

ЧИСЛЕНО МОДЕЛИРАНЕ НА ГАЗОТУРБИНЕН СПОМАГАТЕЛЕН ЕНЕРГИЕН АГРЕГАТ

В. С. Сербезов

e-mail: vlados@aero.vmei.acad.bg

В статията е представена реализация на едномерен, квазистационарен, нелинеен математически модел на газотурбинен двигател и системата му за управление. Изследвано е поведението на модела при различни външни въздействия и е анализирана адекватността на модела. За прототип на изследването е избран спомагателен енергиен агрегат GTCP 85-129.

1. Въведение

Появата на достатъчно мощни персонални компютри и приложен софтуер за тях дава възможност за реализация на математически модели, описващи достатъчно точно обекта на моделиране. Цел на настоящата работа е създаването на математически модел на газотурбинен двигател (ГТД), който да може да се използва за изследователски и учебни цели. За прототип е избран двигател, използван като спомагателен енергиен агрегат (СЕА). Изборът е направен поради простата схема на СЕА, което улеснява проверката и настройването на модела. Разработеният математически модел е съставен на модулен принцип, това улеснява по-нататъшното му развитие и адаптирането му към ГТД с друга конструктивна схема.

2. Описание на прототипа

СЕА GTCP 85-129 е едновален ГТД с двустъпален, центробежен компресор и едностъпална центростремителна турбина. Предназначен е да задвижва трифазен променливотоков генератор 115 V, 400 Hz и да осигурява въздух за стартерите на основните двигатели и за системата за кондициониране на самолета.

Системата за управление на прототипа се състои от два регулатора. Центробежен, статичен регулатор с пряко действие поддържащ постоянни обороти, като влияе на количеството подавано гориво и гарантира постоянна честота на въртене на генератора, и от електронен регулатор, ограничаващ максималната температура на газовете зад турбината, чрез регулиране на сечението на клапана за изпускане на въздух за самолетни нужди от СЕА.

3. Математически модел

Реализиран е едномерен, квазистационарен, нелинеен математически модел на ГТД. При съставянето на модела са направени следните допускания справедливи за малки изменения на параметрите на работния процес:

- в областта на работните режими КПД и коефициента на разход на турбината остават постоянни ($\eta_T^* = const, G_T \cdot \sqrt{T_{ГК}^*} / P_{ГК}^* = const$);
- зависимостите $\pi_K^* = f(G_{Кnp})$, при $n_{np} = const$ са линейни;
- падът на налягане в дросела за отнемане на въздух за самолетни нужди е свръхкритичен.

Уравненията съставлящи модела на СЕА са разделени на пет групи, описващи основните елементи на двигателя:

- процеси в компресора:

$$1. T_K^* = T_B^* \left(1 + \frac{\pi_K^{*k-1/k} - 1}{\eta_K^*}\right)$$

$$2. P_K^* = \pi_K^* \cdot P_B^*$$

$$3. N_K = G_K \cdot \frac{k}{k-1} \cdot R \cdot (T_K^* - T_B^*)$$

$$4. \pi_K^* = f(G_{Кnp}, n_{np})$$

$$5. \eta_K^* = f(G_{Кnp}, n_{np})$$

$$6. G_{Кnp} = G_K \cdot \sqrt{T_B^* / 288.101300 / P_B^*}$$

$$7. n_{Кnp} = n_K \cdot \sqrt{288 / T_B^*}$$

- процеси в горивната камера:

$$8. T_{ГК}^* = T_K^* + \frac{G_{ГОР} \cdot H_U \cdot \xi_{ГК}}{G_T \cdot c_{cp}}$$

$$9. P_{ГК}^* = P_K^* \cdot \sigma_{ГК}$$

- процеси в турбината:

$$10. T_T^* = T_{ГК}^* \left[1 - \eta_T^* \left(1 - \frac{1}{\pi_T^{*k_g/k_g-1}}\right)\right]$$

$$11. \pi_T^* = P_{ГК}^* / (P_H \cdot \sigma_{uy})$$

$$12. N_T = G_T \cdot \frac{k_g}{k_g-1} \cdot R_g \cdot (T_{ГК}^* - T_T^*)$$

- разход на газ през двигателя:

$$13. G_T = G_{T0} \cdot \frac{P_T^*}{P_{T0}^*} \cdot \sqrt{\frac{T_{T0}^*}{T_T^*}}$$

$$14. G_K = G_T + G_{ОТН}$$

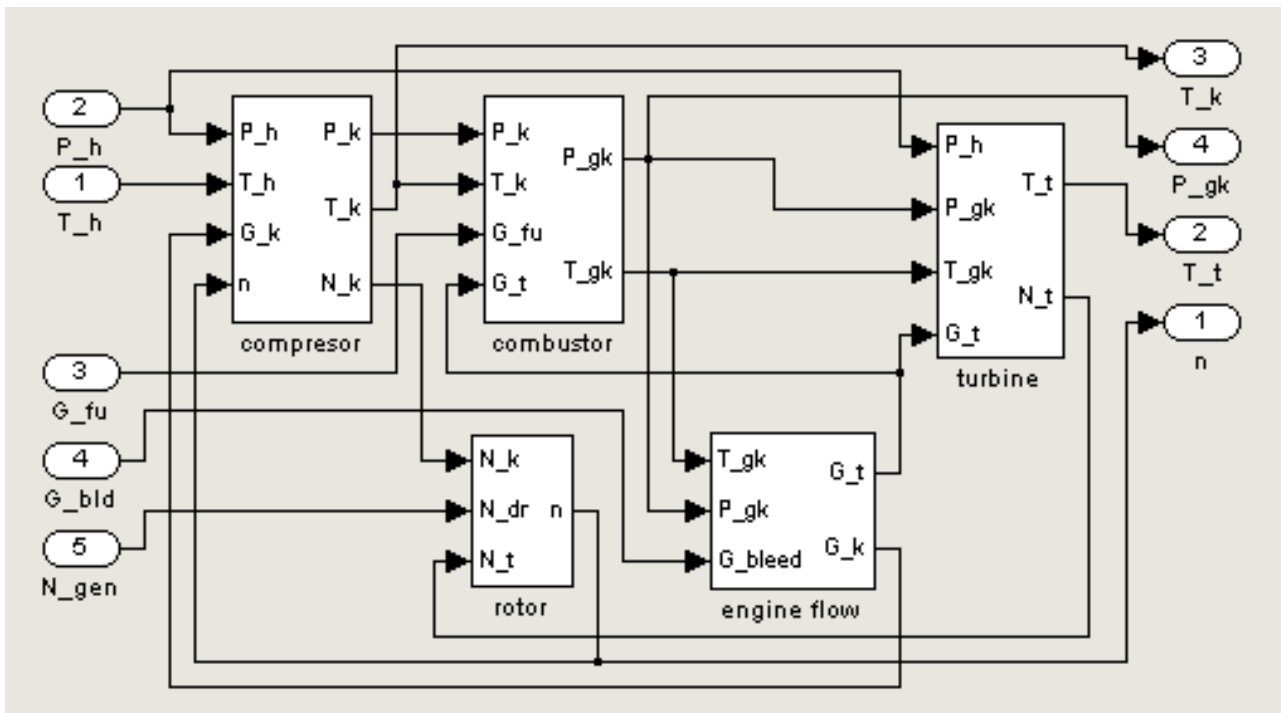
- уравнение на въртящият се ротор:

$$15. 2\pi \cdot J_{РОТ} \cdot \frac{dn}{dt} = M_T - M_K - M_{ГЕН}$$

Начално газодинамично пресмятане на СЕА е направено по тези уравнения за работа на място, при стандартни метеорологични условия на морското равнище, по данните дадени в описанието на двигателя.

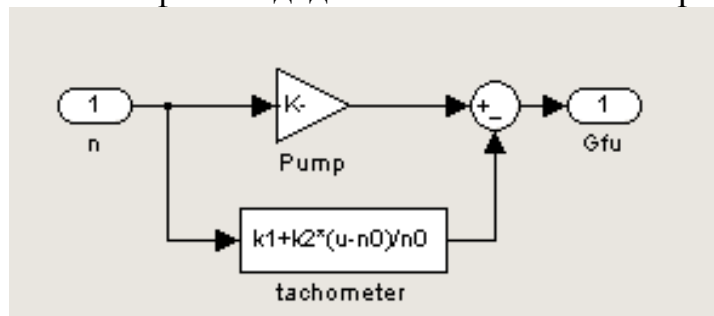
Моделът е реализиран на програмен продукт Simulink и е разделен на модули, включващи съответните групи уравнения. Блоксхемата на модела на СЕА е показана на фиг.1.

Горивната система на СЕА се състои най-общо от нерегулируема зъбна горивна помпа и от центробежен регулатор с пряко действие, изпускащ част от горивото след помпата през дозираща игла към входа и. Количеството изпускане гориво зависи от разликата между зададените и реалните обороти на двигателя. Помпата е моделирана като усилващо звено, на чийто вход се подава сигнал за оборотите, а на изхода се получава количеството гориво излизащо от помпата. Регулатора на обороти е моделиран с уравнението $G_{изп} = k_1 + k_2 \cdot \Delta n$, където $G_{изп}$ е количество изпускане гориво, $\Delta n = (n - n_{зад}) / n_{зад}$ е разликата между



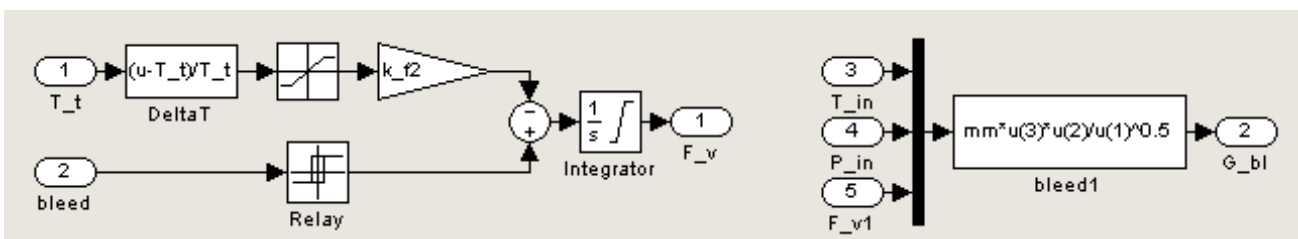
фиг.1.

зададените и истинските обороти, k_1 е коефициент отчитащ количеството гориво постоянно изпускано от дозиращата игла, а k_2 е коефициент на усилване на центробежния датчик. На фиг.2 е дадена блоксхемата на горивната система.



фиг.2.

Системата за отнемане на въздух от СЕА се състои от дроселен сервоклапан с електромагнитно управление и регулиране на сечението от

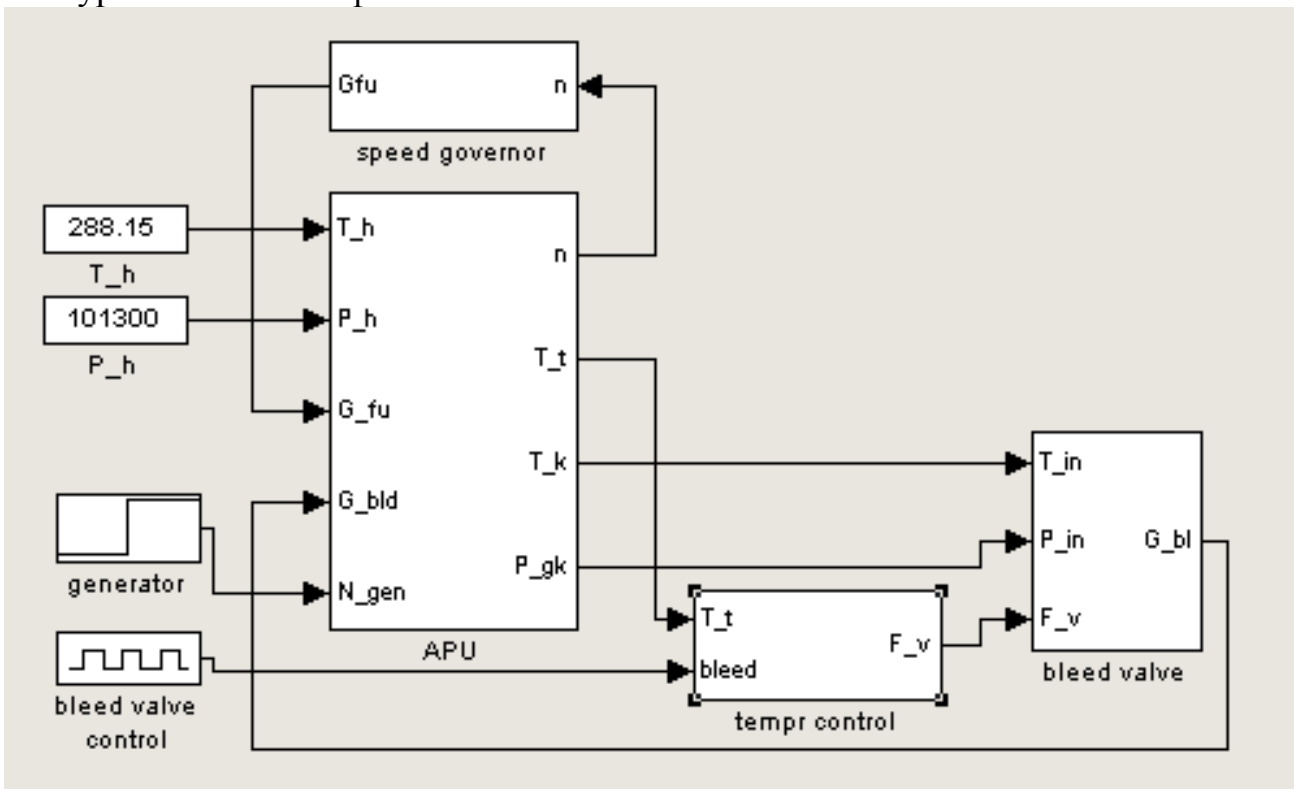


фиг.3.

електронен блок за ограничаване на температурата зад турбината. Системата е представена чрез два блока (фиг.3) - блок моделиращ управлението на дроселния клапан и блок моделиращ изтичането на въздух през него. При направеното по-горе допускане разходът на въздух през клапана е:

$$G_{OTH} = m.F_{кл}.P_K^* / \sqrt{T_K^*} .$$

Блоксхема на модела с включване на всичките му елементи в затворен контур е показана на фиг.4.



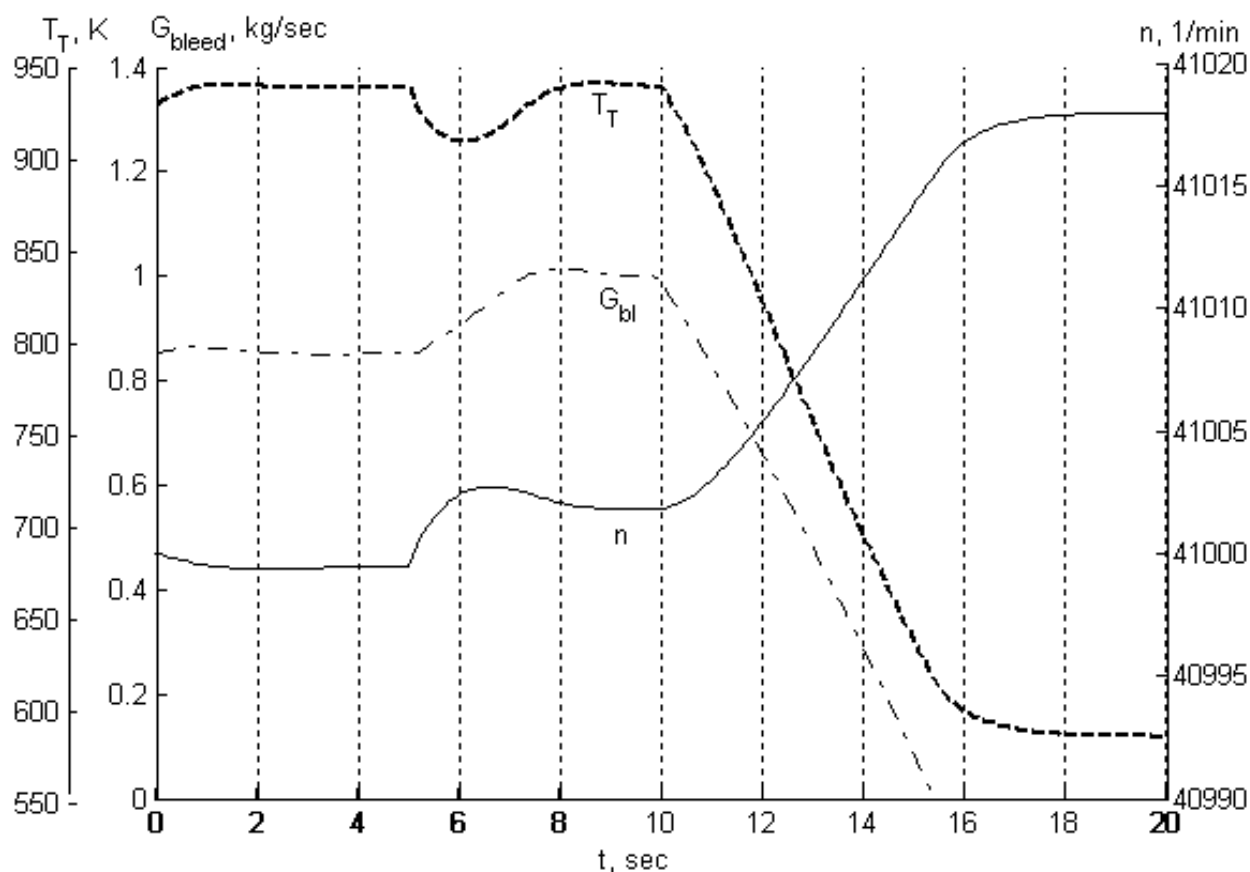
фиг.4.

4. Резултати от числените експерименти

По-долу са представени началните условия и резултатите от два проведени опита, които илюстрират поведението на модела.

– Първи опит: стандартни метеорологични условия, на морското равнище, включени генератор и отнемане на въздух; продължителност на симулацията 20 s, изключване на генератора в момент $t=5$ s, сигнал за затваряне на клапана за отнемане на въздух в момент $t=10$ s (фиг.5).

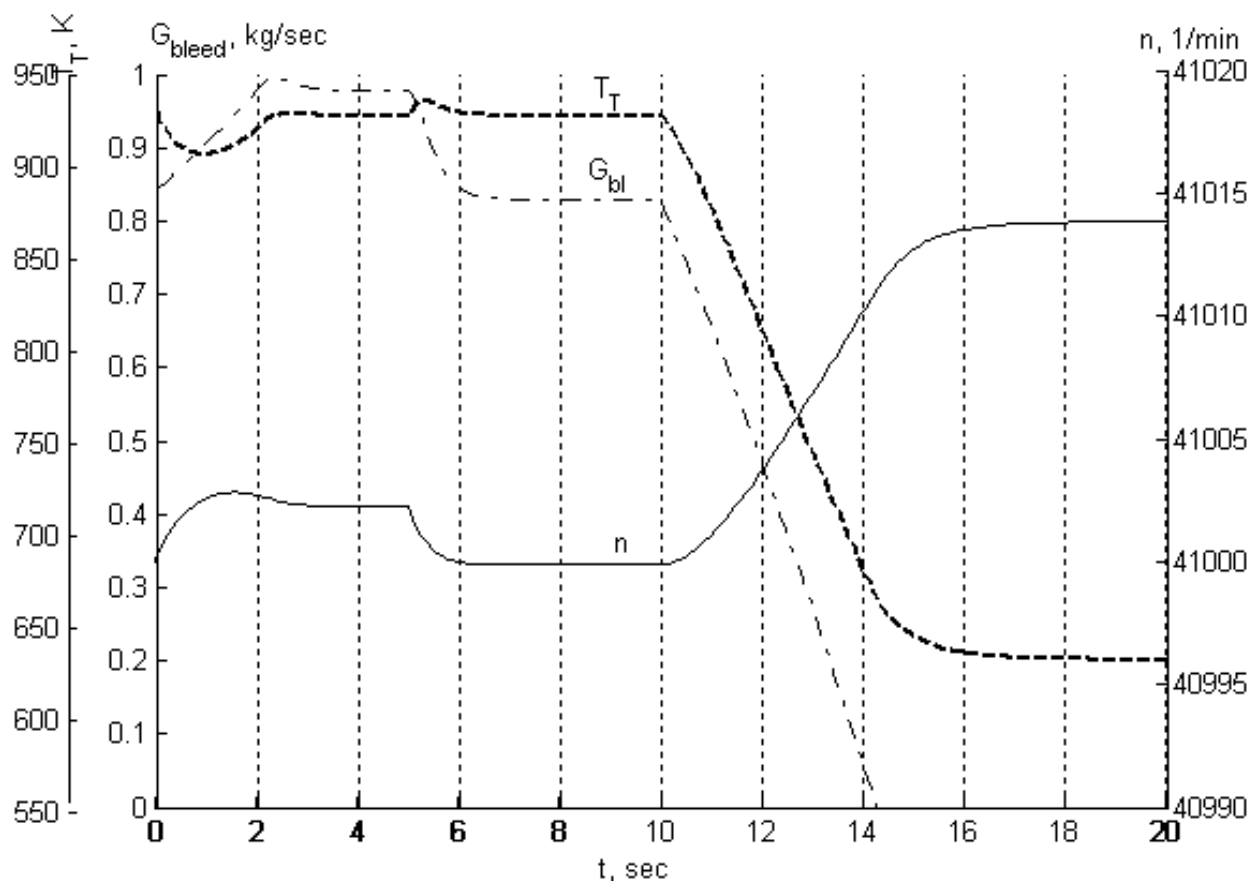
След пускането на модела започва преходен процес за време 2 s, причинен от неточностите при настройването на модела. След спирането на генератора оборотите нарастват и се установяват на нова стойност, преходния процес затихва за 4 s, температурата на газовете зад турбината T_T първоначално пада под максималната си стойност, при което клапана за отнемане на въздух се отваря допълнително, докато температурата не се върне към максималната си стойност. При подаването на сигнал за затваряне на клапана за отнемане на въздух той се затваря за около 5.5 s, в резултат оборотите нарастват, а температурата T_T намалява.



фиг.5.

– Втори опит: стандартни метеорологични условия, на морското равнище, включени генератор и отнемане на въздух; продължителност на симулацията 20 s, изключване на генератора в момента на стартиране на модела и повторно включване в момент $t=5$ s, сигнал за затваряне на клапана за отнемане на въздух в момент $t=10$ s (фиг.6).

Процесът на началното изключване на генератора е аналогичен на същия в първи опит. При повторното включване на генератора оборотите падат до началното си значение, температурата T_T нараства, което води до притваряне на клапана за отнемане на въздух, при това температурата леко пада и се установява на стойност малко по-висока от тази преди включването на генератора. При последващото подаване на сигнал за затваряне на клапана за отнемане на въздух процесът наподобява този от първия опит, но поради това че генераторът продължава да е включен оборотите при новият режим са малко по-ниски от тези в първи опит, а температурата съответно по-висока.



фиг.6.

5. Изводи

Извършените числени експерименти показват поведение на създадения модел качествено отговарящо на това на прототипа. Липсата на по-конкретни реални данни за прототипа не позволява да бъде направена количествена оценка на адекватността на модела и той да бъде настроен.

Към настоящият момент създаденият модел може да бъде използван за учебни цели, за илюстрация на влиянието на различните външни фактори върху работата на ГТД и влиянието на характеристиките на системата за управление върху преходните процеси в него.

При по-нататъшното развитие на модела той ще може да се използва и за изследване на реалните процеси в ГТД с различна схема и назначение.

Литература:

1. Петров С. А. Авиационни двигатели - работен процес и характеристики на газотурбинните двигатели. София, катедра "Въздушен транспорт", ТУ-София, 2000.
2. Шевяков А. А. Системы автоматического управления авиационными воздушно-реактивными силовыми установками. Москва, Машиностроение, 1992.
3. Черкасов Б. А. Автоматика и регулирование воздушно-реактивных двигателей. Москва, Машиностроение, 1988.
4. Boeing 737-500 Training Maintenance Manual