

Алтернативни спомагателни енергийни агрегати за транспортни летателни апарати

Владимир Сергеев Сербезов
Технически университет – София
катедра “Въздушен транспорт”

Анотация

По настоящем в авиацията, като допълнителни източници на енергия се използват малки газотурбинни двигатели. Тези двигатели имат сравнително лоша икономичност, както и ред други екологични недостатъци.

В настоящата работа като алтернативи са разгледани разработващите се в момента енергийни агрегати на базата на горивни клетки и новопоявилите се дизелови двигатели за леката авиация.

Направените изводи за приложимост на тези алтернативи са основани на сравнителен анализ на основните им специфични параметри, както и на база на основните изисквания към спомагателните енергийни агрегати и възможните им начини на използване. В заключение авторите определят по-нататъшното направление на изследванията си в тази област.

Статията представя междинни резултати, получени по проект, финансиран от субсидията за научни изследвания в ТУ-София

Увод

Спомагателните енергийни агрегати (СЕА) се използват за осигуряване на енергия за електрическата и климатичната системи на въздухоплавателните средства (ВС) при престой на земя с изключени двигатели и като аварийни източници в полет.

Публикуваните изследвания показват, че СЕА са втория по големина източник на емисии на СО и в районите на летищата след летищната автотранспортна техника [3]. При работата си газотурбинните СЕА генерират и значителен шум. За намаляване на времето на работа на

СЕА на летищата се използват стационарни електрозахранващи и пневматични системи и мобилни дизелови агрегати, но използването им усложнява наземното обслужване на ВС.

Наложително е търсенето на алтернативи на съвременните газотурбинни СЕА, които да решават двата горепосочени проблема.

Изследванията провеждани в САЩ [4],[7] са насочени към създаването на СЕА на базата на горивни клетки. В настоящата статия авторът предлага и разглеждането на авиационните турбодизелови двигатели, като по-малко рисков подход, даващ и ред технологични и експлоатационни предимства.

Съвременни газотурбинни СЕА (ГТ СЕА)

Съвременните газотурбинни СЕА осигуряват механична мощност на вала си и пневматична мощност на състения от тях въздух. В зависимост от големината и предназначението на самолета, на който се използват, общата (еквивалентна) мощност на СЕА е от 140 kW за регионални пътнически самолети с до 100 места, до над 500 kW за далекомагистрални самолети с над 300 пътника.

СЕА са предназначени да работят ограничено време, следователно икономичността им не е първостепенен фактор и това позволява прилагането на конструктивни решения, осигуряващи висока компактност и специфична мощност (таблица 1).

табл.1. Основни параметри на някои съвременни газотурбинни СЕА

Модел	Екв. мощност, kW	Маса, kg	Екв. спец. разход, g/W.h	КПД	Спец. мощност, kW/kg
GTCP 36-150CL	142	58	0.447	0.187	2.468
AI-450-MC	245		0.449	0.186	
RE220	260	109			2.385
GTCP36-300	291	141			2.064
131-9[A]	343	159			2.157
APS3200	400	136	0.372	0.225	2.941
GTCT 331-200	432	235	0.388	0.216	1.838

Изследвания върху използването на системи с високо-температурни горивни клетки и газова турбина за СЕА

Лидери в изследванията за използване на СЕА с високо-температурни горивни клетки и газова турбина (ГК/ГТ СЕА) са фирмата Boeing и NASA. Поставените от тях цели са достигане на КПД до 70% и поява на прототипи към 2015 г.

Основен проблем в случая са ниските габаритно-масови характеристики на системата и голямата и сложност, съществува и необходимост от предварително реформиране на авиационното гориво преди то да се използва в горивната клетка. Тези фактори ограничават предвижданото използване на ГК/ГТ СЕА само за големи самолети.

Резултати получени при оптимизация на масата на такава система, при относително по-ниско КПД [7] са приведени в таблица 2. Математическото моделиране извършено от автора на настоящата статия [2], също показва достижимост на подобен КПД при относително проста конфигурация на системата.

табл.2. Характеристики на концептуален ГК/ГТ СЕА.

Екв. мощност, kW	Маса, kg	Екв. спец. разход, g/W.h	КПД	Спец. мощност, kW/kg
440	1396	0.179	0.620	0.315

Изследвания върху използването на системи с ниско-температурни горивни клетки (НТГК) за СЕА

По настоящем се залагат големи надежди за използването на горивни клетки с протонообменна мембрана в автомобилостроенето. Тези горивни клетки са по-леки, по-компактни и по-евтини от високотемпературните. Този тип системи се смята, че е по-подходящ за СЕА на по-малки самолети (мощност до 250 kW). Основният им недостатък е високата чувствителност към вида и чистотата на използваното гориво. Работният им процес изисква използването на чист H_2 , без примеси на CO и CO_2 . При автомобилите този проблем би бил преодолян с развиването на водородната инфраструктура.

В авиацията за сега не се предполага преминаване към водород за гориво, поради сложността на съхранението му. Това означава, че за използване на НТГК за СЕА ще е необходим отделен водороден запас на борда на самолета и допълнителна наземна инфраструктура или сложна апаратура за получаване и пречистване на водорода от керосина на борда. Това ще води отново до нарастване на масата на системата, и както показват публикуваните в [4] резултати, такава система ще има само известни екологични преимущества пред ГТ СЕА.

Авиационни турбо-дизелови двигатели (АТД)

По настоящем турбодизеловите двигатели се увърждават, като алтернатива на бензиновите двигатели в леката авиация, при диапазон от мощности 100 – 250 kW (таблица 3), [5],[6]. В сравнение с автомобилните, тези двигатели имат по-добра специфична мощност, по-голям височинен диапазон, а също съответстват на изискванията за летателна годност. Те са значително по-икономични от газотурбинните двигатели със същата мощност, при съпоставими габаритни размери, но по-лоши масови характеристики. Това позволява разглеждането им, като алтернативни СЕА за средни и регионални пътнически самолети.

табл.3. Данни за съществуващи авиационни турбо-дизелови двигатели

Модел	Тип	Екв. мощност, kW	Маса, kg	Екв. спец. разход, g/W.h	КПД	Спец. мощност, kW/kg	Статус
SR305-230	4т	169	192	0.273	0.306	0.880	сертифициран,сериен
Centurion 2.0	4т	114	134	0.23	0.364	0.851	сертифициран,сериен
Centurion 4.0	4т	246	275	0.237	0.352	0.895	сертифициран,сериен
ZO-02A	2т	220	123	0.225	0.372	1.789	стендови изпитания
DH200V4	2т	147	177	0.288	0.290	0.831	несертифициран,сериен

Съпоставка на основните свойства на разглежданите СЕА

Основните показатели, които определят пригодността на даден двигател като СЕА са габаритно-масовите му характеристики и икономичността. Такива данни за представителни двигатели са

показани в графичен вид на фиг. 1 и 2. Вижда се, че ГТ СЕА имат най-висока специфична мощност, но са и най-неикономични, обратно на тях са ГК/ГТ СЕА, а АТД заемат междинно положение. Този характер на данните не позволява да се направят еднозначни изводи за предимства на един или друг тип СЕА, но изисква по-задълбочена оценка на влиянието на СЕА върху характеристиките на конкретния самолет.

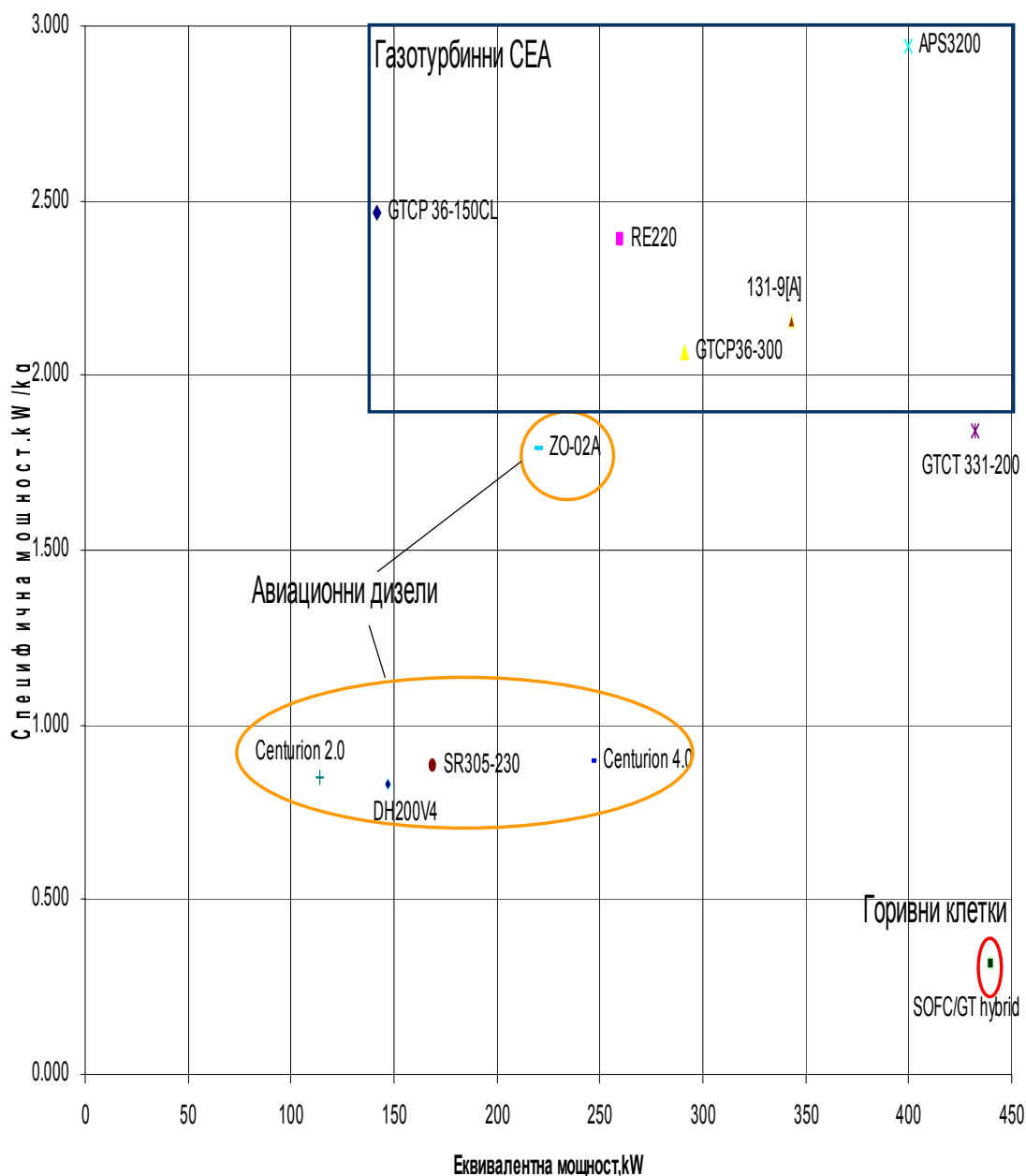
Екологичните показатели, по които се сравняват СЕА, са шумността и емисиите на вредни газове (CO , CO_2 , HC , NO_x). От гледна точка на вредни газове е най-благоприятен работният процес при ГК/ГТ, а ГТ СЕА и АТД имат относително по-лоши характеристики, но трябва да се отбележи по-добрата икономичност на АТД и приложимостта на мерки за подобряване на емисиите, подобни на тези при автомобилните двигатели. От гледна точка на шум основният недостатък на ГТ СЕА е създаването на относително мощна реактивна струя при работата им, докато двата други типа са значително по-безшумни.

Не на последно място трябва да се отчитат и експлоатационните показатели, като начина на използване на СЕА, времето за стартиране и температурно-височинния диапазон.

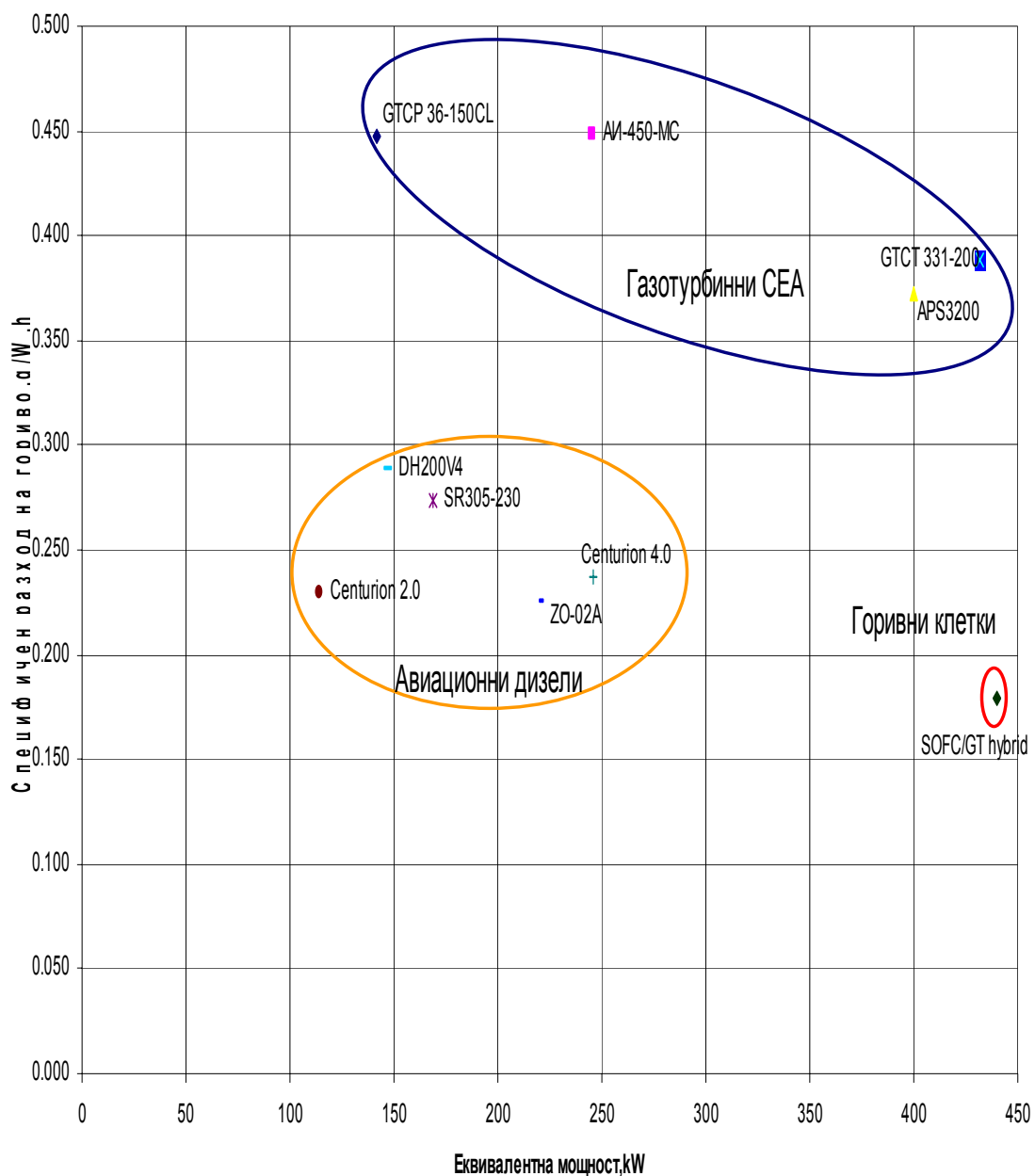
Лошата икономичност на ГТ СЕА ограничава използването им само на земя и като аварийни източници. АТД и ГК/ГТ имат съпоставима или по-добра икономичност от основните двигатели, което позволява да се използват на всички етапи на полета. Това ще доведе до разтоварване на основните двигатели и ще има цялостен положителен ефект за самолета.

Времето за стартиране определя оперативността на използване на самолета, то е най-малко при АТД. При ГК/ГТ поради необходимостта от загряване на горивните клетки до работна температура, времето за излизане на работен режим може да достига 40 min, което силно ще повлияе на начина на експлоатация на самолет с подобен СЕА.

От гледна точка на височинен диапазон трябва да се посочи възможността ГК/ГТ и АТД да се захранват с изпускания въздух от херметичната кабина, което ще позволи ефективната им работа в пълния височинен диапазон на самолета. При ГТ СЕА това не е възможно поради относително големият им разход на въздух.



фиг.1. Съпоставка на специфичната мощност на газотурбинните и хипотетичните горивно-клетъчни СЕА и авиационните турбодизелови двигатели



фиг.2. Съпоставка на специфичния разход на гориво на газотурбинните и хипотетичните горивно-клетъчни СЕА и авиационните турбодизелови двигатели

Заклучение

От направения анализ може да бъдат получени следните изводи:

- Приложение на SOFC/GT в отдалечена перспектива (15 – 20 години) при далекомагистрални ВС;

- По-малко вероятно приложение на PEMFC в отдалечена перспектива при близко магистрални ВС;
- Възможност за бързо навлизане на авиационните дизели, като СЕА на близко магистрални ВС.

Бъдещи планове за изследвания на автора:

- По-точно определяне на областите на приложимост на разгледаните алтернативни СЕА;
- Изследвания върху ефективността, интегрирането и оптимизацията на турбо дизеловите двигатели като авиационни СЕА.

Литература:

1. Поляков А.М., Ю.И.Шальман, В.И.Кричакин, Авиационные газотурбинные вспомогателные силовые установки, М., Машиностроение,1978.
2. Сербезов В., Д. Гешев, Анализ на работния цикъл на хибридна енергийна установка на базата на твърдоокисна горивна клетка и турбокомпресор за авиационни приложения, Еко Варна 2006
3. Fleuti, E., P. Hofmann, Aircraft APU Emissions at Zurich Airport, Zurich, Unique (Flughafen Zürich AG), www.unique.ch, 2005.
4. Krok, M. et.al. "Exploring the Role of Fuel Cell Electric Power Systems for Commercial Aviation Applications, AIAA 2007-1389, 2007
5. CENTURION Aircraft Engines, <http://www.centurion-engines.com>
6. Rozenkranc, M., J. Ernst, Diesel Engines for Aerospace Use, Israel Aircraft Industries,2003.
7. Steffen, Jr., Ch. J., J. E. Freeh, L. M. Larosiliere, Solid Oxide Fuel Cell/Gas Turbine Hybrid Cycle Technology for Auxiliary Aerospace Power, NASA/TM-2005-213586,2005.