

אווירודינמיקה ומנועי מטוס ט'

(לטכנאי מכונות)

הוראות לנבחנים

א. משך הבחינה: ארבע שעות.

ב. מבנה השאלון ומפתח ההערכה: בשאלון זה שלושה פרקים ובהם שמונה שאלות.

עליכם לענות על ארבע שאלות לפי בחירתכם, מן השאלון כולו.

לכל שאלה – 25 נקודות. סך-הכול – 100 נקודות.

ג. חומר עזר מותר בשימוש: מחשבון, מילונית המאשרת על ידי אגף הבחינות, כל חומר עזר כתוב בכתב יד או מודפס על נייר.

ד. הוראות מיוחדות:

1. בטרם תתחילו לענות על השאלות, קראו בעיון את השאלון כולו וודאו שההנחיות בדף השער מובנות לכם היטב.

2. ענו על השאלות לפי הסדר הנראה לכם.

3. ענו על מספר השאלות הנדרש בשאלון.

המעריך יקרא ויעריך את מספר התשובות הנדרש בלבד, ולא יתייחס לתשובות נוספות.

4. בכל שאלה ניתנו הנתונים לפתרונה. אם לדעתכם חסר נתון, השלימו אותו לפי שיקול דעתכם ופתרו בעזרתו את השאלה. כתבו בתשובתכם את הנתון שהוספתם.

5. בתשובה על שאלת חישוב, עליכם להציג את שלבי הפתרון באופן מפורט ולהסבירם בקצרה. קבלת מֶרֶב הנקודות מותנית במילוי דרישה זו.

6. בנספח ג' לשאלון זה מובא מילון מונחים בשפות עברית, ערבית, אנגלית ורוסית. תוכלו להיעזר בו בעת הצורך.

כתבו במחברת הבחינה בלבד, בעמודים נפרדים, כל מה שברצונכם לכתוב כטייטה (ראשי פרקים, חישובים וכדומה).

כתבו "טייטה" בראש כל עמוד טייטה. כתיבת טייטות כלשהן על דפים שמחוץ למחברת הבחינה עלולה לגרום לפסילת הבחינה!

בשאלון זה 9 עמודים ו-18 עמודי נספחים.

השאלות בשאלון זה מנוסחות בלשון רבים, אף על פי כן על כל תלמידה וכל תלמיד להשיב עליהן באופן אישי.

בהצלחה!

השאלות

בשאלון זה שלושה פרקים ובהם שמונה שאלות.
עליכם לענות על ארבע שאלות לפי בחירתכם מן השאלון כולו.
לכל שאלה – 25 נקודות. סך-הכול – 100 נקודות.

פרק ראשון: אווירודינמיקה – כנף קבועה וכנף סובבת

שאלה 1

לפניכם כמה נתונים של מטוס קרב:

- המשקל הכולל של המטוס: $W = 135,000 \text{ N}$
- מנת הממדים של הכנף: $AR = 9$
- מוטת הכנף: $b = 21 \text{ m}$
- מקדם העילוי המרבי: $C_{Lmax} = 1.8$
- פולרת הגרר של המטוס: $C_D = 0.028 + 0.06 C_L^2$

(9 נק') א. המטוס טס בתנאי אטמוספירה סטנדרטית, בגובה שבו צפיפות האוויר היא: $\rho = 0.909 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$.

1. חשבו את מהירות ההזדקרות (V_{stall}) של המטוס בתנאי טיסה אלה.

2. הטייס מתקרב למטרה וחולף מעליה במהירות $V = 2 \cdot V_{stall}$.

מהו מקדם העילוי של המטוס בתנאי טיסה אלה?

(16 נק') ב. במהלך תרגיל קרב אוויר-אוויר, הטייס מבצע פנייה אופקית מתואמת תוך הטיית הכנף בזווית 60° ביחס

לאופק. הפנייה מבוצעת בגובה 11 ק"מ, ומקדם העילוי הוא $C_L = 1$.

1. חשבו את ספרת העומס על הכנף.

2. מהי מהירות המטוס בזמן הפנייה?

3. מהו קצב הפנייה הנדרש?

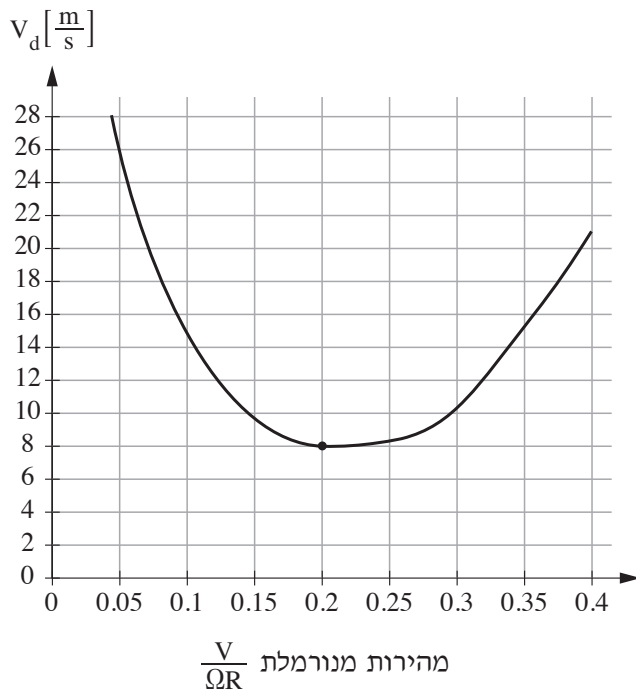
4. מהו רדיוס הפנייה?

שאלה 2

באיור א' לשאלה 2 נתון גרף המתאר את מהירות הנסיקה של מסוק (V_c) כפונקצייה של מהירות הטיסה המנורמלת שלו $\left(\frac{V}{\Omega R}\right)$ בעת טיסה קדימה.

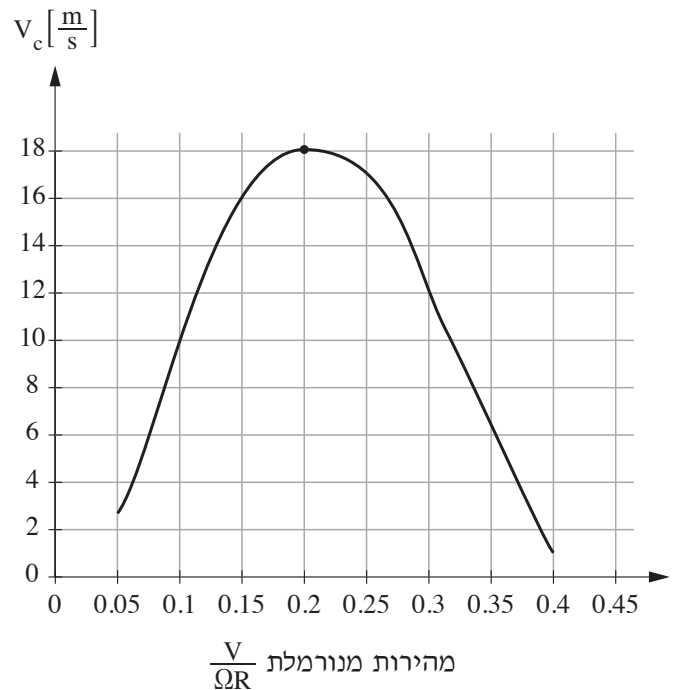
באיור ב' לשאלה 2, נתון גרף המתאר את מהירות ההנמכה של המסוק במצב אוטורוציה (V_d), כפונקצייה של מהירות הטיסה המנורמלת שלו $\left(\frac{V}{\Omega R}\right)$ בעת טיסה קדימה.

מהירות הנמכה
במצב אוטורוציה



איור ב' לשאלה 2

מהירות נסיקה



איור א' לשאלה 2

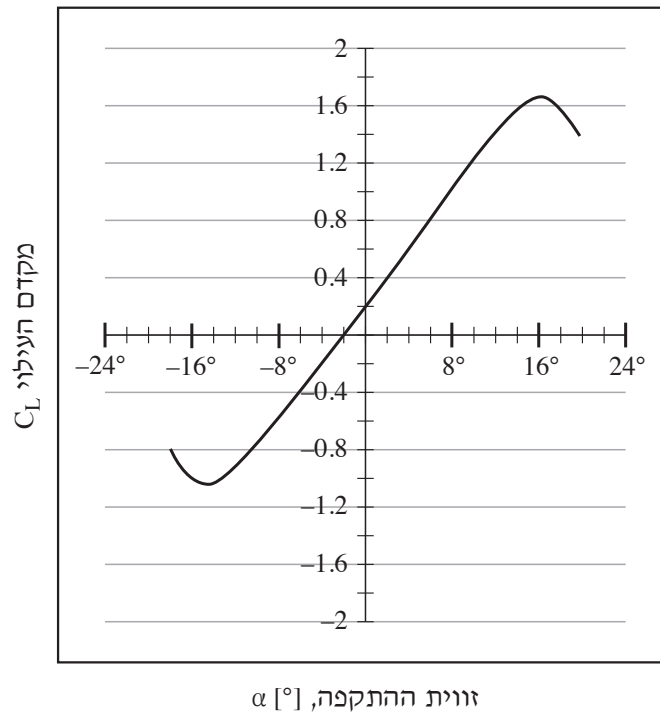
נתונים נוספים:

- משקל המסוק: $W = 85 \text{ kN}$
- רדיוס הדיסקה: $R = 8 \text{ m}$
- המהירות הזוויתית של הרוטור: $\Omega = 32 \frac{\text{rad}}{\text{s}}$

- 5 נק' א. חשבו את המהירות המושרית בעת ריחוף בגובה פני הים, בתנאי אטמוספירה סטנדרטית.
- 5 נק' ב. מצאו בעזרת הגרף את מהירות הטיסה שבה תתקבל מהירות הנסיקה המרבית.
- 5 נק' ג. מהי זווית הנסיקה המרבית (לא בנסיקה אנכית), ומהי מהירות הנסיקה המתקבלת בזווית זו?
- 5 נק' ד. מהי מהירות הטיסה שבה מתקבלת מהירות הנמכה מזערית במהלך אוטורוציה?
- 5 נק' ה. מהי מהירות הטיסה שבה מתקבלת זווית הנמכה מזערית במהלך אוטורוציה?

שאלה 3

באיור לשאלה 3 נתון גרף קו עילוי עבור פרופיל NACA63₂-415.



איור לשאלה 3

נתונים:

- כנף המטוס היא טרפזית בעלת פילוג עילוי אליפטי.
 - אורך המיתר של שורש הכנף: $C_r = 1.65 \text{ m}$
 - אורך המיתר של קצה הכנף: $C_t = 0.66 \text{ m}$
 - מוטת הכנף: $b = 16.2 \text{ [m]}$
 - מקדם הגרר הטפילי: $C_{D0} = 0.03$
- 5 נק' א. חשבו את אורך המיתר הממוצע של הכנף ($\bar{c}$).
- 5 נק' ב. חשבו את מנת הממדים של הכנף (AR).
- 10 נק' ג. חשבו את שיפוע קו העילוי של הכנף ($C_{L\alpha}$).
- 5 נק' ד. חשבו את היעילות האווירודינמית המרבית ($\epsilon_{\max}$) של הכנף.

פרק שני: מנועי מטוסים

שאלה 4

מטוס נוסעים דו־מנועי מסוג מניפה טס בגובה 12 km בתנאי אטמוספירה סטנדרטית. מהירות המטוס היא $M = 0.9$ mach, וקוטר המניפה הוא $D = 2$ m.

נתונים נוספים:

- יחס העקיפה:
$$BPR = \frac{\dot{m}_{a \text{ bypass}}}{\dot{m}_{a \text{ core}}} = 5$$

- יחס דלק-אוויר: $f = 0.02$

- מהירות יציאת הגזים מן הנחיר: $V_e = 750 \left[\frac{m}{s} \right]$

(8 נק') א. חשבו את הספיקה הכוללת של האוויר (ליבה + עוקף) בכניסה למנוע ($\dot{m}_{a \text{ total}}$).

(4 נק') ב. חשבו את גרר המג"ח של המנוע (F_R) ואת הספיקה המסית של הדלק ($\dot{m}_f$).

(5 נק') ג. חשבו את הספיקה המסית של האוויר בכניסה לליבת המנוע ($\dot{m}_{a \text{ core}}$).

סעיף ד' נוגע לליבת המנוע בלבד:

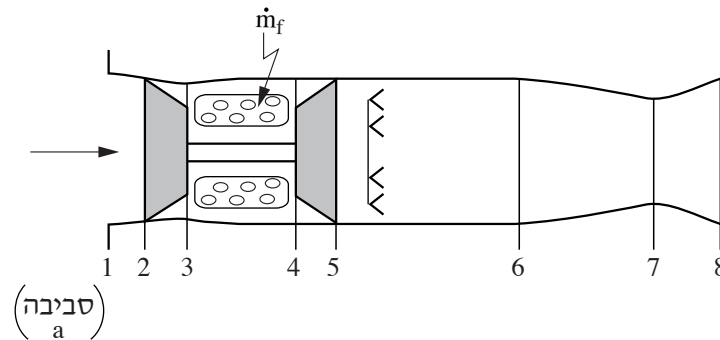
(8 נק') ד. נתון כי התפשטות הגזים בנחיר הפליטה היא במהירות V_e , והיא מלאה.

הניחו כי מהירות כניסת האוויר לליבת המנוע זהה למהירות כניסת האוויר למנוע.
(שימו לב, יש לחשב f_{core} מחדש).

חשבו את הדחף הגולמי F_G , את גרר המג"ח F_R , ואת הדחף נטו F_N של ליבת המנוע.

שאלה 5

מטוס בעל מנוע טורבו סילון חד-צירי טס בתנאי אטמוספירה סטנדרטית.
באיור לשאלה זו מתואר המנוע ומסומנות התחנות שלו.



איור לשאלה 5

נתונים:

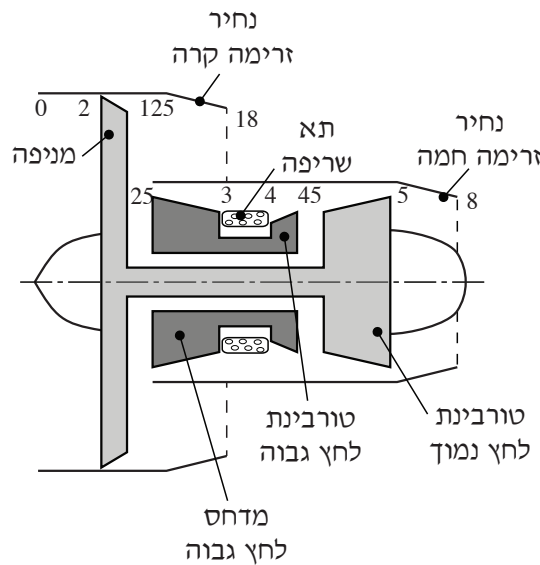
- גובה הטיסה: $h = 8 \text{ km}$
- מהירות הטיסה: $V = 270 \frac{\text{m}}{\text{s}}$
- היחס בין קיבולי החום הסגוליים של האוויר: $\gamma = 1.4$
- יחס הלחצים הכולל בכונס: $\frac{P_{02}}{P_{01}} = 1.5$
- יחס הלחצים הכולל במדחס: $\frac{P_{03}}{P_{02}} = 18$
- קיבול החום הסגולי בלחץ קבוע בטורבינה: $C_{p_t} = 1000 \left[\frac{\text{J}}{\text{kg} \cdot \text{K}} \right]$
- קיבול החום הסגולי בלחץ קבוע בתא השריפה: $C_{p_b} = 1000 \left[\frac{\text{J}}{\text{kg} \cdot \text{K}} \right]$
- קיבול החום הסגולי בלחץ קבוע במדחס: $C_{p_{\text{air}}} = 1004.5 \left[\frac{\text{J}}{\text{kg} \cdot \text{K}} \right]$
- ספיקת האוויר העובר דרך המדחס: $\dot{m}_c = 35 \left[\frac{\text{kg}}{\text{s}} \right]$
- ספיקת האוויר העובר דרך הטורבינה: $\dot{m}_t = 32 \left[\frac{\text{kg}}{\text{s}} \right]$
- יחס קיבולי החום הסגוליים בטורבינה: $\gamma_t = 1.38$
- יחס דלק-אוויר: $f = 0.022$
- נצילות הבעירה בתא השריפה: $\eta_b = 0.8$
- ערך היסק הדלק: $q_R = 1.25 \cdot 10^8 \left[\frac{\text{J}}{\text{kg}} \right]$
- מפל הלחץ בתא השריפה: $\Delta P_{\text{comb}} = \frac{P_{03} - P_{04}}{P_{03}} = 2\%$
- נצילות הטורבינה: $\eta_t = 80\%$
- נצילות המדחס: $\eta_c = 85\%$
- הנצילות המכנית: $\eta_m = 100\%$

הנחה: ההספק לצרכנים זניח $P_x = 0$

- (4 נק') א. חשבו את מספר מאך הטיסה (M_a) ואת הטמפרטורה והלחץ הכוללים בכניסה לכונס (P_{01}, T_{01}).
- (8 נק') ב. חשבו את תנאי הכניסה למדחס ואת תנאי היציאה מהמדחס ($P_{02}, P_{03}, T_{02}, T_{03}$).
- (5 נק') ג. חשבו את הלחץ והטמפרטורה בכניסה לטורבינה (T_{04}, P_{04}).
- (8 נק') ד. מצאו את הטמפרטורה ביציאה מן הטורבינה (T_{05}), את יחס הלחצים של הטורבינה $\left(\frac{P_{05}}{P_{04}}\right)$, ואת הלחץ ביציאה מן הטורבינה (P_{05}).

שאלה 6

מטוס חד-מנועי בעל מנוע טורבו מניפה טס בתנאי אטמוספירה סטנדרטית. באיור לשאלה זו מתואר המנוע ומסומנות התחנות שלו.



איור לשאלה 6

נתונים:

- קוטר המניפה: $D = 1.4 \text{ [m]}$
- גובה הטיסה: $h = 15 \text{ [km]}$
- ספיקת האוויר העובר דרך המניפה: $\dot{m}_a = 45 \left[\frac{\text{kg}}{\text{s}} \right]$
- קוטר הכניסה למדחס לחץ גבוה: $d_{\text{core}} = 0.9 \text{ [m]}$
- נתוני צפיפות האוויר ומהירותו **זהים** הן בכניסה למניפה והן ביציאה מהמניפה.
- היחס בין קיבולי החום הסגוליים של האוויר: $\gamma_a = 1.4$
- לחץ העצירה בכניסה למניפה: $P_{0a} = P_{02}$
- טמפרטורת העצירה בכניסה למניפה: $T_{0a} = T_{02}$
- טמפרטורת העצירה ביציאה מהטורבינה: $T_{05} = 1,200 \text{ K}$
- טמפרטורת העצירה ביציאה מהמדחס: $T_{03} = 700 \text{ K}$
- יחס דלק-אוויר: $f = 0.014$
- קיבול החום הסגולי בלחץ קבוע בטורבינה: $c_{pt} = 1100 \frac{\text{J}}{\text{kg} \cdot \text{K}}$
- קיבול החום הסגולי בלחץ קבוע בכונס ובמדחס: $c_{pa} = 1004.5 \frac{\text{J}}{\text{kg} \cdot \text{K}}$

- (9 נק') א. חשבו את מהירות הטיסה (V), את מספר המאך שלה (M) ואת יחס העקיפה של המנוע (BPR).
- (9 נק') ב. חשבו את הלחץ ביציאה מהמניפה (P_{025}), ואת הטמפרטורה בכניסה למניפה וביציאה ממנה (T_{02}, T_{025}).
- (7 נק') ג. חשבו את הטמפרטורה בכניסה לטורבינה (T_{04}).

פרק שלישי: חומרים תעופתיים ותחזוקת מטוסים

שאלה 7

- (6 נק') א. כתבו מהו "בלאי גלגול" (RCW – Rolling Contact Wear).
(5 נק') ב. ציינו אילו חלקי מנוע עלולים להיפגע מבלאי זה.
(8 נק') ג. מה הסיבה להיווצרות "בלאי גלגלי שיניים", ומה המכניזם שמוביל להיווצרות של בלאי כזה? פרטו את תהליכי הבלאי.
(6 נק') ד. ציינו **שלושה** סימנים ראשוניים המעידים על "בלאי גלגלי שיניים".

שאלה 8

- (7 נק') א. 1. הסבירו מהי בדיקת אלי-הרס.
2. ציינו **שלוש** מטרות לביצוע בדיקת סדקים במתכות.
(7 נק') ב. 1. הסבירו כיצד נוצרים גלי קול.
2. ציינו **שתי** צורות של גלי קול, והסבירו מה מאפיין כל צורה.
(7 נק') ג. 1. הסבירו מהי שיטת הרדיוגרפיה.
2. ציינו **שתי** דוגמאות לשימוש ברדיוגרפיה בתחום התעופה.
(4 נק') ד. 1. הציעו שיטה חלופית לשיטת הרדיוגרפיה שתשמש לאותה מטרה ולאותם שימושים בתחום התעופה שציינתם בסעיף ג'2, והסבירו כיצד היא פועלת.
2. ציינו **שני** יתרונות של שיטה זו.

בהצלחה!

נוסחאות באווירודינמיקה ומנועי מטוס (15 עמודים)

לשאלונים 710931, 710933, אביב תשפ"ה

תרמודינמיקה

קבועים ויחסי המרה בין יחידות

- 1 HP = 735.5 Watt
- 1 lb = 0.4536 kg
- 1 bar = 10⁵ N/m² = 10⁵ Pa
- 1 BTU = 252.2 cal
- 1 cal = 4.184 J
- T [°K] = T [°C] + 273

קבוע הגזים האוניברסלי

$R_0 = 8314.5 \left[\frac{\text{J}}{\text{kmole} \cdot \text{K}} \right]$

קבועי האוויר

- $c_p = 1004.5 \left[\frac{\text{J}}{\text{kg} \cdot \text{K}} \right]$
- $c_v = 717.5 \left[\frac{\text{J}}{\text{kg} \cdot \text{K}} \right]$
- $M = 28.97 \left[\frac{\text{kg}}{\text{kmole}} \right]$
- $R = 287 \left[\frac{\text{J}}{\text{kg} \cdot \text{K}} \right]$

הגדרת משתנים

- P – לחץ הגז
- V – נפח הגז
- m – מסת הגז
- M – המסה המולקולרית של הגז

- ΔT – שינוי הטמפרטורה
- c_v – חום סגולי בנפח קבוע

- Q – סך־כל החום המסופק למערכת
- W – סך־כל העבודה המופקת מהמערכת
- q_{in} – החום המושקע, ליחידת מסה
- q_{out} – החום הנפלט, ליחידת מסה

$\rho = \frac{m}{V}$ צפיפות או מסה סגולית

$R = \frac{\bar{R}}{M}$ קבוע הגז

$$P = \rho RT \text{ או } PV = nRT$$

$$\Delta U = m c_v \cdot \Delta T$$

$$c_p = c_v + R$$

$$\gamma = \frac{c_p}{c_v}$$

$$PV^n = \text{const}$$

$$n = 0$$

$$n = 1$$

$$n = \gamma$$

$$n = \pm \infty$$

$$W = \begin{cases} \frac{P_1 V_1 - P_2 V_2}{n - 1} & n \neq 1 \\ P_1 V_1 \ln \left(\frac{V_2}{V_1} \right) & n = 1 \end{cases}$$

$$\Delta U = Q - W$$

$$W = q_{in} - q_{out}$$

$$\eta = \frac{W}{q_{in}}$$

משוואת המצב של הגזים האידיאליים

שינוי האנרגייה הפנימית בגז אידיאלי

חום סגולי בלחץ קבוע

היחס בין ערכי החום הסגולי

בתהליך פוליטרופי

בתהליך איזוברי

בתהליך איזותרמי

בתהליך אדיאבטי

בתהליך איזוכורי

עבודה המופקת ממערכת העוברת ממצב 1 למצב 2

החוק הראשון של התרמודינמיקה במערכת

עבודה המופקת במחזור, ליחידת מסה

נצילות מחזור

אוירודינמיקה ומנועי מטוס

A – שטח חתך

A* – שטח חתך של נחיר חנוק

v – מהירות זרימה

v_i – מהירות מושרית

A – שטח הִדְסָקָה של הרוטור במסוק

T – עילוי (דחף) הרוטור

T_g – עילוי (דחף) הרוטור הכולל את השפעת אפקט הקרקע

c_{mac} – מיתר אוירודינמי ממוצע

c_r – מיתר שורש הכנף

c_t – מיתר קצה הכנף

P – לחץ סטטי

P₀ – לחץ עצירה

∅ – זווית הנטייה

γ	-	זווית המסלול
b	-	מוטת הכנף
e	-	מקדם יעילות הכנף
$\bar{c}$	-	מיתר כנף ממוצע
U_a	-	מהירות האוויר בכניסה למנוע
U_e	-	מהירות גזי הפליטה ביציאה מהמנוע
α	-	זווית התקפה
α_{OL}	-	זווית התקפה שאין בה עילוי
$C_{l\alpha}$	-	שיפוע קו העילוי של פרופיל כנף (כנף אין-סופית)
$C_{L\alpha}$	-	שיפוע קו העילוי של כנף סופית
S	-	שטח כנף
S_{tH}	-	שטח זנב אופקי
S_{tV}	-	שטח זנב אנכי
V_{tH}	-	נפח זנב אופקי
V_{tV}	-	נפח זנב אנכי
V_v	-	מהירות אנכית
V_{stall}	-	מהירות הזדקרות
η	-	נצילות מדחף
V_{LO}	-	מהירות ניתוק מהקרקע
g	-	תאוצת הכובד
F	-	כוח דחף
W	-	משקל
μ	-	מקדם חיכוך של המטוס / זווית מאך
D	-	גרר
h	-	גובה מעל פני הקרקע
ℓ	-	דרך
ℓ_t	-	אורך זרוע הזנב
n	-	ספרת עומס

פולרת גרר	- C_D	
מקדם גרר טפילי	- CD_0	
מקדם עילוי של הכנף	- C_{L_w}	
מקדם עילוי של הזנב	- C_{L_t}	
שיפוע קו העילוי של הזנב	- $C_{L\alpha_t}$	
שיפוע קו העילוי של הכנף	- $C_{L\alpha_w}$	
	Downwash זווית -e	
זווית התקפה של הכנף	- α_w	
זווית התקפה של הגוף	- α_f	
זווית התקפה של הזנב	- α_t	
זווית הכוונה של הכנף	- i_w	
	זווית הכוונה של הזנב - i_t	
לחץ דינמי בזנב	- q_t	
לחץ דינמי בכנף	- q_w	
		אנרגייה קינטית
$E_k = \frac{1}{2}mv^2$		
$E_p = mgh$		אנרגייה פוטנציאלית כובדית
$Work = F \cdot \ell$		עבודה
$\rho Av = \text{const.}$		חוק הרציפות
$P_{tot} = P + \frac{1}{2}\rho v^2$		חוק ברנולי לזרימה אופקית
$a = \sqrt{\gamma \cdot R \cdot T}$		מהירות הקול
$M = \frac{v}{a}$		מספר מאך
$\sin \mu = \frac{1}{M}$		זווית מאך
$S = b\bar{c}$		שטח הכנף
$AR = \frac{b^2}{S}$		מנת הממדים
$C_{L\alpha} = \frac{C_{\ell\alpha}}{1 + C_{\ell\alpha}/(\pi \cdot AR)}$		שיפוע קו העילוי לכנף סופית (ביחידות $\frac{1}{\text{rad}}$, עבור $AR > 3$)

$C_L = C_{L\alpha}(\alpha - \alpha_{0L})$	מקדם העילוי
$C_{L_{MAX}} = \frac{2 W}{\rho \cdot S \cdot V_{stall}^2}$	מקדם עילוי מרבי
$L = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_L$	כוח העילוי
$M = \frac{1}{2} \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot c_{mac} \cdot C_M$	מומנט עלרוד
$K = \frac{1}{\pi AR \cdot e}$	קבוע הגרר המושרה
$C_D = C_{D0} + K C_L^2$	מקדם הגרר עבור כנף סופית
$V_{tH} = \frac{S_{tH}}{S} \cdot \frac{\ell_t}{c_{mac}}$	נפח הזנב האופקי
$V_{tV} = \frac{S_{tV}}{S} \cdot \frac{t}{b}$	נפח הזנב האנכי
$\Omega = \frac{g}{v} \sqrt{n^2 - 1}$	שיעור פנייה בטיסה אופקית
$n = \frac{1}{\cos \emptyset} = \frac{T_{max}}{W \left(\frac{C_D}{C_L} \right)}$	ספרת עומס בפנייה אופקית
$R = \frac{V^2}{g \cdot \tan \emptyset} = \frac{V^2}{g \cdot \sqrt{n^2 - 1}}$	רדיוס פנייה אופקית
$R_{min} = \frac{2 W}{\rho g S C_{L_{max}}}$	רדיוס מינימלי בפנייה אופקית
$V^2 = \frac{2 n W}{\rho \cdot S \cdot C_L}$	מהירות פנייה
$D = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_D$	כוח הגרר
$\varepsilon = \frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D}$	היעילות האווירודינמית

$$\varepsilon_{\max} = \frac{C_L^*}{C_D^*}$$

היעילות האווירודינמית המרבית

$$C_L^* = \sqrt{C_{D0}/K}$$

מקדם העילוי כאשר היעילות מרבית

$$C_D^* = 2 C_{D0}$$

מקדם הגרר כאשר היעילות מרבית

$$\sin \alpha = \frac{v_c}{v}$$

זווית מסלול

$$\sin(\gamma_{\max}) = \frac{T_{\max}}{W} - \frac{1}{\left(\frac{C_L}{C_D}\right)_{\max}}$$

זווית נסיקה מרבית

$$C_L = \sqrt{\frac{3 C_{D0}}{K}}$$

מקדם עילוי כאשר ההספק הנדרש לטיסה הוא מינימלי (מנוע בוכנה)

$$V^2 = \frac{2 W}{\rho S} \frac{1}{\sqrt{C_L^2 + C_D^2}}$$

מהירות גלישה

$$X = \frac{V_{LO}^2}{2 g \left(\frac{F}{W} - \mu - \frac{D}{W} \right)}$$

אורך ריצת קרקע בהמראה

$$c_{\text{mac}} = \frac{2}{3} \left(c_r + c_t - \frac{c_r \cdot c_t}{c_r + c_t} \right)$$

מיתר אווירודינמי ממוצע לכנף טרפזית

$$\text{Power} = \frac{F \cdot v}{\eta}$$

הספק נדרש מהמנוע

$$P_{\text{total}} = \underbrace{P_{\text{level-flight}}}_{\substack{\text{הספק נדרש לטיסה} \\ \text{ישרה ואופקית}}} + \underbrace{\frac{W \cdot V_Z}{\eta}}_{\substack{\text{הספק נדרש} \\ \text{לטיפוס}}}$$

הספק נדרש לטיסה

$$V_{crit} = \sqrt{\frac{T \cdot d}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S_{v.t.} \cdot C_{Lmax_{v.t.}} \cdot \ell_{v.t.}}}$$

מהירות קריטית בדחף אסימטרי

T - דחף המנוע

d - מרחק ציר הדחף ממרכז הכובד

$\ell_{v.t.}$ - המרחק בין הכוח השקול של העילוי על הזנב האנכי לבין מרכז הכובד

$S_{v.t.}$ - שטח הזנב האנכי

$C_{Lmax_{v.t.}}$ - מקדם העילוי המרבי של הזנב האנכי (בהטיית הגה)

V_{crit} - המהירות המינימלית שבה ניתן לאזן את הכוחות הרוחביים בכלי טיס כאשר הדחף אינו סימטרי

ρ - צפיפות האוויר

$\alpha_w = \alpha_f + i_w$ זווית ההתקפה של הכנף

$\alpha_t = \alpha_f - \varepsilon + i_t$ זווית ההתקפה של הזנב ביחס לציר הייחוס של הגוף

$\alpha_t = \alpha_w - i_w - \varepsilon + i_t$ זווית ההתקפה של הזנב ביחס לזווית ההתקפה של הכנף

$\alpha_t = \alpha_{fuselage} - \varepsilon + i_t$ זווית ההתקפה של הזנב ביחס לציר הייחוס של הגוף

$\varepsilon \cong \frac{2C_{Lw}}{\pi \cdot AR}$ זווית Downwash (ברדיאנים)

$C_{Lt} = C_{L\alpha_t}(\alpha_f - \varepsilon + i_t)$ מקדם העילוי של הזנב

$\eta = \frac{q_t}{q_w}$ היחס בין הלחץ הדינמי על הזנב ובין הלחץ הדינמי על הכנף

נוסחאות כנף סובבת (מסוקים)

$\dot{m} = \rho A v$	ספיקת המסה
$d = \frac{T}{A}$	עומס הדסקה
$V_i = \sqrt{\frac{T}{2 \rho A}}$	מהירות מושרית בריחוף
$T_r = \dot{m} \cdot V_i \cdot 2$	הדחף הנדרש מהרוטור בריחוף
$P_n = T_r \cdot V_i$	ההספק הנדרש מהרוטור בריחוף
$Power = m \cdot g \cdot V_v$	הספק בגלישה (באוטורוטציה)
$\bar{V}_c = \frac{V_c}{V_i}$	מהירות נסיקה מנורמלת
$\tilde{v} = \frac{v}{\Omega \cdot R}$	מהירות טיסה מנורמלת
$\bar{\sigma} = -\frac{\bar{V}_c}{2} + \sqrt{1 + \left(\frac{\bar{V}_c}{2}\right)^2}$	היחס בין המהירות המושרית בנסיקה ובין המהירות המושרית בריחוף
$P = \frac{T(V_c + \bar{\sigma} V_i)}{\eta}$	הספק נדרש מהמנוע בנסיקה

המראה

$\bar{a}_{T.O.} = \frac{T - D - \eta(W - L)}{m}$	תאוצה ממוצעת בהמראה
$S_{T.O.} = \frac{V_{T.O.}^2}{2\bar{a}_{T.O.}}$	אורך המסלול של ריצת המראה

$\bar{a}_{T.O.}$	- תאוצה ממוצעת בהמראה
$S_{T.O.}$	- אורך ריצת ההמראה
η	- מקדם חיכוך בין גלגלי המטוס ובין המסלול
$V_{T.O.}$	- מהירות הניתוק מן הקרקע
T	- דחף
D	- כוח גרר
L	- כוח עילוי
W	- משקל
m	- מסה

מנועי סילון

T_0	-	טמפרטורת העצירה (הטמפרטורה הטוטלית)
T	-	טמפרטורה סטטית
T_a	-	טמפרטורת הסביבה
T_{0a}	-	טמפרטורת העצירה (הטוטלית) של הזרימה החופשית
P_e	-	לחץ סטטי בחתך היציאה מנחיר הפליטה
P_a	-	לחץ הסביבה
P_{0a}	-	לחץ העצירה (הטוטלי) של הזרימה החופשית
C_p	-	קיבול חום בלחץ קבוע
γ_c	-	יחס קיבולי החום הסגוליים במדחס
γ_t	-	יחס קיבולי החום הסגוליים בטורבינה
γ_f	-	יחס קיבולי החום הסגוליים במניפה
γ_n	-	יחס קיבולי החום הסגוליים בנחיר
γ_d	-	יחס קיבולי החום הסגוליים בכונס
$\dot{m}_a$	-	ספיקת האוויר
$\dot{m}_c$	-	ספיקת האוויר דרך המדחס
$\dot{m}_t$	-	ספיקת הגז דרך הטורבינה
A_e	-	שטח היציאה של נחיר הפליטה
U	-	מהירות
M	-	מספר מאך של הטיסה
η_m	-	נצילות מכנית
f	-	יחס $\frac{\text{דלק}}{\text{אוויר}}$
q_R	-	חום הבעירה ליחידת מסה של הדלק
P_x	-	ההספק לצרכנים

זרימה איזנטרופית

$$a = \sqrt{\gamma \cdot R \cdot T}$$

$$\frac{T_0}{T} = 1 + \frac{U^2}{2 C_p \cdot T} = 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2$$

$$\frac{P_0}{P} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} = \left(\frac{T_0}{T} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}$$

$$\frac{P_{03}}{P_{02}} = \left(\frac{T_{03}}{T_{02}} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}$$

$$\dot{m} = \rho \cdot U \cdot A$$

ספיקה מסית דרך חתך A

$$\frac{\dot{m}}{A} = \frac{P_0 \sqrt{\gamma}}{\sqrt{RT_0}} M \left(\frac{1}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}$$

$$\frac{T_0}{T} = \frac{\gamma+1}{2}$$

כאשר $M = 1$ (מספר מאך)

$$\frac{P_0}{P} = \left(\frac{\gamma+1}{2} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

$$\frac{\dot{m}}{A^*} = \frac{P_0}{\sqrt{RT_0}} \sqrt{\gamma} \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}$$

$$F_G = \dot{m}_a (1+f) U_e + (P_e - P_a) A_e$$

דחף גולמי (Gross Thrust)

$$F_R = \dot{m}_a \cdot U_a$$

גרר מגח (Ram Drag)

$$F_N = F_G - F_R = \dot{m}_a [(1+f) U_e - U_a] + (P_e - P_a) A_e$$

דחף נטו (Net Thrust)

$$f = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_a}$$

יחס $\frac{\text{דלק}}{\text{אוויר}}$

$$\text{TSFC} = \frac{\dot{m}_f}{F_N}$$

תצרוכת דלק סגולית

$$\delta_{0t} = \frac{P_{0t} [\text{Pa}]}{1.01325 \times 10^5}$$

$$\theta_{0t} = \frac{T_{0t} [^\circ\text{K}]}{288.15}$$

ספיקת אוויר מתוקנת דרך המנוע

נצילות הנעה

כאשר $\dot{m}_f \ll \dot{m}_a$

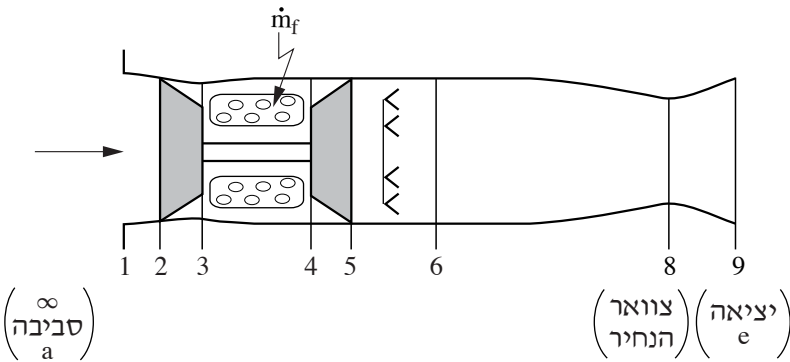
וכאשר גם $P_e = P_a$

נצילות תרמית

כאשר $f \ll 1$

נצילות כללית

כאשר $f \ll 1$ וכן $P_e = P_a$



תחנות מנוע טורבו סילון

$$T_{0a} = T_a \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right) \quad ; \quad \gamma = 1.4$$

טמפרטורת עצירה (טוטלית) של הזרימה החופשית

$$P_{0a} = P_a \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad ; \quad \gamma = 1.4$$

לחץ עצירה (טוטלי) של הזרימה החופשית

$$RR = \frac{P_{02}}{P_{0a}}$$

יחס מגח (Ram Recovery)

$$\eta_c = \frac{T_{02} \left[\left(\frac{P_{03}}{P_{02}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right]}{T_{03} - T_{02}}$$

נצילות המדחס

$$\eta_{c\infty} = \frac{\ln \left[\left(\frac{P_{03}}{P_{02}} \right)^{\frac{\gamma_c-1}{\gamma_c}} \right]}{\ln \left(\frac{T_{03}}{T_{02}} \right)}$$

נצילות פוליטרופית של המדחס

$$\left(\frac{T_{03}}{T_{02}} \right) = \left(\frac{P_{03}}{P_{02}} \right)^{\frac{\gamma_c-1}{\gamma_c \cdot \eta_{c\infty}}}$$

$$\eta_t = \frac{T_{04} - T_{05}}{T_{04} \left[1 - \left(\frac{P_{05}}{P_{04}} \right)^{\frac{\gamma_t-1}{\gamma_t}} \right]}$$

נצילות הטורבינה

$$\eta_{t\infty} = \frac{\ln \left(\frac{T_{04}}{T_{05}} \right)}{\ln \left(\frac{P_{04}}{P_{05}} \right)^{\frac{\gamma_t-1}{\gamma_t}}}$$

נצילות פוליטרופית של הטורבינה

$$f = \frac{\frac{T_{04}}{T_{03}} - 1}{\frac{\eta_b \cdot q_R}{C_{pb} \cdot T_{03}} - \frac{T_{04}}{T_{03}}} = \frac{T_{04} - T_{03}}{\frac{\eta_b \cdot q_R}{C_{pb}} - T_{04}}$$

יחס $\frac{\text{דלק}}{\text{אוויר}}$ בתא השריפה

מאזן הספק בין הטורבינה ובין המדחס כאשר P_x מבטא את ההספק לצרכנים

$$\eta_m \cdot \dot{m}_t C_{pt} (T_{04} - T_{05}) = P_x + \frac{1}{\eta_c} \cdot \dot{m}_c C_{pc} (T_{03} - T_{02})$$

$$\frac{U_e^2}{2} = \eta_n \cdot c_p (T_{08} - T_8)$$

מהירות יציאה מהנחיר

$$U_e = \sqrt{\gamma R T_s}$$

מהירות יציאה מנחיר מתכנס חנוק

מאמץ צנטריפוגלי מרבי בשורש הלהב

U_t - מהירות קצה הלהב

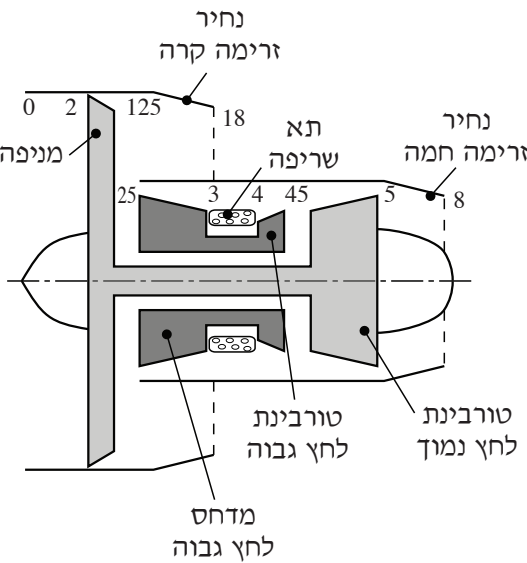
ξ -

יחס רדיוסים $\frac{\text{טבור קצה}}{\left(\frac{\text{hub}}{\text{tip}}\right)}$

ρ - צפיפות חומר הלהב

$$\sigma = \rho \frac{U_t^2}{2} (1 - \xi^2)$$

מנוע טורבו־מניפה בעל נחירים נפרדים



$$\bar{U}_e = \frac{\dot{m}_{aH} (1 + f) U_{eH} + \dot{m}_{aC} U_{eC}}{\dot{m}_{aH} (1 + f) + \dot{m}_{aC}}$$

מהירות יציאה ממוצעת מהנחיר
H זרימה חמה, C זרימה קרה

$$\eta_0 = \left(1 + \frac{\dot{m}_{aC}}{\dot{m}_{aH}}\right) \frac{(\bar{U}_e - U_a) U_a}{f \cdot q_R}$$

נצילות כללית

$$r_f = \frac{P_{02.5}}{P_{02}}$$

יחס לחצי העצירה במניפה

$$T_{025} = T_{02} \left[1 + \frac{\frac{\gamma_f - 1}{r_f^\gamma} - 1}{\eta_f} \right]$$

טמפרטורת העצירה אחרי המניפה

$$U_{18} = \sqrt{2 \frac{\gamma_f}{\gamma_f - 1} R T_{025} \left[1 - \left(\frac{P_{18}}{P_{018}} \right)^{\frac{\gamma_f - 1}{\gamma_f}} \right]} = \sqrt{2 \cdot \eta_f \cdot c_p (T_{018} - T_{18})}$$

מהירות הזרימה ביציאה מנחיר המניפה

$$(1 + f) C_{pT} (T_{04} - T_{05}) = C_{pC} (T_{03} - T_{02}) + BPR \cdot C_{pf} (T_{02.5} - T_{02})$$

$$BPR = \frac{\dot{m}_{aC}}{\dot{m}_{aH}}$$

מאזן הספקים בין הטורבינות, המדחס והמניפה
BPR - יחס עקיפה

$$U_8 = \sqrt{2 \cdot \eta_n \frac{\gamma_n}{\gamma_n - 1} R T_{08} \left[1 - \left(\frac{P_8}{P_{08}} \right)^{\frac{\gamma_n - 1}{\gamma_n}} \right]} = \sqrt{2 \cdot \eta_n \cdot C_p (T_{08} - T_8)}$$

מהירות הזרימה החמה ביציאה מהנחיר החם

הנעה רקטית

- $\dot{m}_p$ – ספיקת ההודף
- g_o – תאוצת הכובד על-פני כדור הארץ $\left(9.81 \frac{m}{s^2} \right)$
- u_e – מהירות גזי הפליטה ביציאה מהנחיר
- P_e – הלחץ הסטטי בחתך היציאה מהנחיר
- P_a – לחץ הסביבה
- P_c – הלחץ בתא השריפה
- A_e – שטח החתך ביציאה מהנחיר
- A_t – שטח החתך בצוואר הנחיר
- R_0 – קבוע הגזים האוניברסלי (מופיע בעמ' 1)
- $\bar{M}$ – משקל מולקולרי ממוצע של גזי הבעירה
- $\dot{r}$ – קצב הבעירה של ההודף
- a – קבוע קצב הבעירה של ההודף
- n – חזקת קצב הבעירה של ההודף
- A_b – שטח הבעירה של ההודף
- ρ_p – צפיפות ההודף
- T_c – טמפרטורת תא השריפה

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m}_p \cdot g_o}$$

תקיפה סגולית

$$TSFC = \frac{\dot{m}_p}{F}$$

תצרוכת דלק סגולית

$$F = \dot{m}_p \cdot u_e + (P_e - P_a) \cdot A_e$$

דחף המנוע

$$u_{eq} = \frac{F}{\dot{m}_p} = I_{sp} \cdot g_o = u_e + \frac{P_e - P_a}{\dot{m}_p} A_e$$

מהירות אקוויולנטית

$$u_e = \sqrt{\frac{2 \gamma}{\gamma - 1} \frac{R_0}{M} T_c \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} \right]}$$

מהירות הפליטה

$$\Gamma = \left[\gamma \cdot \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma + 1}{\gamma - 1}} \right]^{\frac{1}{2}}$$

קבוע

$$c_F = \frac{F}{p_c A_t} = C_F^0 + \left(\frac{p_e}{p_c} - \frac{p_a}{p_c} \right) \frac{A_c}{A_f}$$

מקדם הדחף

$$c_F^0 = \Gamma \sqrt{\frac{2 \gamma}{\gamma - 1} \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} \right]}$$

מקדם הדחף לנחיר מתואם

$$\frac{A_e}{A_t} = \frac{\Gamma^2}{\left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{1}{\gamma}} \cdot c_F^0}$$

יחס שטחי חתך

$$C^* = \frac{\sqrt{\frac{R_0}{M} \cdot T_c}}{\Gamma}$$

מהירות אופיינית של ההודף

$$\dot{m}_p = \frac{p_c \cdot A_t}{C^*}$$

ספיקת הגזים העוברים דרך נחיר חנוק

$$\dot{r} = a p_c^n$$

קצב בעירה של הודף מוצק

$$\dot{m}_p = \rho_p A_b \dot{r} = \rho_p A_b a p_c^n$$

ספיקת תוצרי שריפת ההודף

נספח ב': טבלת אטמוספירה סטנדרטית

לשאלונים 710931, 710933, אביב תשפ"ה

גובה מעל פני הים	טמפרטורת האוויר	מהירות הקול	לחץ האוויר	צפיפות האוויר	צמיגות האוויר
h	T	a	P	ρ	μ
[km]	[°C]	$\left[\frac{\text{m}}{\text{s}}\right]$	$\left[\frac{\text{N}}{\text{m}^2}\right] = [\text{Pa}]$	$\left[\frac{\text{kg}}{\text{m}^3}\right]$	$\left[\frac{\text{kg}}{\text{m} \cdot \text{s}}\right]$
0	15.0	340	1.0132×10^5	1.226	1.780×10^{-5}
1	8.5	336	0.8987×10^5	1.112	1.749×10^{-5}
2	2.0	332	0.7948×10^5	1.007	1.717×10^{-5}
3	-4.5	329	0.7010×10^5	0.909	1.684×10^{-5}
4	-11.0	325	0.6163×10^5	0.820	1.652×10^{-5}
5	-17.5	320	0.5400×10^5	0.737	1.619×10^{-5}
6	-24.0	316	0.4717×10^5	0.660	1.586×10^{-5}
7	-30.5	312	0.4104×10^5	0.589	1.552×10^{-5}
8	-37.0	308	0.3558×10^5	0.526	1.517×10^{-5}
9	-43.5	304	0.3073×10^5	0.467	1.482×10^{-5}
10	-50.0	299	0.2642×10^5	0.413	1.447×10^{-5}
11	-56.5	295	0.2261×10^5	0.364	1.418×10^{-5}
12	-56.5	295	0.1932×10^5	0.311	1.418×10^{-5}
13	-56.5	295	0.1650×10^5	0.265	1.418×10^{-5}
14	-56.5	295	0.1409×10^5	0.227	1.418×10^{-5}
15	-56.5	295	0.1203×10^5	0.194	1.418×10^{-5}
16	-56.5	295	0.1027×10^5	0.163	1.418×10^{-5}
17	-56.5	295	0.0875×10^5	0.141	1.418×10^{-5}
18	-56.5	295	0.0749×10^5	0.121	1.418×10^{-5}
19	-56.5	295	0.0640×10^5	0.103	1.418×10^{-5}
20	-56.5	295	0.0546×10^5	0.088	1.418×10^{-5}
30	-56.5	295	0.0117×10^5	0.019	1.418×10^{-5}

נספח ג': מילון מונחים (2 עמודים)

לשאלון 710931, אביב תשפ"ה

המונח	תרגום המונח		
	ערבית	רוסית	אנגלית
גובה טיסה	ارتفاع الطَّيْرَان	Высота полета	flight altitude
גובה פני הים	مستوى سطح البحر	Уровень моря	sea level
גז משוכלל	غاز مُطَوَّر	Идеальный газ	perfect gas
גלגול	تَدَخُّرْج	Качение/вращение	roll
גלישה	انزلاق	скольжение	glide
גרר	جَرَّ	Прицеп/буксир	drag
דחף	سَحْب	Тяга	thrust
הגנה קתודית	حماية مهبطية	Катодная защита от коррозии	cathodic protection
הזדקרות	انهيار	Сваливание	stall
המראה	إقلاع	Взлет	take-off
הספק	قُدْرَة	Мощность	power
הרפיה	إنفراج	Релаксация	relaxation
זווית נסיקה	زاوية الصعود	Угол набора высоты	climb angle
זווית עלרוד	زاوية الانحدار / التسَلُّق	угол наклона	pitch angle
חום שריפת הדלק	حرارة حرق الوقود	Теплота сгорания топлива	combustion heat
טווח מרבי	المدى الأقصى	Максимальный диапазон	maximum range
טורבו מניפה	مروحية توربو	Турбовентилятор	turbofan
טורבו סילון	توربو نفاث	турбореактивный двигатель	turbojet
טיפול תרמי	مُعَالَجَة حراريّة	Термическая обработка	thermal treatment
טמפרטורת סביבה	درجة الحرارة المحيطة	Температура окружающей среды	ambient temperature
טמפרטורת עצירה איזנטרופית	القصور الحراريّ؛ أنتروبيا	Изоэнтروпический теплоперепад	isentropic stagnation temperature
יחס עקיפה	نسبة الالتفاف	Степень двухконтурности	bypass ratio
יעילות אווירודינמית מיטבית	النجاعة الإيروديناميكية المثاليّة	Оптимальная аэродинамическая эффективность	optimal aerodynamic efficiency
כונס מנוע	مُسْتَقْبِل المَحْرِّك	Воздухозаборник	engine inlet
כושר חיסום	مُقاومة بالسَّقْفِي	Способность закалки металла	hardenability
לחץ סביבה	ضغط البيئة	Давление окружающего воздуха	ambient pressure

תרגום המונח			המונח
אנגלית	רוסית	ערבית	
stagnation pressure	Давление stagnации	ضغط الركود	לחץ עצירה
compressor	Компрессор	ضاغط	מדחס
multi-stage compressor	Многоступенчатый компрессор	ضاغط مُتَعَدِّد المستويات	מדחס רב־דרגתי
flap	полка	رَفّ	מדף
induced velocity	Индукцированная скорость	السرعة المُسْتَحْتَقَّة	מהירות מושרית
exhaust gas velocity	Скорость выхлопных газов	سرعة انبعاث الغازات	מהירות פליטה של גזים
helicopter	Вертолет	هليكوبتر (طائرة عمودية)	מסוק
flight Mach number	Число Маха	عدد ماخ للرحلة الجوية	מספר מאך של הטיסה
lift coefficient	Коэффициент подъемной силы	مُعَامِلِ الرَّفْع	מקדם עילוי
weight	вес	ثِقَل (وزن)	משקל
climb	Взлет	تحليق	נסיקה
efficiency	КПД	كفاءة	נצילות
combustion efficiency	Эффективность сжигания топлива	كفاءة الاحتراق	נצילות בעירה
flow rate	Объемный расход	ضَخّ	ספיקה
load number	Значение нагрузки	رقم الحَمْل	ספרת עומס
lift	Лифт	رَفْع	עילוי
specific heat capacity	Удельная теплоемкость	الحرارة الكامنة	קיבול חום סגולי
hover	Зависание	رَفْرَفَة	ריחוף
maximum endurance	Максимальная продолжительность	المكوث الأقصى	שהייה מרבית
corrosion	Коррозия	صدأ	שיתוך (קורוזיה)