

ΜΑΘΗΜΑ: Αρχές Σχεδιασμού Αεροσκαφών (Θ)

Εργασία για την Εξεταστική του Σεπτεμβρίου 2020

Καθηγητής Δρ. Α. Μπαλντούκας

Προθεσμία αποστολής των εργασιών

Τις εργασίες σας θα τις στείλετε σε ηλεκτρονική μορφή pdf, στο abaldukas@gmail.com

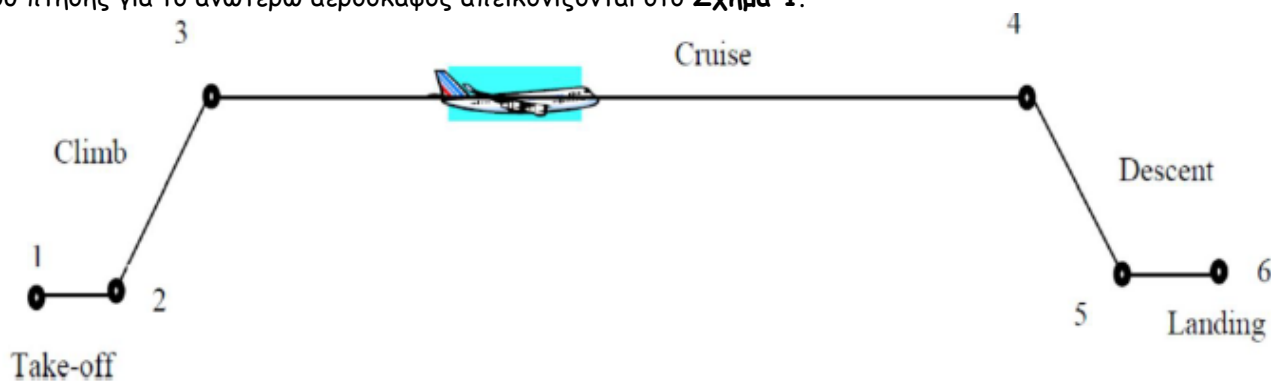
έως την **Κυριακή 20-9-2020 @24:00**

Βαθμός του Μαθήματος

Ο τελικός βαθμός στο μάθημα θα είναι ο Βαθμός Εργασίας που θα παραδώσετε

Η εργασία σας σχετίζεται με την επίλυση του ακόλουθου προβλήματος

Είσατε στην ομάδα σχεδιασμού ενός συμβατικού αεροσκάφους της πολιτικής αεροπορίας, τύπου **jet transport**, το οποίο προορίζεται να μπορεί να μεταφέρει **300 επιβάτες** με τις αποσκευές τους. Το αεροσκάφος σχεδιάζεται να πετά με αριθμό Mach πλεύσης $M = 0.75$ σε ύψος πλεύσης $h = 8 \text{ km}$, και σε εμβέλεια $R = 9000 \text{ km}$. Τα βασικά τμήματα του σχεδίου πτήσης για το ανωτέρω αεροσκάφος απεικονίζονται στο **Σχήμα 1**.



Σχήμα 1: Φάκελος πτήσης συμβατικού αεροσκάφους πολιτικής αεροπορίας τύπου jet transport [1 - 2: απογείωση (take off), 2 - 3: αναρρίχηση (climb), 3 - 4: πλεύση (cruise), 4 - 5: κάθοδος (descent), 5 - 6: προσγείωση (landing)]

Ζητούνται:

[α] το βάρος απογείωσης W_{TO} του αεροσκάφους (σε kN)

[β] το βάρος καυσίμου W_f του αεροσκάφους (σε kN)

ΣΗΜΕΙΩΣΕΙΣ:

- Να θεωρήσετε ότι το αεροσκάφος χρησιμοποιεί ως προωθητικό σύστημα **στροβιλοκινητήρες (high bypass ratio turbofan)**
- Να θεωρήσετε μέσα βάρη **πιλότου 900 N, συνοδού 620 N, επιβάτη 800 N** και **αποσκευών ανά επιβάτη 445 N**

No	Mission segment	W_{i+1}/W_i
1	Taxi and take-off	0.98
2	Climb	0.97
3	Descent	0.99
4	Approach and landing	0.997

No	Aircraft type	$(L/D)_{max}$
1	Sailplane (glider)	20-35
2	Jet transport	12-20
3	GA	10-15
4	Subsonic military	8-11
5	Supersonic fighter	5-8
6	Helicopter	2-4
7	Homebuilt	6-14
8	Ultralight	8-15

No	Engine type	SFC in cruise	SFC in loiter	Unit (British Unit)
1	Turbojet	0.9	0.8	lb/hr/lb
2	Low bypass ratio Turbofan	0.7	0.8	lb/hr/lb
3	High bypass ratio Turbofan	0.4	0.5	lb/hr/lb
4	Turboprop	0.5-0.8	0.6 – 0.8	lb/hr/hp
5	Piston (fixed pitch)	0.4 – 0.8	0.5 – 0.7	lb/hr/hp
6	Piston (variable pitch)	0.4 – 0.8	0.4 – 0.7	lb/hr/hp

No	Aircraft	a	b
1	Hang glider	-1.58×10^{-4}	0.29
2	Man-powered	-1.05×10^{-5}	0.31
3	Glider/Sailplane	-2.3×10^{-4}	0.59
4	Motor-glider	1.21×10^{-4}	0.55
5	Micro-light	-7.22×10^{-5}	0.481
6	Homebuilt	-4.6×10^{-5}	0.68
7	Agricultural	-7.62×10^{-6}	0.6
8	GA-single engine	1.543×10^{-5}	0.57
9	GA-twin engine	5.74×10^{-6}	0.59
10	Twin turboprop	-8.2×10^{-7}	0.65
11	Jet trainer	1.39×10^{-6}	0.64
12	Jet transport	-7.754×10^{-8}	0.576
13	Business jet	1.13×10^{-6}	0.48
14	Fighter	-1.1×10^{-5}	0.97
15	Long-range, long-endurance	1.07×10^{-5}	0.126
16	Small remote controlled (RC)	-0.00296	0.87

ΟΔΗΓΙΕΣ – ΕΠΙΣΗΜΑΝΣΕΙΣ

1. Για την επίλυση των ασκήσεων να ληφθεί υπόψη ότι η πυκνότητα του αέρα ρ και η ταχύτητα του ήχου α στο ύψος πλεύσης h ενός αεροσκάφους προσδιορίζονται από τις ακόλουθες εκφράσεις:

$$\rho = \rho_o \left(\frac{T_o - \lambda h}{T_o} \right)^{\frac{g_o}{R_o \lambda} - 1} \quad \alpha = \sqrt{\gamma R_o (T_o - \lambda h)}$$

όπου $T_o = 288,15 \text{ K}$ η θερμοκρασία στην επιφάνεια της Γης, $\rho_o = 1,225 \text{ kg/m}^3$ η πυκνότητα αέρα στην επιφάνεια της Γης, $R_o = 287,04 \text{ J/kgK}$ η σταθερά αέρα, $\gamma = 1,4$ ο ισοτροπικός εκθέτης για τον αέρα, $g_o = 9,80665 \text{ m/s}^2$ η επιτάχυνση βαρύτητας στην επιφάνεια της Γης, και $\lambda = 0,0065 \text{ K/m}$ η θερμοβαθμίδα ελάττωσης θερμοκρασίας έως το ύψος πτήσης των έντεκα (11) km.

2. Αντίστοιχα παραδείγματα θα βρείτε στο υλικό που έχει αναρτηθεί στο eclass

- Αρχείο: Υλικό_01_ΣΗΜΕΙΩΣΕΙΣ_ΑΡΧΕΣ_ΣΧΕΔΙΑΣΜΟΥ_ΑΕΡΟΣΚΑΦΩΝ_ΓΕΩΡΓΑΝΤΖΙΝΟΣ → σελ. 70-80
- Αρχείο: Υλικό_02_AIRCRAFT DESIGN BOOK → σελ. 145-149