

“ТРАНСПОРТ, ЕКОЛОГИЯ – УСТОЙЧИВО РАЗВИТИЕ”

Сборник доклади

2006

Рецензенти:

проф. д-р инж. Венелин Стоянов Севастакиев

проф.д.н. инж. Димитър Иванов Пилев

Том тринадесети

ISBN – 954 – 20 – 00030

Научен редактор:

диц. д-р инж. Ангел Йорданов Димитров

Издателство ТУ-Варна

Анализ на работния цикъл на хибридна енергийна установка на базата на твърдоокисна горивна клетка и турбокомпресор за авиационни приложения

Владимир Сергеев Сербезов, Диан Ненов Гешев

Технически университет – София

катедра “Въздушен транспорт”

Анотация

Разгледан е модел на енергиен агрегат за захранване на основните самолетни системи. Агрегатът използва риформинг на авиационен керосин за получаване на водород и въглероден окис за гориво и се състои от високотемпературна твърдоокисна горивна клетка, като основен източник на енергия и турбокомпресор за отработване на остатъчната топлинна енергия на горивната клетка.

Съставен е опростен математически модел на работния процес в агрегата за установени режими на работа. Направен е качествен анализ на адекватността и приложимостта на модела. Решен е пример, показващ влиянието на степента на повишаване на налягането в компресора върху останалите параметри на работния процес.

Увод

Навлизането в авиацията на алтернативни, екологично-чисти горива и двигатели изостава значително от това при другите видове транспорт. Това се дължи на значително по-трудния процес на проектиране и сертифициране на авиационната техника, както и на други специфики. Първите публикации, разглеждащи възможността за използване на хибридна енергийна установка (ХЕУ) на базата на твърдоокисна горивна клетка и турбокомпресор в авиацията се появяват 2003 г. [4]. Идеята е ХЕУ да се използва, както като спомагателна силова установка (ССУ) на самолета, така и като основен източник на електроенергия за системите на самолета по време на целия полет. Поради значително по-високия коефициент на полезно действие (КПД) на ХЕУ в сравнение с този на съвременните газотурбинни ССУ и общия КПД на двигателните

генератори, това може да доведе до значителни икономии на гориво. Недостатък са относително лошите габаритно-масови характеристики на съвременните системи на базата на горивни клетки, както и някои проблеми от технологичен и икономически характер [6]. По оценка на фирмата Боинг е необходим период от 10 – 15 години за решаване на основните проблеми, свързани с разработването на ХЕУ и практическото им навлизане в авиацията.

В настояще време се очертава нарастващ интерес към проблема от страна на научните институции и авиационната индустрия.

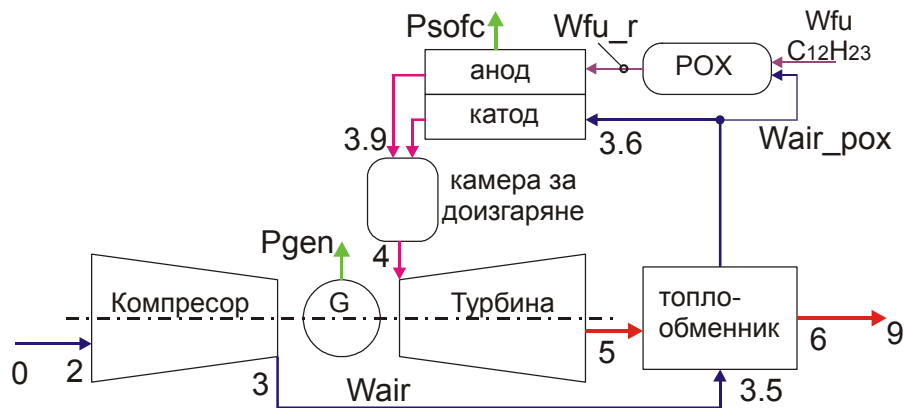
В представената работа е разгледан математически модел на един вариант на ХЕУ. Моделът е предназначен да се използва при определяне на оптималните параметри на работния процес и габаритно-масовите характеристики на системата на началния етап на едно по-обширно изследване на тази тема.

Общо описание на модела

Основното изискване към модела е той да отчита основните работни параметри на системата при промяна на външните условия в целия диапазон на експлоатация на авиационната техника и при различни работни натоварвания. Моделът трябва да бъде достатъчно гъвкав за да могат да се симулират различни конфигурации на ХЕУ.

За реализиране на тези изисквания моделът е съставен от отделни модели на турбокомпресор с рекуператор, горивен процесор с частично окисляване на горивото (РОХ), високотемпературна горивна клетка и камера за доизгаряне (фиг.1). Изчисленията са реализирани на програмен продукт Matlab.

От основно значение за вярното моделиране на цялата система е модела на горивната клетка, поради което той е разгледан по-подробно в настоящата статия. Моделите на останалите елементи са добре известни и апробирани.



фиг.1. Принципна схема на енергийния агрегат.

Модел на горивната клетка

Моделът е параметричен и не отчита конструктивните особености на конкретна горивна клетка, както и спецификата на процесите в нея.

Не е отчетен процесът на вътрешен реформинг в клетката. Концентрациите на участващите в реакцията вещества се отчита на изхода от клетката. Работната температура на клетката се приема за постоянна и не се разглежда топлообмена между работните тела и конструкцията ѝ.

За основа на модела са използвани зависимостите за горивните клетки, публикуван в [5] и [9]. По-долу следва краткото им изложение.

Потенциал на клетката на празен ход:

$$V_{rev} = E^0(T) + \frac{RT}{nF} \ln \frac{ppH_2 \cdot ppO_2^{0.5}}{ppH_2O}, \quad (1)$$

където E^0 е идеалният потенциал на клетката, зависещ от температурата; pp - парциални налягания на реагиращите вещества и продуктите от реакцията, на изхода на клетката; n - брой електрони участващи в реакцията; F - константа на Фарадей; R - универсална газова константа; T температура в градуси Келвин.

Работно напрежение на клетката се получава от израза

$$V_{oper} = V_{rev} - V_{activation} - V_{Ohm} - V_{concentr}, \quad (2)$$

където

$$V_{activation} = \frac{RT}{n\alpha F} \ln \frac{i + i_n}{i_0} \quad (3)$$

е падът от поляризация; α - безразмерен коефициент на обмена на заряди; i , [A/m^2] - работна плътност на тока в клетката; i_n - плътност на тока на вътрешните загуби; i_0 - обменна плътност на тока, характеризираща загубите за активация.

$$V_{Ohm} = r(T) \cdot (i + i_n) \quad (4)$$

отчита съпротивлението на електродите и електролита; r , [Ω/cm^2] – сумарно специфично съпротивление, подбира се емпирично;

$$V_{concentr} = \frac{RT}{nF} \ln \frac{i + i_n}{i_L} \quad (5)$$

загуби от недостиг на реагентите в зоната на реакцията; i_L - плътност на тока, при която настъпва насищане.

Коефициент на полезно действие на клетката:

$$\eta_{el} = \eta_{ideal}(T) \frac{V_{oper}}{V_{rev}}, \quad (6)$$

$$\eta_{ideal} = \frac{\Delta G}{\Delta H}, \quad (7)$$

стойностите на $E^0(T)$ и $\eta_{ideal}(T)$ са взети в табличен вид от литературата [9], и се интерполират за желаната стойност на температурата.

Влиянието на работната температура на горивната клетка върху параметрите и е отчетено в горните зависимости. За да бъде отчетено нарастването на химическата активност на реагентите при повишени работни налягания се използва зависимостта:

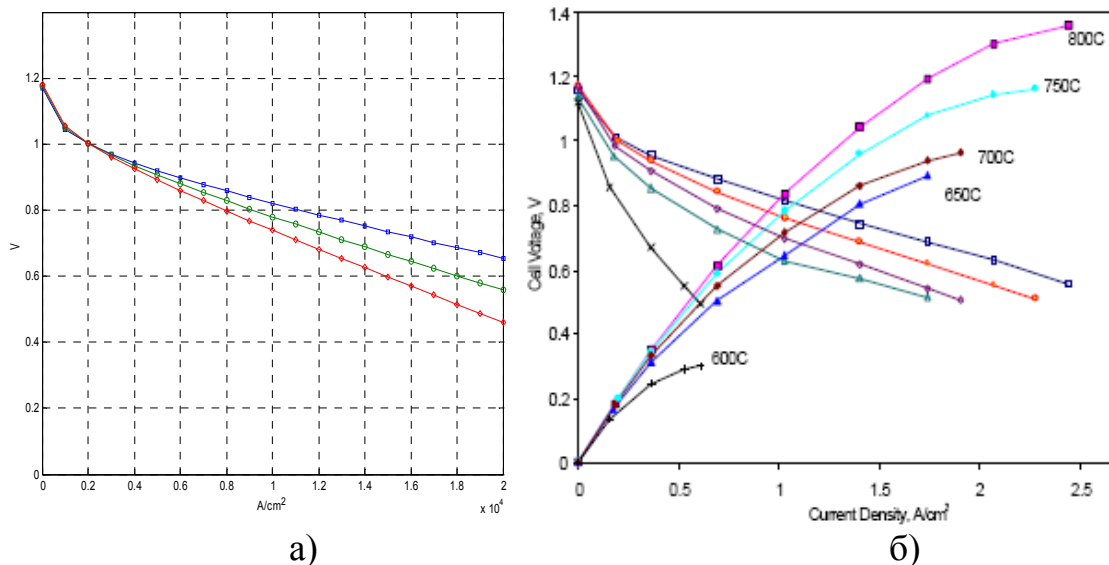
$$i_L = i_{L0} \left(\frac{P}{P_0} \right)^a, \quad (8)$$

коефициентът a се подбира емпирично.

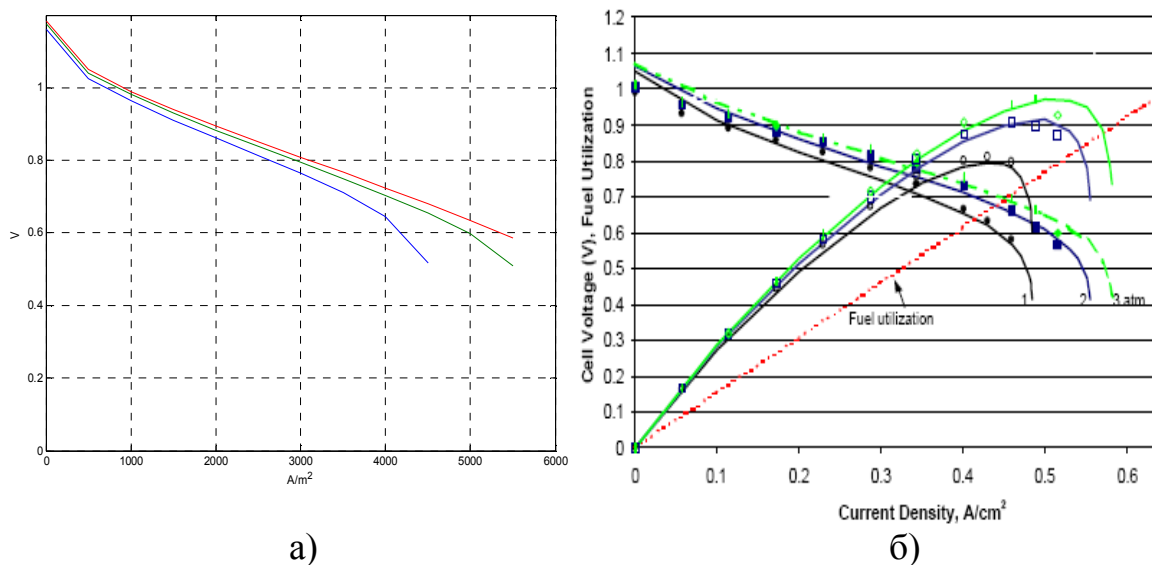
Сравняване на модела с експериментални данни

С цел качествена оценка достоверността на модела на горивната клетка, чрез него са пресъздадени експериментални данни публикувани от General Electric [7]. Настройката на модела се извършва чрез

вариране на основните параметри в уравнения (1) ... (5). След настройката моделът (фиг.2а и фиг.3а) показва добро съответствие с опитните резултати в основния работен диапазон на горивната клетка (фиг.2б и фиг.3б).



фиг.2. Сравнение на модела с експериментални данни, при работа на различни температури



фиг.3. Сравнение на модела с експериментални данни, при работа на ниски температури (700°C) и налягане от 1 до 3 atm.

Частично окисляване на горивото в горивния процесор (POX)

За авиационен керосин с условна химична формула C₁₂H₂₃ и нисша топлина на изгаряне H_u=43 MJ/kg се приема, че се подава въздух с коефициент на излишък $\alpha=0.34$, при което всичкия въглерод в горивото

се окислява до въглероден окис [2]. Топлотворната способност на реформираното гориво намалява с $\Delta H_u=7.9$ MJ/kg, или остава 81% от началната (КПД = 81%).

На практика за избягване на коксуване на горивото се използва по-голямо количество въздух. По-подробно тези въпроси са разгледани в [8]. Там като оптимален е посочен КПД на реформиране 77%.

Моделиране на турбокомпресора и рекуператора и интегриране на моделите с този на горивната клетка

Използва се безразмерен, стационарен модел на газова турбина, описан в [1]. Възможно е включване в модела на характеристиките на компресора и турбината с цел пресмятане на неизчислителните режими на системата. В схемата е включен рекуператор представен в съответствие с [3]. За определяне на температурите в отделните точки на системата в този случай трябва да бъде решена системата от уравнения, описваща термодинамичния цикъл. В настоящата работа това е направено чрез задаване на температурата на въздуха след рекуператора в първо приближение и последващо итеративно пресмятане.

Числен пример на хибридната система

Окончателната числена апробация на модела на ХЕУ е направена за стандартни атмосферни условия на морското равнище, при умерени стойности на плътността на тока и температурата на горивната клетка (табл.1). Изчислени са четири случая, съответно за степени на повишаване на налягането от компресора (CPR) 3, 4, 5 и 6. Резултатите са дадени в табл.2. Индексите на параметрите в таблици 1 и 2 отговарят на индексите на отделните точки на системата, показани на фиг.1.

Получените резултати ясно показват по-големия КПД на ХЕУ (eff_{ov}) в сравнение с този на горивната му клетка (eff_{sofc}). Вижда се също и нарастването на КПД при увеличаване на степента на

повишаване на налягането, както поради нарастване на КПД на горивната клетка, така и поради нарастване на КПД на цялостния термодинамичен цикъл.

табл.1. Начални условия

$T_0 = 288$; [K] $P_0 = 101300$; [Pa] $loss_{0_2} = 0.99$; $eff_{compressor} = 0.8$; $CPR = [3\ 4\ 5\ 6]$; $loss_{35_4} = 0.95$; $eff_{comb} = 0.99$; $eff_{turbine} = 0.9$; $loss_{6_9} = 0.99$; $ExhaustPR = 1.04$; %SOFC% $T_{sofc} = 1100$; [K] $U_{fu_sofc} = 0.75$; $i_{sofc} = 6000$; [A/m ²]	%air & fuel management $W_a = 10$; [kg/s] $alpha_{ov} = 5$; air excess ratio $W_{fu} = W_a/10_air/alpha_{ov}$; [kg/s] $W_{a_pox} = alpha_{co}*10_air*W_{fu}$; $W_{fu_ref} = W_{fu}+W_{a_pox}$; %recoperator% $k_{h_tr} = 30$ [W/(m ² *K)] $F_{he} = 300$ [m ²] $loss_{3_35} = 0.95$ $loss_{5_6} = 0.98$ $c_{compact} = 500$ [m ² /m ³]
--	--

табл.2. Резултати от изчисленията

CPR = 3	4	5	6	
$T_{t3} = 394.196$	427.966	456.140	480.531	
$P_{t3} = 300861$	401148	501435	601722	
$T_{t35} = 624.875$	623.235	625.890	630.177	
$T_{t39} = 1.2384$	1.2302	1.2295	1.2313	* 1.0e+003
$T_{t4} = 1.3386$	1.3304	1.3297	1.3315	* 1.0e+003
$P_{t4} = 2.7153$	3.6204	4.5255	5.4305	* 1.0e+005
$T_{t5} = 1.0793$	1.0079	0.9603	0.9250	* 1.0e+003
$P_{t5} = 1.0221$				* 1.0e+005
$T_{t6} = 882.339$	841.178	815.351	797.198	
$P_{t6} = 1.0430$				* 1.0e+005
$P_{gen} = 1.7181$	2.0369	2.2354	2.3662	* 1.0e+006
$P_{sofc} = 1.2719$	1.3613	1.3987	1.4213	* 1.0e+006
$SFC = 0.4582$	0.4032	0.3770	0.3618	* 1.0e-007
$eff_{sofc} = 0.3479$	0.3723	0.3825	0.3887	
$eff_{ov} = 0.5015$	0.5700	0.6095	0.6353	

В настоящия пример не са разглеждани въпроси като оптималното разпределение на полезната работа между горивната клетка и

генератора на ХЕУ, както и оптимизиране на параметрите му с цел постигане на приемливи работни температури и използване на по-достъпни и евтини материали за компонентите на ХЕУ.

Обект на бъдещи изследвания е оптимизацията на параметрите на ХЕУ с цел получаване на добри технологични и експлоатационни характеристики.

Литература:

1. Кулагин, В.В. Теория расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок, кн.1, кн.2, М., Машиностроение, 2003.
2. Луканин, В.Н., Морозов К.А., Хачиян А.С. и др. Двигатели внутреннего сгорания, М., Высш.шк., 1995.
3. Мелькумов, Т.М., Н.И. Мелик-Пашаев, Е.В. Балахонцев. Техническая термодинамика и теплопередача, ВВИА им.проф.Н.Е.Жуковского, 1971.
4. Daggett, D. L., S. Eelman, G. Kristiansson. Fuel cell apu for commercial aircraft, AIAA 2003-2660, July 2003.
5. Freeh, J. E., J. W. Pratt, J. Brouwer. Development of a Solid-Oxide Fuel Cell/Gas Turbine Hybrid System Model for Aerospace Applications, NASA/TM—2004-213054, 2004.
6. “Fuel Cell Handbook”, 6th Edition, U.S. Dept. of Energy, National Energy Technology Laboratory - 2002/1179, November 2002.
7. Minh, N. Solid Oxide Fuel Cell Technology for Hybrid Power Generation, GE Hybrid Power Generation Systems, 2002.
8. Nougier, L., N. Boudet, W. Nastoll, S. Bertholin. Association of a partial oxidation reactor and a solide oxide fuel cell as stationary power source, Institut Français du Pétrole, BP3, 69390 Vernaison , France, 2003.
9. Rayment, C., S. Sherwin, Introduction to Fuel Cell Technology, University of Notre Dame, 2003.