

**CONCURSUL PENTRU OCUPAREA POSTURILOR DIDACTICE/ CATEDRELOR DECLARATE
VACANTE/ REZERVATE ÎN ÎNVĂȚĂMÂNTUL PREUNIVERSITAR**

13 iulie 2011

**Proba scrisă la TRANSPORTURI AERONAUTICE
Profesori**

BAREM DE EVALUARE ȘI DE NOTARE

Variantă 2

- Se punctează oricare alte formulări/ modalități de rezolvare corectă a cerințelor.
- Nu se acordă punctaje intermediare, altele decât cele precizate explicit prin barem. Nu se acordă fracțiuni de punct.
- Se acordă 10 puncte din oficiu. Nota finală se calculează prin împărțirea punctajului total acordat pentru lucrare la 10.

SUBIECTUL I

(30 puncte)

1.(10 puncte)

a. (2p)

Unghiul de incidență (de atac) al unui profil este unghiul format de coarda profilului cu direcția curentului de aer.

Pentru răspuns corect se acordă 2 puncte. Pentru răspuns greșit se acordă 0 puncte.

b.(4p)

α_0 = unghiul de portanță nulă (unghiul de incidență pentru care forța de portanță este nulă)
(2p)

$\alpha_{\max} = \alpha_{cr}$ = unghiul de incidență critică (unghiul la care începe desprinderea stratului limită de pe profil) (2 p)

c.(2p)

Graficul trece prin origine dacă profilul este simetric ($\alpha_0=0$)

Pentru răspuns corect se acordă 2 puncte. Pentru răspuns greșit se acordă 0 puncte.

d.(2p)

Amânarea desprinderii stratului limită prin:

- suflarea stratului limită (1 p)
- aspirarea stratului limită (1 p)

2. (10 puncte)

a. (5p)

Dispozitivul de admisie; compresorul; camera de ardere; turbina; dispozitivul de evacuare.

Pentru fiecare element indicat corect se acordă câte un punct.

b.(3p)

Camere de ardere individuale, camere inelare, camere mixte (tubular-inelare).

Pentru fiecare răspuns corect se acordă câte un punct.

c.(2p)

* Rolul sistemului de postcombustie este de a crește pentru o scurtă durată tracțiunea motorului peste valoarea maximă uzuală (1 p).

*Principiul de funcționare constă în arderea unei cantități suplimentare de combustibil într-o cameră de ardere specială, montată după turbină (în tubul prelungitor al dispozitivului de evacuare) (1 p).

3. (10 puncte)

a. (5p)

. Dispozitivele de hipersustentație au rolul de a mări forța de portanță a avionului în evoluțiile cu viteze mici (decolare și aterizare). Ele compensează viteza scăzută a avionului în aceste evoluții. (1p).

. La decolare, aceste dispozitive permit desprinderea mai rapidă a avionului de sol, realizând dezvoltarea portanței necesare pe o distanță mai scurtă. (2p)

. La aterizare, ele conservă portanța, deși viteza scade, astfel încât avionul să poată fi menținut în aer până la aterizarea pe pistă. După aceea contribuie la frânarea avionului pe o distanță cât mai mică. (2p)

b. (2p)

. În imagine este prezentat un volet de tip FOWLER (provenit dintr- un volet de intrados cu axa deplasabilă). (1p)

. Voletul este acționat prin bracare în jos și prin deplasare mult în spate, astfel încât să iasă complet din profil. (1p)

c. (3p)

. Sistemul funcționează prin toate cele trei metode de creștere a portanței:

- creșterea suprafeței, prin deplasarea în spate a voletului (1p);
- creșterea coeficientului de portanță (mărirea curburii și a unghiului de incidență al profilului), prin rotirea în jos a voletului (1p);
- controlul (suflarea) stratului limită de pe extrados, prin fanta creată între volet și partea fixă a aripii (1p).

SUBIECTUL al II-lea

(30 puncte)

1. 15 puncte

a. (2p)

Altimetrele barometrice sunt aparate care indică altitudinea de zbor prin măsurarea presiunii statice a atmosferei. (2p)

b.(4p)

Elementele componente: 1 – capsulă aneroidă; 2 – carcasă ermetică; 3 – conductă; 4 - receptor de presiune statică (tub Pitot); 5 – tijă; 6 – pârghie; 7 – sector dințat; 8 – roată dințată; 9 – ac indicator; 10 – scală gradată în unități de înălțime.

Pentru răspuns parțial se acordă două puncte.

c. (6p)

Funcționare : Elementul de bază al aparatului este o capsulă aneroidă, sensibilă la schimbarea presiunii, montată într-o carcasă. Aceasta comunică cu receptorul de presiune statică, amplasat în exteriorul avionului, într-o zonă neperturbată aerodinamic. Carcasa trebuie să fie ermetica, deoarece presiunea din interiorul cabinei – unde este amplasat altimetrul – este mai mare decât cea atmosferică. Odată cu modificarea înălțimii de zbor, se modifică presiunea aerului exterior, prin urmare și cea din carcasa aparatului. Presiunea acționează asupra capsulei și produce deplasarea centrului superior al acesteia. Deplasarea este transmisă și amplificată prin elementele 5, 6, 7 și 8 la acul indicator. Pe scală se indică direct altitudinea, cunoscându-se legile de modificare a presiunii în funcție de înălțime. (6p)

Pentru răspuns parțial se acordă trei puncte.

d. (3p)

Sub influența curenților de aer, pe suprafața tubului receptor se produce o presiune suplimentară, mai mare la capătul tubului și din ce în ce mai mică pe măsură ce distanța față de capăt crește. Pentru ca indicațiile aparatului să fie corecte, orificiile de captare a presiunii statice sunt executate la distanța 3d față de capătul receptorului, distanța la care presiunea suplimentară este aproximativ nulă. (3p)

Pentru răspuns parțial se acordă 1 punct.

2.(15 puncte)

a. (3p)

. Puterea se determină cu relația : $N = Tv$, unde T este tracțiunea, iar v este viteza de zbor. (1p)

. Tracțiunea în zbor orizontal : $T = C_x \rho S v^2 / 2$ (1p)

. Raportul puterilor: $N_1 / N_2 = \rho_1 / \rho_2$ (1p)

b. (9p)

. Pentru a preciza care dintre avioane este supersonic, trebuie calculate numerele MACH de zbor : $M = v/a$, unde v este viteza de zbor, iar a reprezintă viteza sunetului la înălțimea de zbor. (1p)

. Viteza sunetului este : $a = (\kappa RT)^{1/2}$ (1p)

. Primul avion evoluează în troposferă, unde temperatura se determină cu ajutorul relației : $T = T_0 - 6,5H = 262K$, unde H este înălțimea, în kilometri. (1p)

. Viteza sunetului la 4000m înălțime : $a_1 = 324,44$ m/s. (1p)

. Numărul MACH al primului avion : $M_1 = 305/324$ (cu transformarea vitezei de zbor în m/s). Numărul M fiind subunitar, avionul este subsonic. (1p)

. Cel de al doilea avion zboară în straturile inferioare ale stratosferei, unde temperatura se menține constantă, egală cu cea de la limita troposferei. (1p)

. Calculul temperaturii : $T_2 = T_0 - 6,5 \cdot 11 = 216,5K$ (1p)

. Viteza sunetului la 14000m : $a_2 = 294,94$ m/s. (1p)

. Numărul MACH pentru al doilea avion : $M_2 = 305/295$ este supraunitar, deci avionul este supersonic. (1p)

c. (3p)

. Temperatura în punctele de stagnare : $T_{st} = T (1 + (\kappa-1)/2 M^2)$ (1p)

. Determinarea temperaturii la care avionul zboară cu viteza sunetului ($v = a = (\kappa RT)^{1/2}$)
 $T = 231,52K$ (1p)

. Calculul temperaturii de stagnare (cunoscând $M=1$) : $T_{st} = 277,8$ K (1p).

SUBIECTUL al III-lea

(30 puncte)

- câte 1 punct pentru precizarea fiecăruia dintre cele patru elemente cerute 4x1p=4 puncte
[Punctajul se acordă doar în situația în care candidatul a corelat elementele cerute cu conținutul testului proiectat pentru evaluarea sumativă la finalul anului școlar.]

- câte 2 puncte pentru proiectarea corectă metodico-științifică, adecvată evaluării sumative la finalul anului școlar, a fiecăruia dintre cei șase itemi construiți 6x2p=12 puncte

- calitatea structurării testului
2 puncte

- câte 2 puncte pentru proiectarea corectă a baremului de evaluare și de notare a fiecăruia dintre cei șase itemi construiți 6x2p=12 puncte