

אווירודינמיקה ומנועי מטוס ט'

(לטכנאי מכונות)

הוראות לנבחנים

א. משך הבחינה: ארבע שעות ו-45 דקות.

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 8 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

למטוס בעל כנף עם פילוג עילוי אליפטי, הנתונים הבאים:

- משקל כולל של המטוס: $W = 90,000 \text{ N}$
- שטח הכנף: $S = 45 \text{ m}^2$
- מקדם עילוי מירבי: $C_{L\max} = 1.6$
- נצילות המדחף: $\eta = 0.9$
- פולרת הגרר של המטוס: $C_D = 0.03 + 0.07 C_L^2$

5 נק' א. המטוס טס בתנאי אטמוספירה סטנדרטית בגובה שטמפרטורת הסביבה בו היא 2°C .

חשבו את מהירות ההזדקרות של המטוס (V_{stall}).

10 נק' ב. הטייס נוסק לגובה 10 ק"מ ומתחיל בשיוט בטיסה ישרה ואופקית במהירות של 750 קמ"ש.

1. חשבו את היעילות האווירודינמית בתנאי טיסה אלו.

2. מהו ההספק הנדרש מהמנוע בתמרון זה?

10 נק' ג. במהלך קרב אוויר-אוויר הטייס נאלץ לבצע פנייה אופקית מתואמת, תוך הפלת כנף בזווית 45° ביחס לאופק. הפנייה מתבצעת בגובה 10 ק"מ.

1. חשבו את ספרת העומס על הכנף.

2. מהו שיעור הפנייה הנדרש?

שאלה 2

להלן נתונים של מסוק:

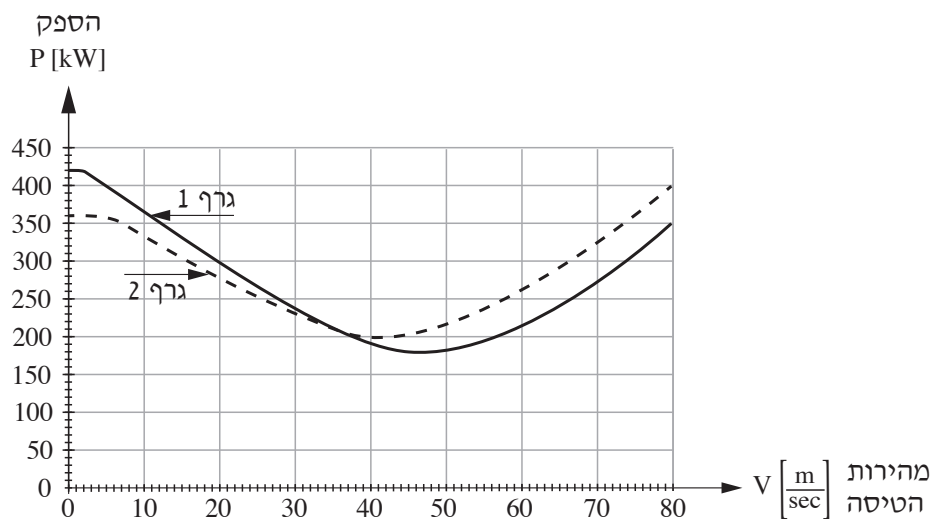
- מסת המסוק: $m = 2,500 \text{ kg}$
- רדיוס ה־סקה: $R = 4 \text{ m}$
- כוח הכבידה: $g = 10 \frac{\text{m}}{\text{s}^2}$

(10 נק') א. המסוק מרחף בגובה פני־הים בתנאי אטמוספירה סטנדרטית.

1. חשבו את עומס ה־סקה בעת הריחוף.

2. חשבו את המהירות המושרית ואת ההספק הדרוש מהרוטור בעת הריחוף.

(15 נק') ב. באיור לשאלה נתונים שני גרפים המתארים את הספק המנוע הדרוש לטיסה ישרה ואופקית של המטוס כתלות במהירות הטיסה שלו.



איור לשאלה 2

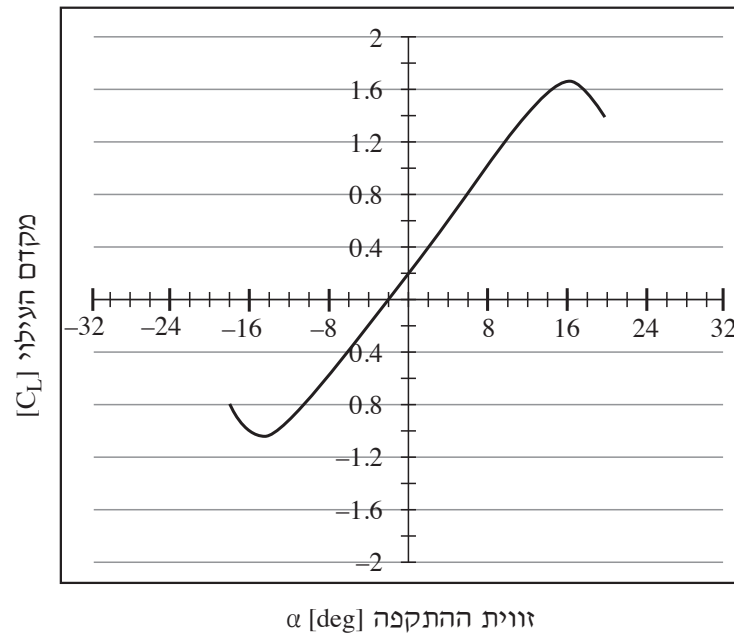
1. (5 נק') איזה משני הגרפים מתאים לטיסה בגובה פני־הים? נמקו את התשובה.

2. (5 נק') מצאו בעזרת הגרף שלא בחרתם בסעיף הקודם (סעיף ב'1) את גובה הטיסה המתאים, בהנחה שמשקל המסוק לא השתנה.

3. (5 נק') מצאו באמצעות הגרף שבחרתם לטיסה בגובה פני־הים, את המהירות וההספק הנדרשים להשגת טווח טיסה מרבי.

שאלה 3

באיור לשאלה נתון גרף המתאר את מקדם העילוי של כנף במטוס כתלות בזווית ההתקפה שלו.



איור לשאלה 3

נתונים:

- פרופיל הכנף: כנף טרפזית בעלת פילוג עילוי אליפטי.
- שטח הכנף: $S = 23.2 \text{ m}^2$
- מנת הממדים של הכנף: $AR = 11$
- אורך מיתר הקצה: $C_t = 0.9 \text{ m}$
- מנת ההצרה: $\lambda = 0.45$
- מקדם יעילות: $e = 1$

- (5 נק') א. חשבו את אורך מיתר השורש של הכנף (C_r).
- (5 נק') ב. חשבו את אורך המיתר הממוצע של הכנף ($\bar{c}$).
- (5 נק') ג. חשבו את ערכו של קבוע ההתנגדות המושרית (K).
- (5 נק') ד. חשבו את שיפוע קו העילוי של הפרופיל (Cl_α).
- (5 נק') ה. חשבו את שיפוע קו העילוי של הכנף (CL_α).

פרק שני: מנועי מטוסים

שאלה 4

מטוס קרב טס בתנאי אטמוספירה סטנדרטית במהירות של 900 קמ"ש.

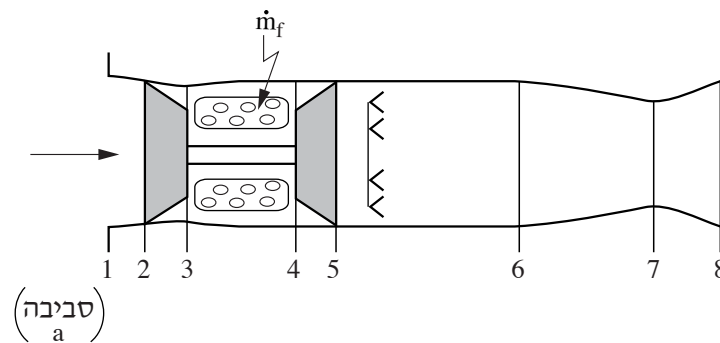
נתוני המנוע:

- קוטר פתח כניסת האוויר למנוע: $d_i = 1 \text{ [m]}$
- ספיקת האוויר הנכנס למנוע: $\dot{m}_a = 32 \left[\frac{\text{kg}}{\text{s}} \right]$
- יחס $\frac{\text{דלק}}{\text{אוויר}}$ במנוע: $f = \frac{1}{60}$
- תצרוכת הדלק הסגולית: $\text{TSFC} = 2.12 \cdot 10^{-5} \left[\frac{\text{kg/s}}{\text{N}} \right]$
- הלחץ בנחיר הפליטה: $P_e = 1.3 P_i$
- קוטר נחיר הפליטה: $d_e = 0.8 \text{ [m]}$

- (9 נק') א. חשבו את צפיפות האוויר בכניסה למנוע (ρ), את מספר מאך הטיסה (M_a), וקבעו את גובה הטיסה (h).
- (4 נק') ב. חשבו את גרר המג"ח של המנוע (F_R) ואת ספיקת הדלק הנכנס אליו ($\dot{m}_f$).
- (4 נק') ג. חשבו את דחף המנוע נטו (F_N), ואת דחף המנוע הגולמי (F_G).
- (8 נק') ד. חשבו את מהירות יציאת הגזים מהמנוע (V_e).

שאלה 5

באיור לשאלה זו מתואר מנוע טורבו-סילון ומסומנות בו תחנות המנוע.



איור לשאלה 5

נתוני הסביבה והמנוע:

- טמפרטורת הסביבה: $T_a = 268^\circ \text{ K}$
- לחץ הסביבה: $p_a = 0.7 \text{ bar}$
- מספר המאך של הטיסה: $M_a = 1.3$
- טמפרטורת העצירה ביציאה מן המדחס: $T_{03} = 732^\circ \text{ K}$
- נצילות הבעירה בתא השריפה: $\eta_b = 0.97$
- נצילות המדחס: $\eta_c = 0.85$
- ההספק המסופק על-ידי הטורבינה: $P_T = 15 \text{ MW}$
- היחס $\frac{\text{דלק}}{\text{אוויר}}$ בתא השריפה: $f = 0.02$
- הגז הוא אוויר המתנהג כגז משוכלל.
- כונס המנוע הוא אידיאלי (מתרחש בו תהליך של דחיסה איזנטרופית).
- הזניחו את מהירות הזרימה במדחס.

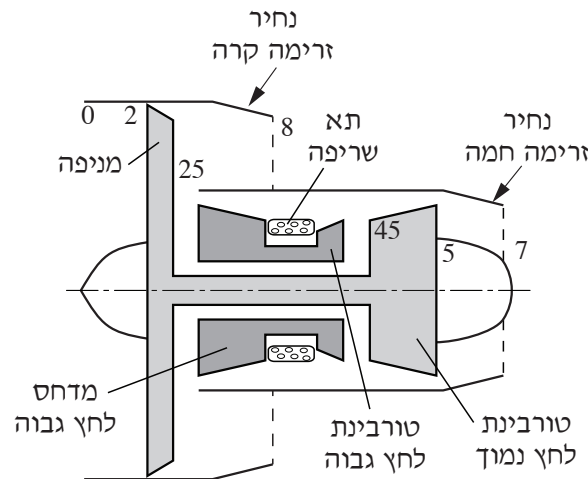
נתונים נוספים:

- קיבול החום הסגולי בלחץ קבוע בתא השריפה: $c_p = 1,005 \frac{\text{J}}{\text{kg} \cdot \text{K}}$
- היחס בין קיבולי החום של האוויר: $\gamma = 1.4$
- חום שריפת הדלק בתא השריפה: $q_R = 42 \cdot 10^6 \frac{\text{J}}{\text{kg}_{\text{fuel}}}$

- 5 נק' א. חשבו את טמפרטורת העצירה בכניסה למדחס, T_{02} .
- 5 נק' ב. חשבו את לחץ העצירה בכניסה למדחס, P_{02} .
- 5 נק' ג. חשבו את ספיקת האוויר העובר דרך המנוע, $\dot{m}_a$.
- 5 נק' ד. חשבו את לחץ העצירה ביציאה מן המדחס, P_{03} .
- 5 נק' ה. חשבו את טמפרטורת העצירה ביציאה מתא השריפה, T_{04} .

שאלה 6

באיור לשאלה זו מוצג מנוע טורבו מניפה דו-צירי בעל זרימות נפרדות.



איור לשאלה 6

המנוע נבדק במתקן סטטי בתנאים הרשומים להלן:

- לחץ הסביבה: $P_a = 10^5 \text{ Pa}$
- טמפרטורת הסביבה: $T_a = 290 \text{ K}$
- יחס העקיפה: $BPR = \frac{\dot{m}_{\text{COLD}}}{\dot{m}_{\text{HOT}}} = 9$
- ספיקת האוויר העובר דרך המניפה: $\dot{m}_a = 100 \frac{\text{kg}}{\text{sec}}$
- ספיקת הדלק: $\dot{m}_f = 0.2 \frac{\text{kg}}{\text{sec}}$
- יחס הלחצים במניפה: $\frac{P_{025}}{P_{02}} = 1.5$
- יחס הלחצים הכולל: $\frac{P_{03}}{P_{02}} = 22$
- חום שריפת הדלק בתא השריפה: $q_R = 42,000 \frac{\text{kJ}}{\text{kg}_{\text{fuel}}}$
- מקדם החום הסגולי בלחץ קבוע (אוויר וגז): $c_p = 1,005 \frac{\text{J}}{\text{kg} \cdot \text{K}}$
- היחס בין קיבולי החום של האוויר והגז: $\gamma = 1.4$
- רכיבי המנוע אידיאליים: נצילות הטורבינה, המדחס והמניפה הן: $\eta_t = \eta_c = \eta_f = 100\%$

6 נק' א. חשבו את הטמפרטורה הסטטית ביציאה מנחיר הזרימה הקרה, T_8 .

7 נק' ב. חשבו את תרומת הדחף של נחיר הזרימה הקרה, F_{COLD} .

7 נק' ג. חשבו את הטמפרטורה בכניסה לטורבינת הלחץ הגבוה, T_{04} .

5 נק' ד. חשבו את ההספק הדרוש להנעת המניפה.

פרק שלישי: חומרים תעופתיים ותחזוקת מטוסים

שאלה 7

נתון דגם מתיחה סטנדרטי העשוי פלדה SAE 4340, ללא טיפול תרמי של חיסום והרפיה. שטח החתך של הדגם הוא 200 mm^2 , ואורכו 50 mm . הדגם נבחן בניסוי מתיחה, ונמדדו התוצאות הבאות:

- כוח הכניעה: $F_y = 98,000 \text{ N}$
- אורך הדגם בעומס הכניעה: $L_y = 50.13 \text{ mm}$
- כוח המתיחה המרבי: $F_{UTS} = 168,000 \text{ mm}$
- אורך הדגם בעומס המתיחה המרבי: $L_{UTS} = 64 \text{ mm}$
- קשיות הפלדה: HB217

- 8 נק' (א.) חשבו את מאמץ הכניעה (σ_y) ואת מאמץ המתיחה המרבי (σ_{UTS}).
- 5 נק' (ב.) חשבו את מודול יאנג (E) של הפלדה SAE 4340.
- 5 נק' (ג.) נדרש לייצר מפלדה זו מוט אשר יורכב במתקן הנדסי ויוכל לשאת מאמץ מתיחה חד-צירי של 550 MPA לכל אורכו. האם מוט הפלדה יעמוד במאמץ המתיחה שיופעל עליו? הסבירו את קביעתכם.
- 7 נק' (ד.) קשיות הפלדה נבדקה לאחר שבוצע טיפול תרמי של חיסום והרפיה. להלן שלושה ערכים של קשיות: HB331, HB217, HB180. איזה ערך קשיות מבין השלושה אמור להתקבל לאחר הטיפול התרמי של חיסום והרפיה? נמקו את תשובתכם.

שאלה 8

- 8 נק' (א.) הסבירו **חמישה** גורמים לבלאי של להבי המנוע (מדחס וטורבינה).
- 8 נק' (ב.) 1. הסבירו מהי תופעת "זחילת להבים", והיכן היא מתרחשת.
2. ציינו **שלושה** גורמים המביאים לתופעת "זחילת להבים".
- 6 נק' (ג.) תארו **שתי** דרכים שבהן ניתן למנוע או להפחית את הבלאי של להבי המנוע.
- 3 נק' (ד.) ציינו מהם החומרים שמהם מייצרים את:
1. שבשבות הטורבינה
2. להבי הרוטור
3. דסקת הרוטור

בהצלחה!

נוסחאות באווירודינמיקה ומנועי מטוס (15 עמודים)

לשאלונים 710931, 710933, אביב תשפ"ד

תרמודינמיקה

קבועים ויחסי המרה בין יחידות	הגדרת משתנים
1 HP = 735.5 Watt	P – לחץ הגז
1 lb = 0.4536 kg	V – נפח הגז
1 bar = 10 ⁵ N/m ² = 10 ⁵ Pa	m – מסת הגז
1 BTU = 252.2 cal	M – המסה המולקולרית של הגז
1 cal = 4.184 J	
T [°K] = T [°C] + 273	
קבוע הגזים האוניברסלי	ΔT – שינוי הטמפרטורה
$R_0 = 8314.5 \left[\frac{\text{J}}{\text{kmole} \cdot \text{K}} \right]$	c _v – חום סגולי בנפח קבוע
קבועי האוויר	
$c_p = 1004.5 \left[\frac{\text{J}}{\text{kg} \cdot \text{K}} \right]$	Q – סך־כל החום המסופק למערכת
$c_v = 717.5 \left[\frac{\text{J}}{\text{kg} \cdot \text{K}} \right]$	W – סך־כל העבודה המופקת מהמערכת
$M = 28.97 \left[\frac{\text{kg}}{\text{kmole}} \right]$	q _{in} – החום המושקע, ליחידת מסה
$R = 287 \left[\frac{\text{J}}{\text{kg} \cdot \text{K}} \right]$	q _{out} – החום הנפלט, ליחידת מסה
	צפיפות או מסה סגולית $\rho = \frac{m}{V}$
	קבוע הגז $R = \frac{\bar{R}}{M}$

$$P = \rho RT \text{ או } PV = nRT$$

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

$$c_p = c_v + R$$

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

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

$$n = 0$$

$$n = 1$$

$$n = \gamma$$

$$n = \pm \infty$$

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

$$\Delta U = Q - W$$

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

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

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
P ₀	-	לחץ עצירה
Ø	-	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

C_D	-	פולרת גרר
CD_0	-	מקדם גרר טפילי
C_{L_w}	-	מקדם עילוי של הכנף
C_{L_t}	-	מקדם עילוי של הזנב
$C_{L\alpha_t}$	-	שיפוע קו העילוי של הזנב
$C_{L\alpha_w}$	-	שיפוע קו העילוי של הכנף
e	-	זווית Downwash
α_w	-	זווית התקפה של הכנף
α_f	-	זווית התקפה של הגוף
α_t	-	זווית התקפה של הזנב
i_w	-	זווית הכוונה של הכנף
i_t	-	זווית הכוונה של הזנב
q_t	-	לחץ דינמי בזנב
q_w	-	לחץ דינמי בכנף

$$E_k = \frac{1}{2}mv^2$$

$$E_p = mgh$$

$$Work = F \cdot \ell$$

$$\rho Av = \text{const.}$$

$$P_{\text{tot}} = P + \frac{1}{2}\rho v^2$$

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

$$M = \frac{v}{a}$$

$$\sin \mu = \frac{1}{M}$$

$$S = b\bar{c}$$

$$AR = \frac{b^2}{S}$$

$$C_{L\alpha} = \frac{C_{\ell\alpha}}{1 + C_{\ell\alpha}/(\pi \cdot AR)}$$

אנרגייה קינטית

אנרגייה פוטנציאלית כובדית

עבודה

חוק הרציפות

חוק ברנולי לזרימה אופקית

מהירות הקול

מספר מאך

זווית מאך

שטח הכנף

מנת הממדים

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)
$\overline{V}_c = \frac{V_c}{V_i}$	מהירות נסיקה מנורמלת
$\tilde{v} = \frac{v}{\Omega \cdot R}$	מהירות טיסה מנורמלת
$\bar{\sigma} = -\frac{\overline{V}_c}{2} + \sqrt{1 + \left(\frac{\overline{V}_c}{2}\right)^2}$	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 גר
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 דלק 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 דלק אוויר

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

תצרוכת דלק סגולית

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

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

$$\frac{\dot{m}_a \sqrt{\theta_{ti}}}{\delta_{ti}}$$

ספיקת אוויר מתוקנת דרך המנוע

$$\eta_p = \frac{F_N \cdot U_a}{\frac{1}{2} (\dot{m}_a + \dot{m}_f) U_e^2 - \frac{1}{2} \dot{m}_a \cdot U_a^2}$$

נצילות הנעה

$$\eta_p \cong \frac{2 F_N \cdot U_a}{\dot{m}_a (U_e^2 - U_a^2)}$$

כאשר $\dot{m}_f \ll \dot{m}_a$

$$\eta_p \cong \frac{2 \frac{U_a}{U_e}}{1 + \frac{U_a}{U_e}}$$

וכאשר גם $P_e = P_a$

$$\eta_{th} \cong \frac{(1+f) \frac{U_e^2}{2} - \frac{U_a^2}{2}}{f \cdot q_R}$$

נצילות תרמית

$$\eta_{th} \cong \frac{U_e^2 - U_a^2}{2 \cdot f \cdot q_R}$$

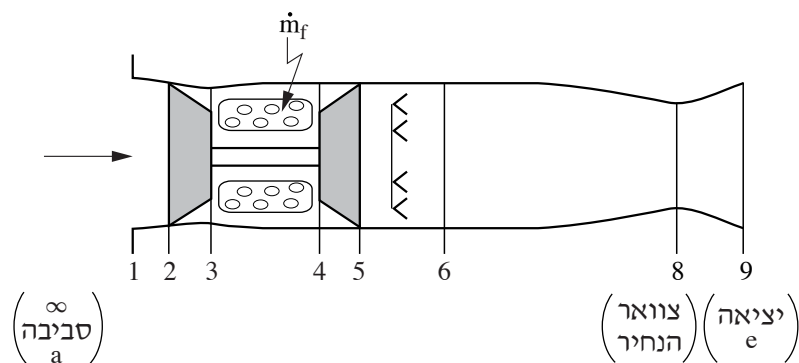
כאשר $f \ll 1$

$$\eta_0 = \eta_p \cdot \eta_{th} = \frac{F_N \cdot U_a}{\dot{m}_f \cdot q_R}$$

נצילות כללית

$$\eta_0 \cong 2 \eta_{th} \frac{\frac{U_a}{U_e}}{1 + \frac{U_a}{U_e}}$$

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

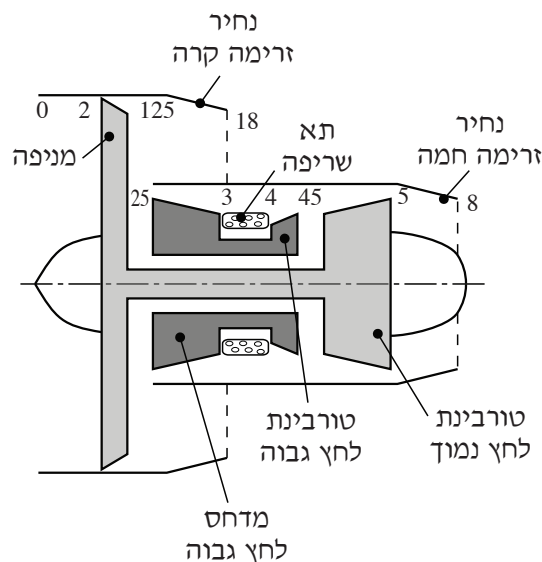
U_t - מהירות קצה הלהב

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

ρ - צפיפות חומר הלהב

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

במנוע 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

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

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

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

מאזן הספקים בין הטורבינות, המדחס והמניפה

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

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_0	–	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

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m}_p \cdot g_0}$$

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

$$u_{eq} = \frac{F}{\dot{m}_p} = I_{sp} \cdot g_0 = u_e + \frac{\frac{P_e - P_a}{A_e}}{\dot{m}_p}$$

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

לשאלון 710931, 710933, אביב תשפ"ז

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"ד

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	تَدَحْرُج	Качение/вращение	roll
גלישה	انزلاق	скольжение	glide
גרר	جَرّ	Прицеп/буксир	drag
דחף	سَحَب	Тяга	thrust
הגנה קתודית	حماية مهبّطِيّة	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/التسلّق	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	مروحيّة توربو	Турбовентилятор	turbofan
טורבו סילון	توربو نفّاث	турбореактивный двигатель	turbojet
טיפול תרמי	مُعالِجَة حراريّة	Термическая обработка	thermal treatment
טמפרטורת סביבה	درجة الحرارة المحيطة	Температура окружающей среды	ambient temperature
טמפרטורת עצירה איזנטרופית	القصور الحراريّ؛ أنتروبيا	Изоэнтропический теплоперепад	isentropic stagnation temperature
יחס עקיפה	نسبة الالتفاف	Степень двухконтурности	bypass ratio
יעילות אווירודינמית מיטבית	النّجاعة الإيروديناميكيّة المثاليّة	Оптимальная аэродинамическая эффективность	optimal aerodynamic efficiency
כונס מנוע	مُسْتَقْبِل المَحْرَك	Воздухозаборник	engine inlet

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