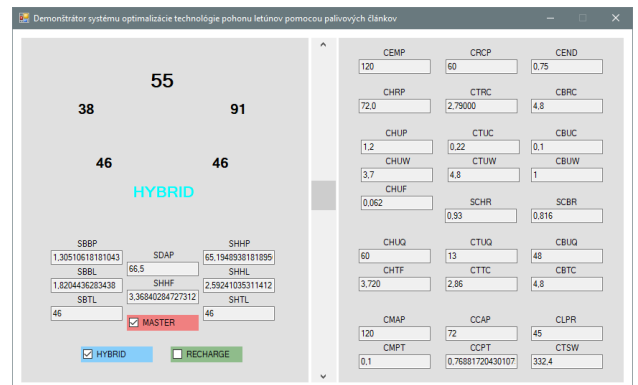


Obrázok 2: Simulačné programové rozhranie – dobíjanie pri klesaní. Zdroj: Autori.

V zmysle vyššie spomenutého, je v záujme efektivity využiť, prípadne využívať doposiaľ nevyčerpanú kapacitu akumulátora, a to hlavne pri výkonoch menších, ako je maximálny výkon palivových článkov, resp. maximálny trvalý režim.

Touto optimalizáciou je hybridná prevádzka a je definovaná súčasným využívaním oboch súčastí v istom pomere, aj keď to nie je bezprostredne nutné. Proces pracuje na princípe využívania prebytkovej energie z akumulátora, čím sa znižuje výkonová požiadavka na palivové články. Uskutočnením tejto

optimalizácie dochádza nielen k ušetreniu vodíka, ale hlavne k predĺžovaniu životnosti pohonnej jednotky.



Obrázok 3: Simulačné programové rozhranie – hybridný režim. Zdroj: Autori.

Hybridný režim práce pohonnej jednotky je navrhnutý pre horizontálny ustálený let s cestovným nastavením výkonu. Hoci je výrobcom referenčného letúna stanovený cestovný režim minimálne 60 percent výkonu motora [3], daný letún je schopný vodorovne letieť aj s nastavením režimu na úrovni 55 percent. Proces využívania energie akumulátora za účelom šetrenia vodíka má význam práve v rozmedzí výkonu od 55 do 60 percent. Čím nižší výkon pohonnej jednotky, tým signifikantnejší je nárast letovej výdrže.



Obrázok 4: Graf rozmedzia výkonu v ustálenom horizontálnom lete. Zdroj: Vlastné meranie.

Referencie

- [1] Cessna 172R POH/AFM r. 1996 s. 1-4
- [2] Cessna 172R POH/AFM r. 1996 s. 1-6
- [3] Cessna 172R POH/AFM r. 1996 s. 4-26
- [4] Bugaj, M. 2015. Aeromechanika 1: základy aerodynamiky. 1. vyd. - Bratislava : DOLIS, 2015. - 208 s., ilustr. - ISBN 978-80-970419-3-9.