

# ОЦЕНКА НА ЕФЕКТИВНОСТТА НА ТУРБО ДИЗЕЛОВ ДВИГАТЕЛ КАТО СПОМАГАТЕЛЕН ЕНЕРГИЕН АГРЕГАТ НА РЕГИОНАЛЕН ПЪТНИЧЕСКИ САМОЛЕТ

ESTIMATION OF THE EFFECTIVENESS OF A TURBO DIESEL ENGINE AS AN AUXILIARY POWER UNIT FOR A REGIONAL COMMERCIAL AIRCRAFT

ТУРБО-ДИЗЕЛЪН ДВИГАТЕЛ КАК ВСПОМАГАТЕЛНА СИЛОВА УСТАНОВКА РЕГИОНАЛНОГО ПАСАЖИРСКОГО САМОЛЁТА - ОЦЕНКА ЭФЕКТИВНОСТИ

Ass. prof. eng. Serbezov V.

Department of Air Transport, Faculty of Transport – Technical University - Sofia, Bulgaria

E-mail: vlad@tu-sofia.bg

**Abstract.** In this work the feasibility of effective application of diesel auxiliary power units (APU) in commercial aircraft is examined. The survey is performed by comparing the weight impact of hypothetical diesel APU and a representative gas turbine APU on a regional commercial jet airplane, flying typical flight missions. The results show that the fuel saving achieved on the ground by the use of more efficient APU compensates the increased weight and fuel consumption during the flight for the most common cases, although the maximum range of the airplane is reduced.

**KEYWORDS:** ALTERNATIVE AUXILIARY POWER UNITS, AIRCRAFT AUXILIARY POWER, AVIATION TURBO-DIESELS

## 1. 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. В днешно време се водят интензивни изследвания за усъвършенстване на използваните по настоящем газотурбинни СЕА и замяната им с алтернативни източници (преди всичко твърдооксидни горивни клетки), кратък обзор на тези изследвания е направен в [4]. Пак там е предложено и използването на новопоявяващите се авиационни дизелови двигатели, като СЕА. В [3] е представено първоначално проучване на въпроса от което следва, че използването дизелови СЕА би имало преимущества при регионални турбореактивни и турбовитлови самолети. Тези самолети извършват кратки полети с чести междуполетни престои на летища с неразвита наземна инфраструктура. В този случай получената икономия на гориво от използването на дизелов СЕА ще компенсира по-голямото му тегло в сравнение с газотурбинните СЕА и ще даде независимост от наземните източници на енергия. Трябва да се отчитат и екологичните предимства на такова решение. В повечето граждански летища съществуват ограничения върху използването на газотурбинни СЕА, които в този случай ще отпаднат.

В настоящата статия авторът представя резултати от по-нататъшно изследване по проблема, с използване на модел на полета на самолета, отчитащ по-точно влиянието на СЕА. Представеното изследване е част от проект, финансиран от субсидията за научни изследвания в ТУ-София.

## 2. Предпоставки и начини за разрешаване на проблема

В настоящото изследване е развит подходът използван в [3]. За целите на числения експеримент са ограничени типовете изследвани самолети до само един и е добавен упростен модел на полета.

За критерий за оценка на ефективността на хипотетичния турбодизелов СЕА се използва пълният разход на гориво за изпълнение на полета от самолет оборудван с такъв СЕА, отнесен към пълният разход на гориво на същия самолет с традиционен газотурбинен СЕА. Изследването е проведено за полети с далечина от 200 до 2000 km (максималната далечина на полета за изследвания тип самолет).

Като прототип е използван регионален реактивен самолет Фокер F-70, който е от сравнително ново поколение и може да се приеме за типичен представител на този клас самолети.

### 2.1. Изходни данни за числения експеримент

Характеристиките на прототипния самолет Фокер F-70, необходими за моделиране на полета са взети от базата данни BADA, разработена от изследователски център на Eurocontrol [1]. BADA е предоставена за изследователски цели на катедра "Въздушен транспорт" към ТУ-София в съответствие с изискванията на Eurocontrol. Основните характеристики са приведени в таблици 1 и 2.

Таблица 2. Основни масови характеристики на Фокер F-70, kg

Маса празен	Полезен товар	Максимална излетна маса	Средна полетна маса
22800	10800	39900	34000

Таблица 3. Основни летателни характеристики на Фокер F-70

Височина на полета, m	Крейсерска скорост, km/h	Крейсерски часов разход на гориво, kg/h
10700	750	1674

За определяне на сравнителната ефективност на СЕА се използват основните му енергетично-масови характеристики.

Характеристиките на изследвания турбодизелов СЕА и еталонния газотурбинен СЕА (ГТСЕА) са взети от [3]. Разглеждаме само варианта на дву-тактов турбодизел (ГД2СЕА), поради по-добрите му масови характеристики. Приема се, че разглежданият регионален самолет с вместимост 70 – 90 ще бъде с електрическа кондиционираща система и електрически стартери на двигателите. В този случай СЕА трябва да осигурява единствено електрическа мощност 150 kW, без директен отбор на въздух от СЕА към кондициониращата система.

Часовият разход на гориво на СЕА се определя, като се приема че се използва авиационен керосин с нисша топлина на изгаряне 43 MJ/kg. Часовият разход на гориво се изчислява по формула (1).

$$(1) W_{APU} = 3.6 \frac{P}{\eta H_u},$$

където  $W_f$  е часов разход на гориво [kg/h];  $P$  е мощност в kW;  $\eta$  пълнен КПД;  $H_u$  е нисша топлина на изгаряне в MJ/h.

Данните са приведени в табл.3.

Таблица 3. Характеристики на разглежданите СЕА

Параметър	ГТСЕА	ТД2СЕА
Номинална еквивалентна мощност, kW	150	150
Пълен КПД	0.15	0.35
Специфична маса, kg/kW	0.7	1.03
Маса на СЕА, kg	105	154.5
Номинален часов разход на гориво, kg/h	83.7	35.88

## 2.2. Модел на полета на самолета

Цел на модела е да се определи необходимото количество гориво за изпълнение на полет със зададена далечина, при използване на СЕА от различен тип. Използван е упростен модел на полета, заимстван от [2] с някои допълнителни приемания. Разглеждат се предварителен наземен етап и няколко полетни етапа:

### 1. Предварителна подготовка за полета.

Този етап е свързан с подготовка на самолета за полет, преди стартиране на двигателите. През него СЕА осигурява енергия за начално кондициониране на пътническия салон, подготовка и проверки на системите на самолета и стартиране на двигателите. Натоварването на СЕА през този етап е основно от кондициониращата система и може да се приеме за постоянно, равно на номиналното (150 kW). Разходът на гориво за този етап се определя по формула (2):

$$(2) m_{f\_gnd} = W_{fAPU} \cdot t_{gnd},$$

където  $m_{f\_gnd}$  е масата на изразходваното гориво [kg];  $W_{fAPU}$  е часовият разход на гориво на СЕА [kg/h];  $t_{gnd}$  е продължителността на етапа [h].

Трябва да се отбележи, че при избраният подход масата на изразходваното от СЕА гориво не влияе на маситена самолета по време на етапите на полета.

### 2. Основен етап на полета (крейсерски полет)

На този етап СЕА е изключен и всички енергийни нужди на самолета се осигуряват от двигателите му. Влиянието на СЕА върху летателните характеристики на самолета на този режим се изразява във влиянието му върху масата на празния самолет, която участва в уравнението на масите на самолета. Масата на празния самолет се изчислява по формула (3):

$$(3) m_{e\_td2} = m_e - m_{gtAPU} + m_{td2APU},$$

където  $m_{e\_td2}$  е масата на празния самолет с инсталиран ТД2СЕА;  $m_e$  е масата празен на базовия самолет с ГТСЕА;  $m_{gtAPU}$  е масата на ГТСЕА;  $m_{td2APU}$  е масата на ТД2СЕА.

За определяне на масата на необходимото гориво при зададена далечина на полета се използва формула на Бреге за далечина на полета на самолета [2]:

$$(4) \left( \frac{m_1}{m_0} \right)_{cr} = e^{\frac{L \cdot SFC \cdot g}{V_{cr} \cdot K_{cr}}},$$

където  $(m_1/m_0)_{cr}$  е отношението на крайната към началната маса на самолета при крейсерския полет;  $L$  е далечината на крейсерския полет [km];  $SFC$  е среден специфичен разход на гориво при крейсерски полет [kg/N.h];  $g$  е земното ускорение [ $m/s^2$ ];  $V_{cr}$  е средната скорост при крейсерски полет [km/h];  $K_{cr}$  е средно аеродинамично качество на самолета.

### 3. Други етапи на полета

В това число влизат етап на излитане и начален набор на височина, етап на набор на височина до достигане на крейсерска височина и етап на снижение и кацане. За изчисляване на количеството гориво необходимо за тези етапи е приет упростен модел при който отношението на масите на самолета в края и началото на всеки от тях се приема за фиксирана величина (табл.4.).

Етапът след приземяването, при който може отново да се налага използване на СЕА се предполага, че е отчетен чрез предполетния етап.

Таблица 4. Отношения на масите

Етап на полета	Отношение на крайната към началната маса на самолета
Излитане	0.99
Набор на височина	0.975
Снижение и кацане	0.995

### 4. Аеронавигационен горивен запас

При моделирането отчитаме необходимостта от носене на борда на самолета на резервно гориво за извършване на 30 минутен полет. Масата на резервното гориво се определя отново по формулата на Бреге, записана в по-различна форма:

$$(5) m_{f_{rez}} = m_{zf} \left( 1 - e^{-\frac{t_{rez} \cdot SFC \cdot g}{K_{cr}}} \right),$$

където  $m_{f_{rez}}$  е масата на резервното гориво [kg];  $m_{zf}$  е масата на самолета с полезния товар, но без гориво [kg];  $t_{rez}$  е времетраенето на резервния полет [h].

Окончателно излетната маса на самолета, включваща горивото необходимо за изпълнение на етапите на полета се определя по формулата:

$$(6) m_{to} = \frac{(m_{zf} + m_{f_{rez}})}{0.99 \cdot 0.975 \cdot 0.995 \cdot (m_1 / m_0)_{cr}},$$

където  $m_{to}$  е излетната маса на самолета за изпълнение на полет със зададена продължителност [kg];  $(m_{zf} + m_{f_{rez}})$  е масата на самолета в края на полета.

Масата на горивото за изпълнение на полета е:

$$(7) m_{f\_fl} = m_{to} - (m_{zf} + m_{f_{rez}}).$$

Пълната маса на изразходваното гориво, включваща полетното гориво и горивото изразходвано на земята (без аеронавигационния запас) е:

$$(8) m_f = m_{f\_fl} + m_{f\_gnd}.$$

За удобство при сравняване на ефективността на различните СЕА се въвежда коефициент на относителна икономия на гориво:

$$(9) VI = \frac{m_f - m_{f\_td2}}{m_f} \cdot 100\%,$$

където  $m_f$  е изразходваното гориво на базовия самолет, а  $m_{f\_td2}$  е изразходваното гориво при самолет оборудван с ТД2СЕА.

### 2.3. Проверка точността на модела

Приетият модел съдържа ред коефициенти можещи да окажат съществено влияние на точността му. Проверката на модела се извършва чрез сравняване на получената излетната маса при максимална далечина на полета, без резерв с тази публикувана за прототипния самолет. Грешката на модела се получава по формула (10):

$$(10) \delta = \left| \frac{m_{toM}}{L_{maxM}} - \frac{m_{to}}{L_{max}} \right| \frac{m_{to}}{L_{max}} \cdot 100\%,$$

където  $m_{to}$  е излетната маса;  $L_{max}$  е максималната далечина на полета; с индекс М са тобелязани стойностите получени в модела.

Получените резултати са удовлетворителни (таблица 5) и позволяват да се приеме, че избраният модел е подходящ за даденото изследване.

Таблица 5 Проверка на точността на модела на полета

	Модел	Публикувани данни
Излетна маса, kg	39919	39900
Далечина на полета, km	2000	2040
Относителна грешка, %	2.05	

### 3. Резултати и дискусия

Численият експеримент е извършен за далечини на полета от 200 до 2000 km и време за работа на СЕА за всеки полет 10 и 20 минути.

Получените резултати за различните типове СЕА, при различни режими на натоварване са дадени в таблица 6. Резултатите от моделиране на полета на самолет с различни типове СЕА са показани в таблица 7. В графичен вид основните резултати са показани на фигури 1 и 2.

Таблица 6. Наземна работа на СЕА

Време на работа на СЕА, min	10	20
изразходвано гориво – ГТСЕА, kg	13.95	27.91
изразходвано гориво – ТД2СЕА, kg	5.98	11.96
Икономия на гориво, kg	7.97	15.95

Таблица 7. Сравнение между самолет с различни типове СЕА за различни далечини на полета

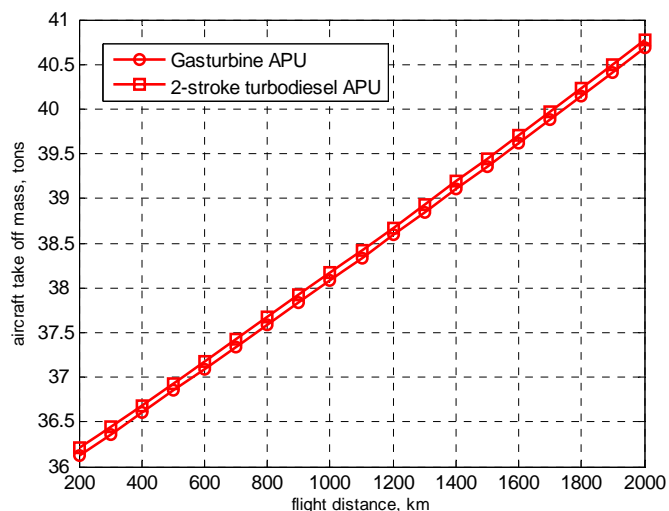
Далечина на полета, km	200	1000	1500	2000
Излетна маса – базов самолет, kg	36311	38279	39563	40889
Излетна маса – самолет с ТД2СЕА, kg	36391	38363	39650	40979
Процентно нарастване на излетната маса, %	0.22			
Полетно гориво – базов самолет, kg	1894	3861	5145	6472
Полетно гориво – самолет с ТД2СЕА, kg	1900	3872	5158	6488
нарастване на полетното гориво, kg	6	11	13	16
Относителна икономия на гориво – 10 min работа на СЕА, %	0.104	-0.061	-0.101	-0.125
Относителна икономия на гориво – 20 min работа на СЕА, %	0.518	0.144	0.054	-0.002

Основният извод, които може да се направи от получените резултати е, че инсталирането на относително по-тежкия турбодизелов СЕА практически няма да повлияе на общия разход на гориво на самолета и в зависимост от начина на използване на СЕА може да има известен положителен ефект (до 1%). Този ефект е най-забележим при далечини на полета до 1000 km, в този диапазон попадат основната част от маршрутите изпълнявани от регионални самолети.

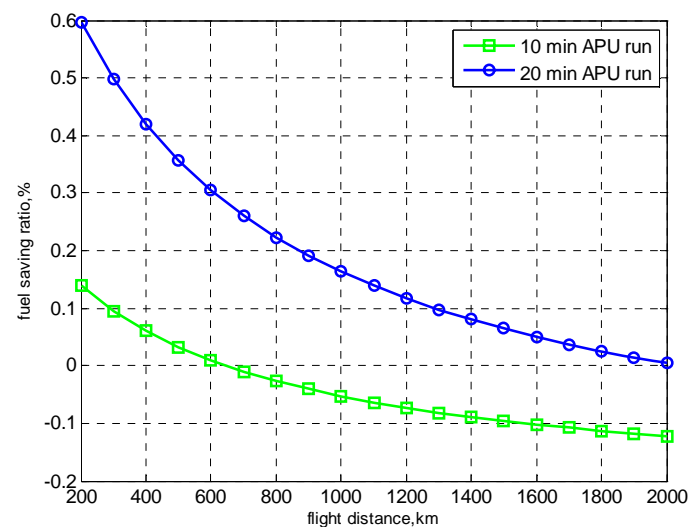
Нарастването на масата на самолета без гориво ще има минимални отрицателни последици за далечината на полета му, но намаляването ѝ няма да е с повече от 50 km.

От друга страна трябва да се отбележи значителното намаляване на разхода на гориво на земята при използване на СЕА. Направените проучвания показват, че съвременните ГТСЕА са втори по големина източник на CO<sub>2</sub> в районите на летищата след специализирания автотранспорт и значителен източник на шум [4]. Оборудването на летищата със стационарни енергозахранващи системи за самолетите не напълно да реши проблема. Това е в сила особено за регионалните самолети извършват полети до по-малки летища, без за които е неизгодно използването на стационарни системи.

Трябва да се има в предвид, че настоящото изследване използва като критерий само разхода на гориво при конвенционално използване на СЕА. Резерви за по-пълно използване на възможностите на турбодизеловите двигатели като СЕА могат да се търсят интегрирането му с другите системи на самолета и в използването му през етапите на полета при които двигателите не са достатъчно ефективни (снижение и кацане).



фиг.1. Излетна маса на самолета за различни далечини на полета



фиг.2. Относителна икономия на гориво при използване на дизелов СЕА

### 4. Заключение

Направеното изследване показва възможността за използване на турбодизелови двигатели като СЕА на регионални пътнически самолети. Авторът планира да продължи изследванията си в следните направления:

- По-точно моделиране на полета на самолета и детайлно моделиране на потребителите на енергия по етапи на полета
- Интегриране на СЕА с другите енергетични системи на самолета и оптимизиране на работния му цикъл.

### 5. Литература

1. Eurocontrol Experimental Centre, Base of Aircraft Data (BADA) [http://www.eurocontrol.int/eec/public/standard\\_page/proj\\_BADA.html](http://www.eurocontrol.int/eec/public/standard_page/proj_BADA.html)
2. Mak, A., J. Meier Fuel Cell Auxiliary Power Study Volume 1 RASER Task Order 5 – NASA CR-2007-214461-VOL1
3. Serbezov, V. Turbo-Diesel Apu For Medium And Regional Commercial Jet Airplanes – Preliminary Survey – TRANSCOM 2007, section 7, Žilina, Slovak Republic June 25 – 27, 2007, p. 263
4. Сербезов, В. Алтернативни спомагателни енергийни агрегати за транспортни летателни апарати – В: ЕКО ВАРНА '2007, 10 – 12 май 2007