

אווירודינמיקה ומנועי מטוס ה'

(להנדסאי 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, כל חומר עזר כתוב בכתב יד או מודפס על נייר, מילונית המאושרת על ידי אגף הבחינות.

ד. הוראות מיוחדות:

- בטרם תתחילו לענות על השאלות, קראו בעיון את השאלון כולו וודאו שההנחיות בדף השער מובנות לכם היטב.
- ענו על השאלות לפי הסדר הנראה לכם.
- ענו על מספר השאלות הנדרש בשאלון.
- המעריך יקרא ויעריך את מספר התשובות הנדרש בלבד, ולא יתייחס לתשובות הנוספות.
- בכל שאלה ניתנו הנתונים לפתרונה. אם לדעתכם חסר נתון, השלימו אותו לפי שיקול דעתכם ופתרו בעזרתו את השאלה. כתבו בתשובתכם את הנתון שהוספתם.
- בתשובה על שאלת חישוב, עליכם להציג את שלבי הפתרון באופן מפורט ולהסבירם בקצרה. קבלת מרב הנקודות מותנית במילוי דרישה זו.
- 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: אוורודינמיקה

שאלה 1

א. (3 נק') גופים נעים באוויר במהירויות שונות, הנמוכות או גבוהות ממהירות הקול. ישנם שלושה תחומי טיסה, הגדולים אחד מהשני במספר המאך.

העתיקו את הטבלה שלהלן למחברתכם והשלימו בה את אופי המהירות מתוך האפשרויות הבאות:

- מהירות עבר-קולית
- מהירות תת-קולית
- מהירות על-קולית

טווח מהירויות	אופי המהירות
$M < 1$	
$0.8 < M < 1.2$	
$1.2 < M < 5$	

ב. (6 נק') באיורים א'–ג' לשאלה זו (בעמוד 3) מתוארים שלושה מטוסים הנעים בשדה זרימה. העתיקו את הטבלה שלהלן למחברתכם וציינו את אופי המהירות ואת האיור המייצג של כל אחד מהם (א'–ג').

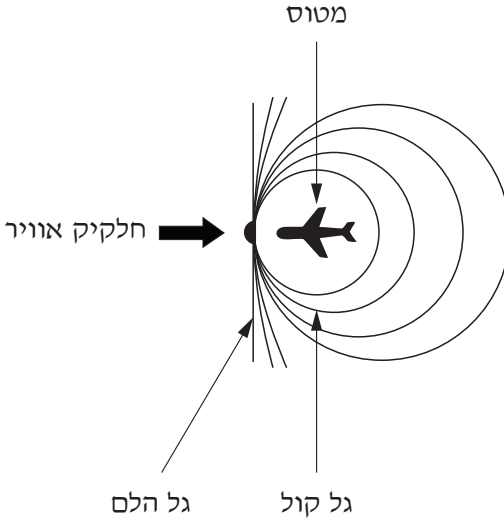
מספר	טווח מהירויות	אופי המהירות	האיור (א' / ב' / ג')
1	$M < 1$		
2	$0.8 < M < 1.2$		
3	$1.2 < M < 5$		

ג. (6 נק') הסבירו כיצד משתנים כיוון הזרימה, לחץ האוויר וגודל המהירות במעבר של גוף דרך גל הלם ניצב.

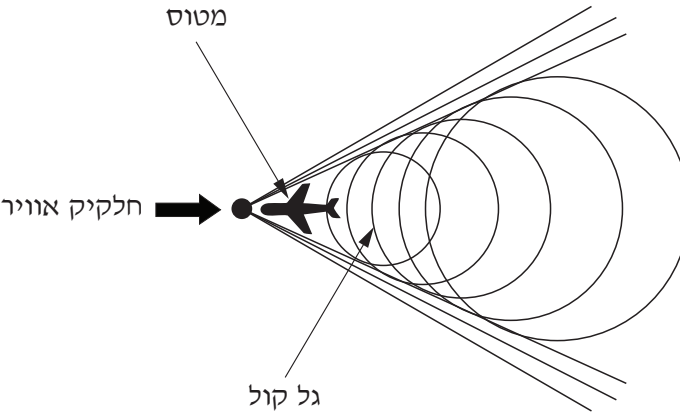
ד. (10 נק') מטוס על-קולי טס במספר מאך 1.6, בגובה 10 ק"מ ובתנאי אטמוספירה סטנדרטית.

1. חשבו את מהירות המטוס בתנאי טיסה אלו.

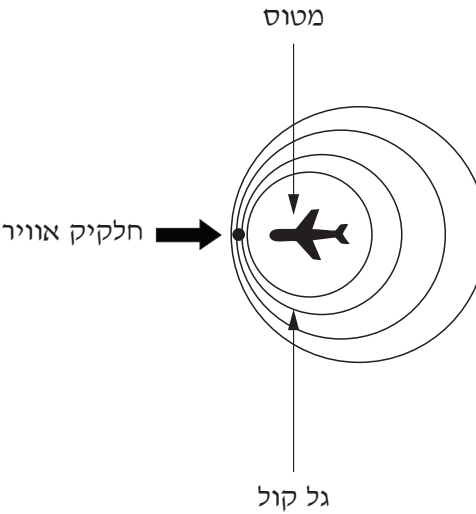
2. חשבו את זווית המאך המתקבלת עבור טיסה זו.



איור א' לשאלה 1



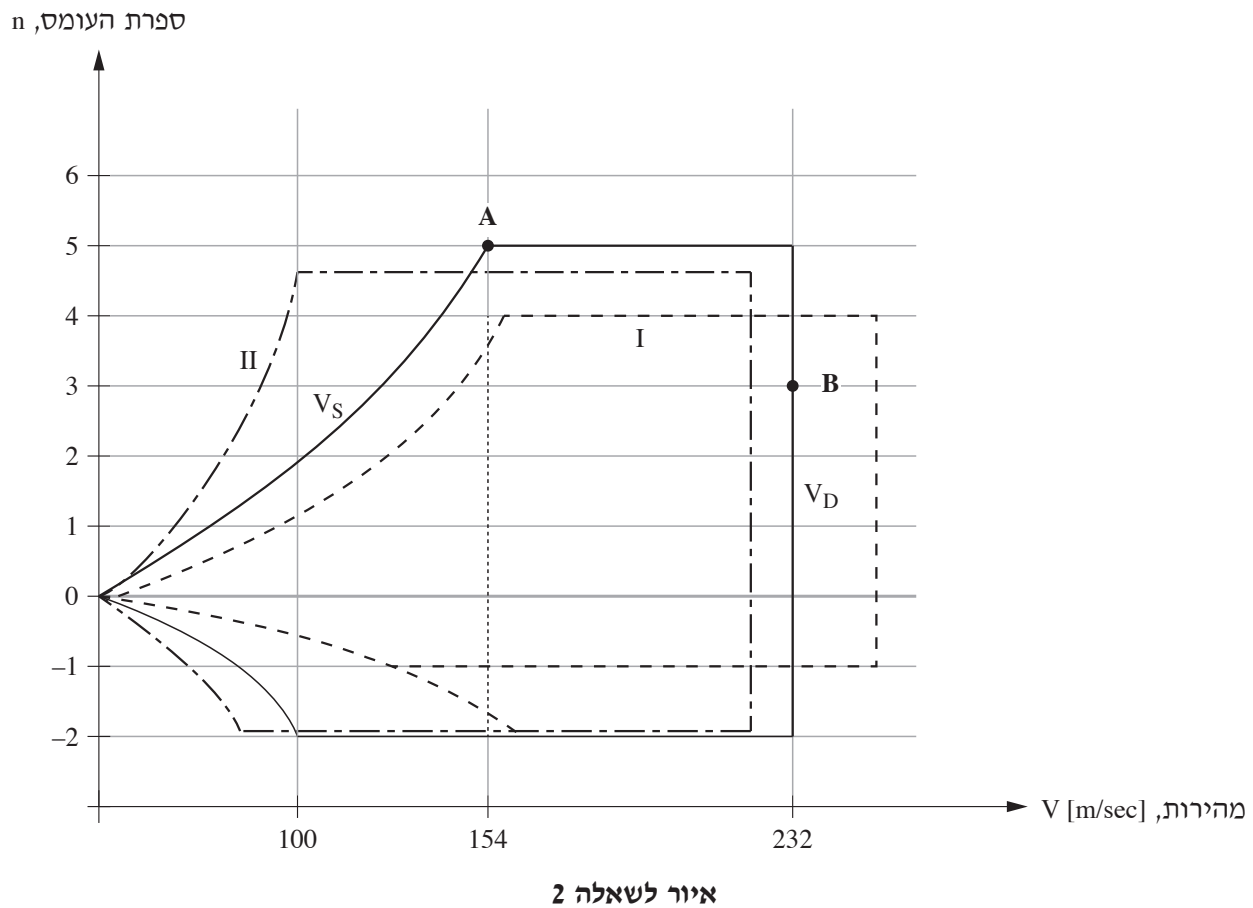
איור ב' לשאלה 1



איור ג' לשאלה 1

שאלה 2

באיור לשאלה 2 מתוארת מעטפת הטיסה של מטוס במשקל 10,000 ק"ג, שטס בגובה פני הים. מעטפת הטיסה מציגה בציר האופקי את מהירות הטיסה (V) במטרים לשנייה, ובציר האנכי את מקדם העומס (n).



איור לשאלה 2

א. (6 נק') כתבו מה מייצגת מעטפת הטיסה, והסבירו את משמעותם של שלושת הקווים הבאים המופיעים בה:

1. קווי ספרת העומס המקסימלי והמינימלי ($n_{\min}$, $n_{\max}$)

2. קו ההזדקרות (V_S)

3. קו המהירות המותרת המקסימלית (V_D)

ב. (5 נק') נתונות הנקודות הבאות:

C (120,1)

D (180,6)

E (60,1)

באיזו נקודה (C/D/E) ניתן לטוס בצורה בטוחה? נמקו את תשובתכם.

ג. (5 נק') אילו הטיסה הייתה מתרחשת בגובה רב יותר, איזו מעטפת הייתה מתאימה לטיסה I או II? נמקו את תשובתכם.

(9 נק') ד. המטוס מבצע פנייה בטיסה ישרה ואופקית.
נתוני התמרון:

זווית הפלת הכנף $\phi = 60^\circ$

מקדם העילוי המקסימלי של המטוס $CL_{\max} = 1.5$

צפיפות האוויר בגובה הטיסה $\rho = 1.225 \text{ kg/m}^3$

שטח כנף המטוס $S = 50 \text{ m}^2$

1. (3 נק') חשבו את מקדם העומס (n) המתקבל בזווית גלגול של 60° .
2. (3 נק') חשבו את המהירות המינימלית (מהירות ההזדקרות) שבה המטוס יכול לבצע פנייה זו.
3. (3 נק') מהו טווח מהירויות הטיסה שבו ניתן לבצע את הפנייה בצורה בטוחה, בהתאם למגבלות המהירות במעטפת? נמקו את תשובתכם.

שאלה 3

- א. (6 נק') הסבירו **שתי** תופעות דינמיות שחלות על מטוס במהלך הטיסה והנחיתה.
- ב. (6 נק') הסבירו **שתי** תופעות דינמיות המשפיעות על גלגול המטוס.
- ג. (6 נק') כתבו **שלושה** אמצעים שבעזרתם ניתן להשיג ריסון ויציבות בגלגול.
- ד. (7 נק') הסבירו מהי תופעת הצימוד, וכיצד היא יכולה להשפיע על ביצועי המטוס.

פרק שני: מנועי מטוסים והנעה רקטית

שאלה 4

להלן נתונים של טיל בעל מנוע רקטי הודף מוצק:

המסה ההתחלתית של הטיל $m_0 = 1,000 \text{ kg}$

מסת המבנה של הטיל $m_s = 80 \text{ kg}$

מסת המטען המועיל של הטיל $m_L = 40 \text{ kg}$

יחס המסות של הטיל $(MR)R = 8.333$

תאוצת הכובד $g = 9.81 \frac{\text{m}}{\text{sec}^2}$

התקיפה הסגולית של המנוע $I_{sp} = 450 \text{ sec}$

זמן פעולת המנוע עד לשריפת כל ההודף $t_b = 40 \text{ sec}$

קוטר שטח החתך הבוער $d_b = 80 \text{ cm}$

מקדם הדחף $C_F = 1.587$

יחס קיבולי החום הסגוליים $\gamma = 1.24$

צפיפות ההודף $\rho_p = 1,680 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$

קבוע הגזים האוניברסליים $R_o = 8,314.5 \frac{\text{J}}{\text{kmole} \cdot \text{K}}$

נחיר המנוע מותאם ללחץ הסביבה.

8 נק' א. חשבו את מסת ההודף (m_p), יחס המטען המועיל (λ), מקדם המבנה (ϵ) ויחס ההודף (ζ).

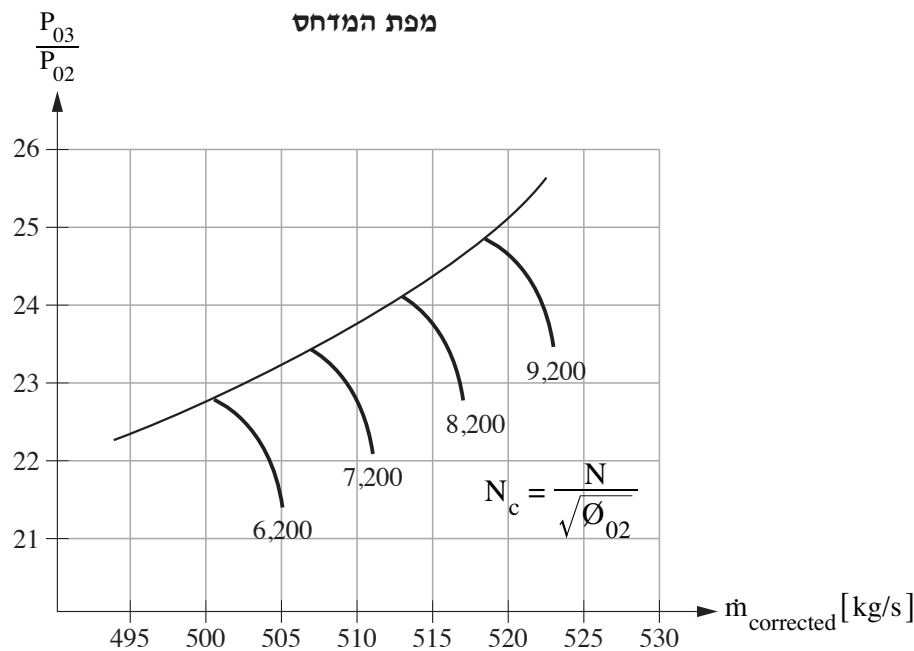
6 נק' ב. חשבו את ספיקת ההודף ($\dot{m}_p$), ואת קצב בעירת ההודף ($\dot{r}$).

5 נק' ג. חשבו את המהירות האופיינית של ההודף (c^*), ואת הדחף המתקבל מהמנוע (F).

6 נק' ד. ציינו שלוש אפשרויות לשיפור יחס המסות של הטיל (R).

שאלה 5

באיור לשאלה 5 נתונה מפה של מדחס המותקן במנוע של מטוס חד-מנועי הטס בתנאי אטמוספירה סטנדרטית.



איור לשאלה 5

נתונים:

$T_a = -56.5^\circ\text{C}$	הטמפרטורה החיצונית
$M = 0.85 \text{ mach}$	מספר מאך הטיסה
$\frac{P_{02}}{P_{01}} = 1.3$	יחס הלחצים בכונס
$\eta_c = 79\%$	נצילות המדחס
$T_{03} = 500^\circ\text{C}$	הטמפרטורה הטוטלית ביציאה מהמדחס
$N = 7,887 \text{ RPM}$	סל"ד המנוע
$P_{03} = 7.3 \text{ bar}$	הלחץ הטוטלי ביציאה מהמדחס
$d_i = 2.75 \text{ m}$	קוטר הכונס בכניסה למנוע

א. (5 נק') חשבו את מהירות הטיסה (U), את הטמפרטורה הטוטלית בכניסה לכונס (T_{01}), ואת הטמפרטורה הטוטלית בכניסה למדחס (T_{02}).

ב. (5 נק') חשבו את יחס הלחצים הטוטלי במדחס $\left(\frac{P_{03}}{P_{02}}\right)$.

ג. (5 נק') חשבו את הסל"ד המתוקן ($N_{\text{corrected}}$), ומצאו במפת המדחס את ספיקת האוויר המתוקנת ($\dot{m}_{\text{corrected}}$).

ד. (5 נק') חשבו את הלחץ הטוטלי בכניסה למדחס (P_{02}), ואת ספיקת האוויר למנוע ($\dot{m}_a$).

ה. (5 נק') חשבו את צפיפות האוויר בכניסה למנוע (ρ) וקבעו את גובה הטיסה (h).

שאלה 6

מטוס חד-מנועי בעל מנוע סילון עם מבער אחורי, טס בתנאי אטמוספירה סטנדרטית.

נתונים:

$h = 13 \text{ km}$	גובה הטיסה
$F_R = 15.5 \text{ kN}$	גרר מגח
$\dot{m}_a = 40 \frac{\text{kg}}{\text{s}}$	מסת האוויר בכניסה למנוע
$T_e = 1,900 \text{ }^\circ\text{C}$	הטמפרטורה בצינור הפליטה
$C_p = 1,010 \frac{\text{J}}{\text{kg} \cdot \text{K}}$	קיבול החום בלחץ קבוע של הגזים השרופים בנחיר
$C_v = 777 \frac{\text{J}}{\text{kg} \cdot \text{K}}$	קיבול החום בנפח קבוע של הגזים השרופים בנחיר
$F_N = 77 \text{ kN}$	דחף נטו של המנוע
$f = 0.06$	יחס דלק-אוויר של המנוע
$A_e = 0.35 \text{ m}^2$	שטח חתך הנחיר המתבדר
$M_e = 1.1 \text{ mech}$	מספר המאך בזרימה בנחיר

- (4 נק') א. כתבו שני יתרונות ושני חסרונות לשימוש במבער אחורי במנוע סילון.
- (6 נק') ב. חשבו את מהירות הטיסה (U_a), את מספר מאך הטיסה (M_a), ואת קוטר הכניסה למנוע (d_i).
- (9 נק') ג. נתון כי הזרימה בנחיר חנוקה. חשבו את מהירות יציאת הגזים מהנחיר (U_e), את ספיקת הדלק ($\dot{m}_f$), ואת הלחץ הסטטי בנחיר (P_e).
- (6 נק') ד. חשבו את הלחץ הטוטלי בנחיר (P_{0e}), ואת הטמפרטורה הטוטלית בנחיר (T_{0e}).

פרק שלישי: חומרים תעופתיים ותחזוקת מטוסים

שאלה 7

1. א. (6 נק') הסבירו מהו חומר מרוכב וכיצד הוא שונה מחומר אחיד.
2. ציינו מהם **שני** המרכיבים העיקריים של חומר מרוכב, והסבירו את תפקידו של כל אחד מהם במבנה החומר ובקביעת תכונותיו.
3. ב. (5 נק') נהוג לחלק חומרים מרוכבים לשלושה סוגים עיקריים לפי סוג חומר הבסיס (התשתית) שלהם. מהם סוגים אלו, וכיצד משפיעים ההבדלים ביניהם על תכונות החומר המרוכב ועל תחומי היישום שלו?
4. ג. (6 נק') כתבו **שלושה** יתרונות של חומרים מרוכבים בהשוואה לחומרים אחידים (כגון מתכות או פלסטיק).
5. ד. (8 נק') 1. ציינו **שני** תחומים תעשייתיים שבהם משתמשים בחומרים מרוכבים.
2. ציינו **שלוש** דוגמאות ספציפיות למוצרים העשויים מחומרים מרוכבים.

שאלה 8

- ראש מבער הריתוך מזרים חמצן ואצטילן.
6. א. (3 נק') ציינו אילו **שלושה** סוגי להבה נוצרים בריתוך.
7. ב. (9 נק') הגדירו כל סוג להבה (מהשלושה שציינתם בסעיף א') וכתבו למה הוא משמש.
8. ג. (5 נק') איזה מבין שני סוגי הריתוכים, T.I.G ו-M.I.G, מתאים לריתוך של חלקים תעופתיים. הסבירו מדוע.
9. ד. (8 נק') הסבירו כל אחד משני סוגי הריתוכים המופיעים בסעיף ג', וכתבו איזה מהם מתאים יותר לייצור מהיר וסדרתי.

בהצלחה!

אין להעביר את הנוסחאון
לנבחן אחר

נוסחאון באווירודינמיקה ומנועי מטוס (15 עמודים)

תרמודינמיקה

קבועים ויחסי המרה בין יחידות

$1 \text{ HP} = 735.5 \text{ Watt}$
 $1 \text{ lb} = 0.4536 \text{ kg}$
 $1 \text{ bar} = 10^5 \text{ N/m}^2 = 10^5 \text{ Pa}$
 $1 \text{ BTU} = 252.2 \text{ cal}$
 $1 \text{ cal} = 4.184 \text{ J}$
 $T [^\circ\text{K}] = T [^\circ\text{C}] + 273$

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

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

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

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

$E_k = \frac{1}{2}mv^2$	אנרגייה קינטית
$E_p = mgh$	אנרגייה פוטנציאלית כובדית
$Work = F \cdot \ell$	עבודה
$\rho Av = \text{const.}$	חוק הרציפות
$P_{\text{tot}} = P + \frac{1}{2}\rho v^2$	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

נוסחאון באווירודינמיקה ומנועי מטוס,
סמל 710933, 710931, אביב תשפ"ו

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

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
$\text{Power} = m \cdot g \cdot V_v$	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 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

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

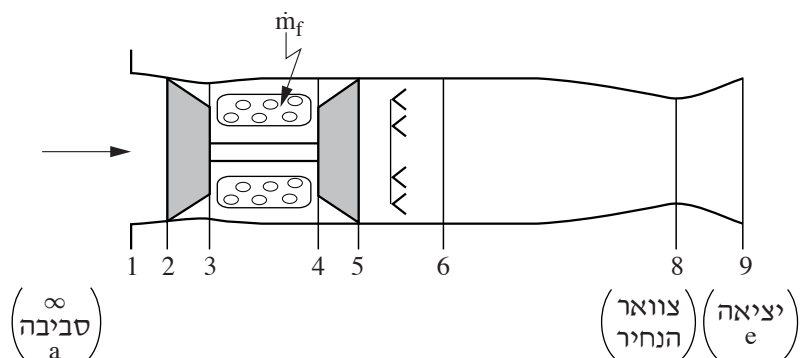
כאשר $f \ll 1$

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

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

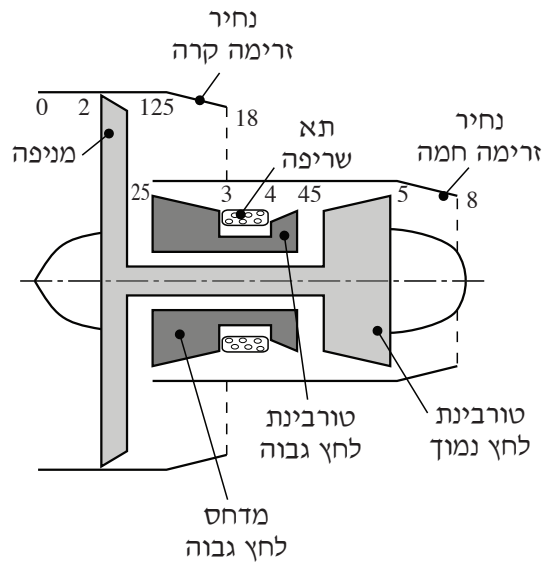
ξ -

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

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

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

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_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

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

מהירות אקוויוולנטית

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

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"ו

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}

המונח	תרגום המונח		
	ערבית	רוסית	אנגלית
אטמוספירה סטנדרטית	الغلاف الجوّي القياسي	Стандартная атмосфера	standard atmosphere
אלגון (אנודיזציה)	التحليل بالكهرباء (أنود)	Анодирование	anodization
בלתי יציב	غير مستقر	Неустойчивый самолет	unstable
גובה פני הים	مستوى سطح البحر	Уровень моря	sea level
גל הלם	موجة صدمية	Ударная волна	shock wave
גלגול	تَدَحْرُج	Качение/вращение	roll
דחף	سَحَب	Тяга	thrust
הודף מוצק	وَقود دفعي صلب	Твёрдое топливо	solid propellant
זווית הכוונה	زاوية التوجيه	Угол наведения	alignment angle
זווית התקפה	زاوية الهجوم	Угол атаки	angle of attack
זרוע זנב	ذراع الذيل	Хвостовая балка	tail arm
חוזק קריעה מקסימלי	إجهاد الشد الأقصى	Максимальная прочность на разрыв	maximum tensile strength
טמפרטורת עצירה	حرارة الركود	Температура остановки	stagnation temperature
יחס קיבולי חום סגוליים	نسبة الحرارة النوعية	Соотношение удельных теплоемкостей	specific heat capacities ratio
יעילות אווירודינמית	النجاعة الإيروديناميكية	Аэродинамическая эффективность	aerodynamic efficiency
יציב	مستقر	Устойчивый самолет	stable
יציבות סטטית	استقرار استاتي	статическая устойчивость	static stability
כנף על-קולית	الجناح الأسرع من الصوت	Крыло сверхзвукового самолета	supersonic wing
כנף תת-קולית	جناح تحت الصوت	Крыло дозвукового самолета	subsonic wing
לחץ דינמי	الضغط الديناميكي	Динамическое давление	dynamic pressure
מדחס צירי	ضاغط محوري	Осевой компрессор	axial compressor
מדחס צירי רב-דרגתי	ضاغط محوري مُتعدد الدرجات	Многоступенчатый осевой компрессор	multi-stage axial compressor
מדחף	مروحة دافعة	Пропеллер	propeller
מהירות אופיינית	السرعة النموذجية	Номинальная скорость	characteristic speed
מיתר אווירודינמי ממוצע	متوسط الوتر الديناميكي الهوائي	Средняя аэродинамическая хорда	mac - mean aerodynamic chord
מנוע בוכנה	مُحرّك مكبسي	Поршневой двигатель	piston engine
מנוע רקטי	مُحرّك صاروخي	Ракетный двигатель	rocket engine

תרגום המונח			המונח
אנגלית	רוסית	ערבית	
Mach number	Число Маха	عدد ماخ	מספר מאך
critical Mach number	Критический число Маха	العدد الماخّي الحرج	מספר מאך קריטי
compressor map	Карта компрессора	خريطة الضاغط	מפת מדחס
drag coefficient	Коэффициент аэродинамического сопротивления	مُعَامِل السَّحْب	מקדם גרר
thrust coefficient	Коэффициент тяги	مُعَامِل الدَّفْع	מקדם דחף
pitch moment coefficient	коэффициент крутящего момента	مُعَامِل العزم الانحداريّ	מקדם מומנט עלרוד
lift coefficient	Коэффициент подъемной силы	مُعَامِل الرَّفْع	מקדם עילוי
center of gravity	Центр тяжести	مَرْكَز الثَّقَل	מרכז כובד
molecular weight	Молекулярный вес	الوزن الجزيئيّ	משקל מולקולרי
nozzle	Сопло	فُوهة	נחיר
adapted nozzle	Комбинированный двигатель	مُحَرِّك عامّ	נחיר מתואם
tail volume	Объем хвостового оперения	حجم الذيل	נפח זנב
yield point	предел текучести	نهاية حدّ المرونة	נקודת כניעה
breaking point	Предел прочности	نقطة الانهيار	נקודת שבר
flow rate at stall condition	Объемный расход при сваливании самолета	الضخّ بشروط الانهيار	ספיקה בתנאי הזדקרות
maximum flow rate	Максимальная производительность	الضخّ الأقصى	ספיקה מרבית
wing profile	Профиль крыла	بروفيل الجناح	פרופיל כנף
coating	Покрытие	دهان	ציפוי
trim	Дифферент	تعويض	קיצוז
burning rate	Скорость горения	وتيرة الاحتراق	קצב בעירה
relative rotation rate	Относительная скорость вращения	وتيرة الدوران النسبيّ	קצב סיבוב יחסי
damping	затухание	إخماد	ריסון
reference area	Характерная площадь	منطقة المرجعية	שטח ייחוס
operating conditions	Рабочие условия	ظروف التشغيل	תנאי פעולה
specific impulse	Удельный импульс	هجوم مُحدّد	תקיפה סגולית