

אווירודינמיקה ומנועי מטוס ה'

(להנדסאי 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, וכל 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 על-פי הסדר הנראה לכם.

3. ענו על מספר השאלות הנדרש בשאלון.

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

4. בכל שאלה ניתנו הנתונים לפתרונה. אם לדעתכם חסר נתון, השלימו אותו על-פי שיקול דעתכם ופתרו בעזרתו את השאלה. כתבו בתשובה את הנתון שהוספתם.

5. בתשובה על שאלת חישוב, עליכם להציג את שלבי הפתרון באופן מפורט ולהסבירם בקצרה. קבלת מרב 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!

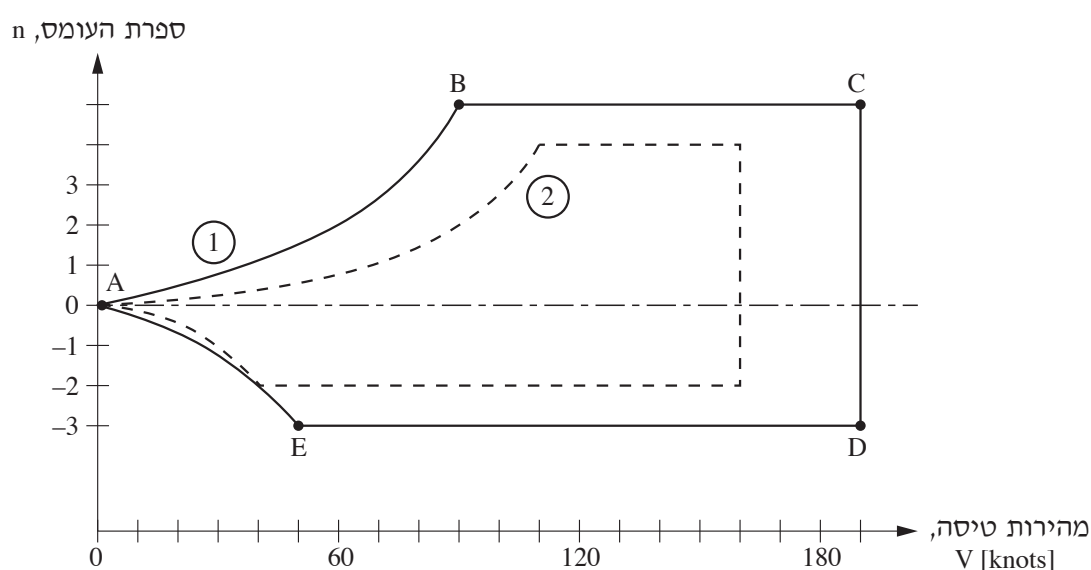
השאלות

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

שאלה 1

באיור לשאלה מוצג גרף המתאר את מעטפת העומסים של מטוס כתלות במהירות הטיסה שלו בעבור שני גובהי טיסה שונים:
גובה פני הים וגובה 11 ק"מ.



איור לשאלה 1

5 נק') א. קבעו איזה מבין הגרפים (גרף 1 או גרף 2) מתאר טיסה בגובה פני הים ואיזה מהגרפים מתאר טיסה בגובה 11 ק"מ. נמקו את תשובתכם.

5 נק') ב. ציינו מה מייצג כל אחד מהקווים המסומנים בגרף מעטפת הטיסה באותיות: AB, BC, CD, DE, EA.

4 נק') ג. מהי המהירות המינימלית שניתן לטוס בה בטיסה אופקית וישרה בגובה פני הים?

6 נק') ד. ציינו מהם הגורמים המשפיעים על כל אחת ממגבלות הטיסה הבאות:

1. n_{max}

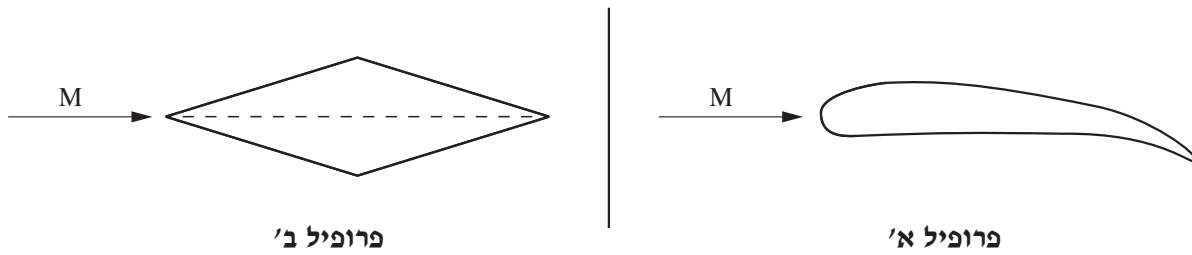
2. n_{min}

3. V_{max}

5 נק') ה. ציינו מהי המהירות האמיתית המזערית שמתקבלת בזמן פנייה מתואמת בזווית גלגול של 60° בגובה 11 ק"מ.

שאלה 2

באיור לשאלה מתוארים שני פרופילים של כנפיים.

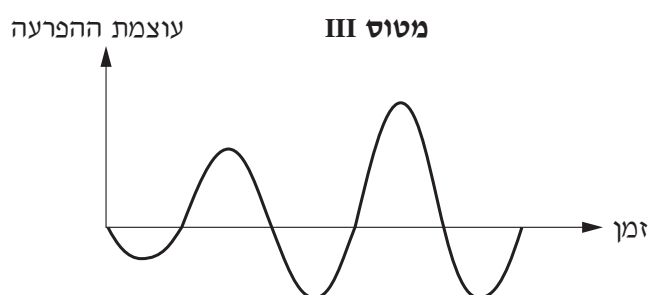
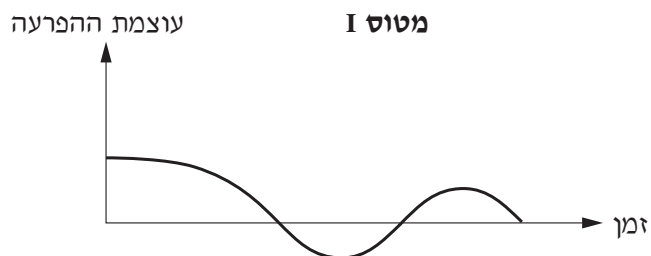


איור לשאלה 2

- 7 נק')** א. קבעו איזה פרופיל מתאים לטיסה על קולית ואיזה פרופיל מתאים לטיסה תת-קולית. נמקו את קביעתכם.
- 8 נק')** ב. מטוס טס ב- $M = 1.5$ בזווית התקפה $\alpha = 0^\circ$ בגובה פני הים.
- 4 נק') 1. חשבו את זווית המאך עבור תנאי טיסה אלו.
- 4 נק') 2. על-פי תשובתכם לסעיף א', העתיקו את הפרופיל העל-קולי למחברתכם וסרטטו את כל גלי ההלם ומניפות ההתפשטות המתקבלות בשדה הזרימה.
- 10 נק')** ג. הטייס נאלץ לשנות תמרון והוא טס כעת במהירות $M = 1.5$ ובזווית התקפה $\alpha = 2^\circ$.
- 5 נק') 1. אילו שינויים בשדה הזרימה יהיו כתוצאה משינוי זווית ההתקפה?
- 5 נק') 2. מדוע יש לטוס בזווית התקפה גדולה מאפס כאשר טסים טיסה על-קולית?

שאלה 3

שלושה מטוסים יוצאים משיווי משקל במהלך טיסה עקב הפרעה הפועלת על כל אחד מהם.
(6 נק') א. בהתאם לאיור א' לשאלה תארו, בנוגע לכל אחד מהמטוסים, איזה סוג של ריסון מתרחש בו בעקבות ההפרעה עליו. אפיינו את **שיווי המשקל** של המטוס בהתאם להפרעה המוצגת בכל גרף.



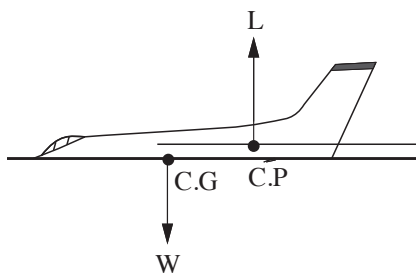
איור א' לשאלה 3

12 נק') ב. בהתאם לאיור ב' לשאלה שייכו לכל מטוס (A ו-B) אחד מבין המצבים.

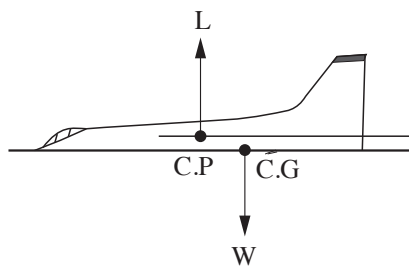
מצב 1 - מטוס המוגדר "לא יציב לטיסה"

מצב 2 - מטוס המוגדר "יציב לטיסה"

שייכו את המצבים לאיורים הבאים, ונמקו את קביעתכם.



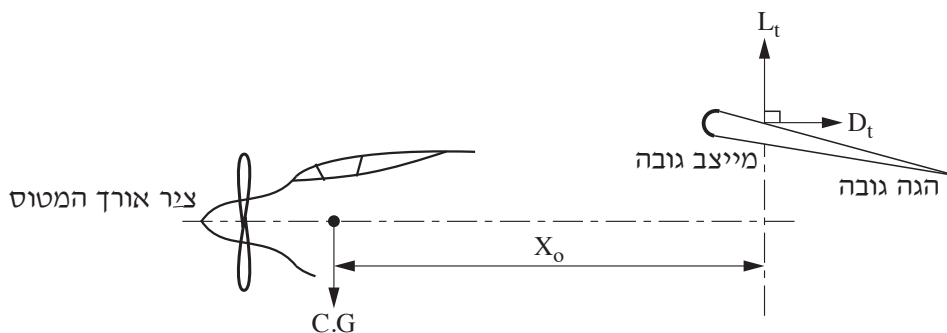
מטוס A



מטוס B

איור ב' לשאלה 3

7 נק') ג. מהי תרומתו של מייצב הגובה (כולל הגה גובה כמשלים למשטח המייצב) בבקרת העלרוד? התייחסו בתשובתכם לאיור ג' לשאלה.



איור ג' לשאלה 3

פרק שני: מנועי מטוסים והנעה רקטית

שאלה 4

מנוע רקטי הודף מוצק פועל בגובה כאשר ידוע כי:

- התקיפה הסגולית שלו: $I_{sp} = 407.75 [\text{sec}]$
- המסה הכוללת של הטיל: $m_o = 2 [\text{ton}]$
- מסת המטען המועיל: $m_L = 100 [\text{kg}]$
- מסת המבנה של הטיל: $m_s = 1150 [\text{kg}]$
- תאוצת הכובד: $g_o = 9.81 \left[\frac{\text{m}}{\text{sec}^2} \right]$
- לחץ הסביבה: $P_a = 1 [\text{bar}]$
- לחץ סטטי במישור הפליטה: $P_e = 1.1 [\text{bar}]$
- שטח החתך של הנחיר במישור הפליטה: $A_e = 1 [\text{m}^2]$

המנוע פועל במשך $30 [\text{sec}]$. בזמן הזה נשרף כל ההודף במנוע.

- (9 נק') א. חשבו את מסת ההודף (m_p), יחס המסות (R), יחס מטען מועיל (λ) ואת הספיקה המסית ($\dot{m}_p$) של ההודף.
- (4 נק') ב. חשבו את כוח הדחף של המנוע (F).
- (4 נק') ג. חשבו את המהירות האקוויולנטית (U_{eq}) ומהירות פליטת הגזים מנחיר הפליטה (U_e).
- (4 נק') ד. האם ההתפשטות בנחיר הפליטה היא אופטימלית (מושלמת)? נמקו את תשובתכם.
- (4 נק') ה. ידוע שנתוני ההודף הם:

- יחס קיבולי החום הסגולים של ההודף: $\gamma = 1.26$
 - קבוע הגזים האוניברסלי: $R_o = 8314.5 \left[\frac{\text{J}}{\text{kmole} \cdot \text{K}} \right]$
 - המסה המולרית של ההודף: $M = 23 \left[\frac{\text{kg}}{\text{kmole}} \right]$
 - טמפרטורת תא השריפה: $T_c = 1700 [\text{K}]$
- חשבו את המהירות האופיינית של ההודף, C^* .

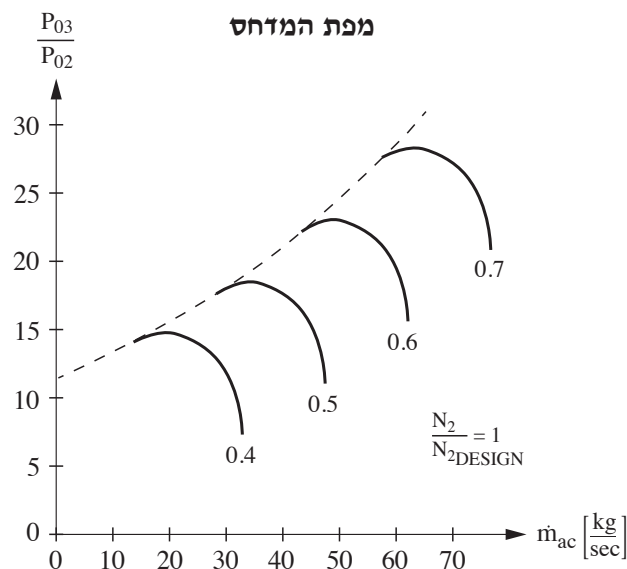
שאלה 5

מטוס טס בתנאי אטמוספירה סטנדרטית, בגובה 4 ק"מ מעל פני הים, במהירות של 936 קמ"ש. המטוס מונע על-ידי מנוע טורבו סילון בעל טורבינה חופשית, ובעל כונס אידאלי ללא הפסדים.

נתונים:

- יחס קיבולי החום הסגוליים של האוויר: $\gamma_a = 1.4$
- ספיקת האוויר העובר דרך המנוע: $\dot{m}_a = 60 \left[\frac{\text{kg}}{\text{s}} \right]$
- סל"ד מתוקן: $N_C = 70\%$
- מפל הלחץ בתא השריפה: $\Delta P_b = 2\%$
- נצילות תא השריפה: $\eta_b = 65\%$
- ערך היסק הדלק: $q_R = 6 \cdot 10^7 \left[\frac{\text{J}}{\text{kg}} \right]$
- יחס דלק-אוויר במנוע: $f = 0.02$
- קיבול החום הסגולי של הגזים החמים: $C_{pg} = 1006 \left[\frac{\text{J}}{\text{kg} \cdot \text{K}} \right]$

- (4 נק')** א. חשבו את הטמפרטורה הטוטלית (T_{02}) ואת הלחץ הטוטלי (P_{02}) בכניסה למדחס.
- (3 נק')** ב. חשבו את הטמפרטורה המתוקנת (Θ_{02}), את הלחץ המתוקן (δ_{02}) ואת הספיקה המתוקנת ($\dot{m}_c$) בכניסה למדחס.
- (6 נק')** ג. באיור לשאלה זו נתונה מפת המדחס של המנוע. קבעו מהו יחס הלחצים במדחס $\left(\frac{P_{03}}{P_{02}} \right)$, וחשבו את הטמפרטורה הטוטלית (T_{03}) ואת הלחץ הטוטלי (P_{03}) ביציאה מהמדחס.
- (4 נק')** ד. חשבו את הטמפרטורה הטוטלית (T_{04}) ואת הלחץ הטוטלי (P_{04}) בכניסה לטורבינה.
- (8 נק')** ה. בזמן הטיסה המטוס חווה, רגעית, משב רוח חזק בכיוון שונה מכיוון הטיסה. כתוצאה מכך ספיקת האוויר הרגילה לתוך המנוע ירדה מ-60 ק"ג לשנייה, ל-40 ק"ג לשנייה. תנאי הלחץ, הטמפרטורה והגובה לא השתנו באותו הרגע.
- העתיקו למחברת את מפת המדחס, חשבו את ספיקת האוויר המתוקנת הרגעית ($\dot{m}_{cc}$), סמנו באות A במפה שהעיתקתם את הנקודה שבה נמצא המדחס במצב המתואר, והסבירו מה יקרה למדחס ברגע זה.

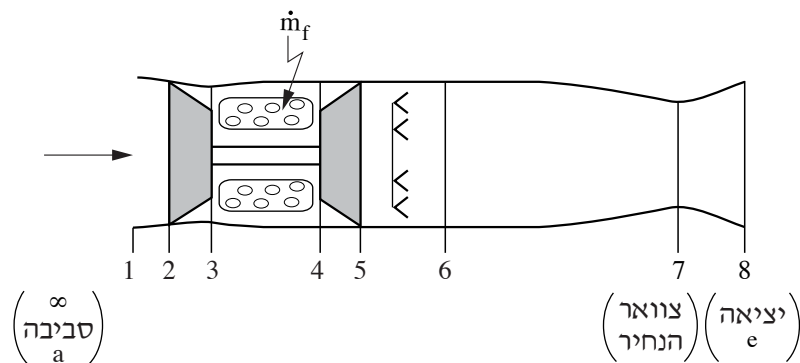


איור לשאלה 5

שאלה 6

באיור לשאלה מתואר מנוע סילון בעל מבער אחורי.

תחנות המנוע



איור לשאלה 6

נתוני הטיסה:

- מספר מאך של הטיסה: $M_a = 1.7$
- גובה הטיסה: $H = 2 \text{ km}$

תכונות הגזים בתחנות המנוע השונות:

קבוע הגזים $R \left[\frac{\text{J}}{\text{kg} \cdot \text{K}} \right]$	היחס בין קיבולי החום הסגוליים γ	חום סגולי בלחץ קבוע $C_p \left[\frac{\text{J}}{\text{kg} \cdot \text{K}} \right]$	התחנה
287	1.40	1,005	a – 3
	1.36	1,090	4 – 5
	1.36	1,090	6 – 8 – כאשר המבער האחורי אינו פועל
	1.30	1,244	6 – 8 – כאשר המבער האחורי פועל

- נחיר הפליטה **מתכנס-מתבדר** והזרימה בצוואר שלו חנוקה.
- אפשר לשנות את שטח צוואר הנחיר בעת הפעלת המבער האחורי.
- קוטר צוואר הנחיר: $d_t = 29 \text{ cm}$
- קוטר חתך היציאה של הנחיר: $d_e = 34 \text{ cm}$
- ספיקת האוויר דרך המנוע: $\dot{m}_a = 55 \frac{\text{kg}}{\text{s}}$
- לחץ העצירה של הגז ביציאה מהטורבינה: $P_{05} = 7 \text{ bar}$
- כאשר המבער אינו פועל יש הפסדים בלחץ העצירה בין תחנה 5 לתחנה 6 ולכן $\frac{P_{06}}{P_{05}} = 0.975$
- היחס $f_1 = \frac{\text{ספיקת המסה של הדלק בתא השריפה}}{\text{ספיקת האוויר הנכנס למנוע}} = 0.02$
- מספר המאך בחתך היציאה: $Me = 1.95$

ענו על סעיפים א'–ו' עבור המצב שבו **המבער האחורי אינו פועל**.

- (3 נק') א. חשבו את מהירות האוויר בכניסה למנוע (U_a).
- (6 נק') ב. חשבו את טמפרטורת העצירה של הגז ביציאה מן הטורבינה (T_{05}).
- (4 נק') ג. חשבו את הטמפרטורה הסטטית בחתך היציאה של הנחיר (T_e).
- (4 נק') ד. חשבו את הלחץ הסטטי בחתך היציאה של הנחיר (P_e).
- (3 נק') ה. חשבו את מהירות הפליטה של הגזים ביציאה מן הנחיר (U_e).
- (5 נק') ו. חשבו את דחף המנוע (F).

פרק שלישי: חומרים תעופתיים ותחזוקת מטוסים

שאלה 7

(18 נק') א.

1. (5 נק') מהו חומר מרוכב?
2. (5 נק') ציינו **שלוש** סיבות לשימוש בחומר מרוכב בתעשיית התעופה.
3. (3 נק') הביאו **שלוש** דוגמאות לשימוש בחומר מרוכב לשם ייצור מוצרים בתעשיית התעופה (כלי טיס, חלקים, מכשירים, ציוד, מתקנים).
4. (5 נק') הסבירו את המונח "יחס חוזק משקל".

(7 נק') ב.

1. (3 נק') מהו ההבדל העיקרי בין חומר תרמופלסטי לחומר תרמוסטטי?
2. (4 נק') הביאו **שתי** דוגמאות למוצרים העשויים מחומר תרמופלסטי ו**שתי** דוגמאות למוצרים העשויים מחומר תרמוסטטי.

שאלה 8

- (5 נק') א. תארו את השלבים של תהליך האילגון (אנודיזציה). פרטו את ההתרחשות בכל שלב.
- (5 נק') ב. במה שונה אנודיזציה מציפויים אלקטרוליטיים רגילים? ציינו **שני** הבדלים.
- (5 נק') ג. ציינו מהם שלושת סוגי האילגון הקיימים, והסבירו כל סוג על פי מאפייניו העיקריים (תמיסות, תנאי עבודה, סוג האלקטרוליט, עובי הציפוי ותכונות מיוחדות אחרות).
- (5 נק') ד. איזה מבין **שלושת** תהליכי הציפוי האנודי שימושי בתחום התעופה והחלל? הסבירו מדוע. הביאו **שתי** דוגמאות לחלקי מטוסים המצופים בסוג שבחרתם.
- (5 נק') ה. ציינו **ארבע** תכונות עיקריות של הציפוי המתקבל בתהליך האילגון (אנודיזציה).

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 הֶדְסָקָה 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 $\frac{\text{דלק}}{\text{אוויר}}$
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

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

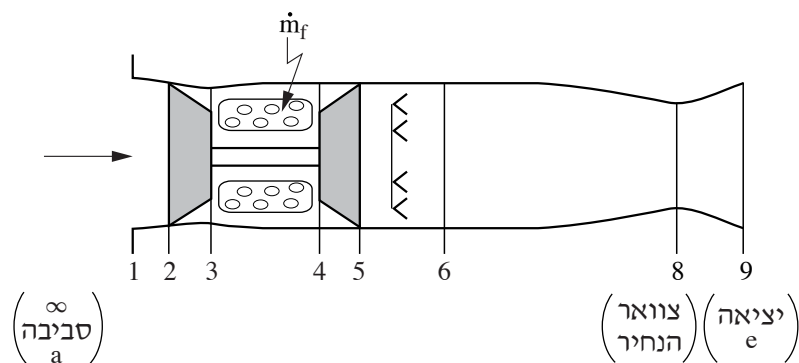
כאשר $f \ll 1$

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

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

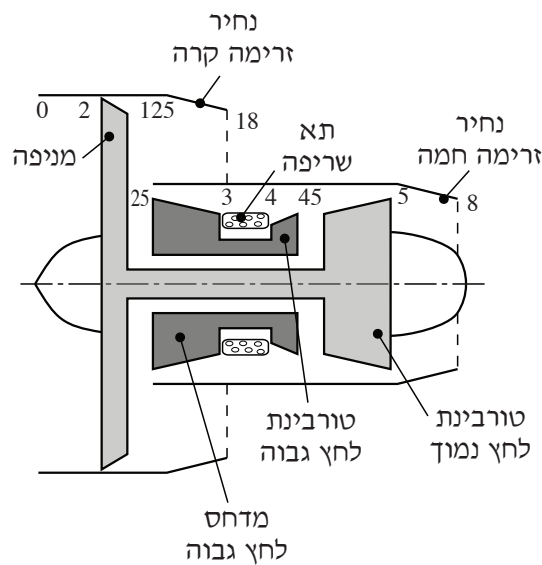
U_t - מהירות קצה הלהב

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

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 710933, אביב תשפ"ד

המונח	תרגום המונח		
	ערבית	רוסית	אנגלית
אטמוספירה סטנדרטית	الغلاف الجويّ القياسيّ	Стандартная атмосфера	standard atmosphere
אלגון (אנודיזציה)	التحليل بالكهرباء (أنود)	Анодирование	anodization
בלתי יציב	غير مستقرّ	Неустойчивый самолет	unstable
גובה פני הים	مستوى سطح البحر	Уровень моря	sea level
גל הלם	موجة صدميّة	Ударная волна	shock wave
גלגול	تَدَخُّرُج	Качение/вращение	roll
דחף	سَحْب	Тяга	thrust
הודף מוצק	وَقود دفعيّ 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 الشدّ الأقصى	Максимальная прочность на разрыв	maximum tensile strength
טמפרטורת עצירה	حرارة الركود	Температура остановки	stagnation temperature
יחס קיבולי חום סגוליים	نسبة الحرارة النوعيّة	Соотношение удельных теплоемкостей	specific heat capacities ratio
יעילות אווירודינמית	النجاعة الإيروديناميكيّة	Аэродинамическая эффективность	aerodynamic efficiency
יציב	مستقرّ	Устойчивый самолет	stable
יציבות סטטית	استقرار استاتيّ	статическая устойчивость	static stability
כנף על-קולית	الجنّاح الأسرع من الصوت	Крыло сверхзвукового самолета	supersonic wing
כנף תת-קולית	جنّاح تَحْتَ الصّوت	Крыло дозвукового самолета	subsonic wing
לחץ דינמי	الضغط الديناميكيّ	Динамическое давление	dynamic pressure
מדחס צירי	ضاغط محوريّ	Осевой компрессор	axial compressor
מדחס צירי רב-דרגתי	ضاغط محوريّ مُتعدّد الدرجات	Многоступенчатый осевой компрессор	multi-stage axial compressor
מדחף	مروحة دافعة	Пропеллер	propeller
מהירות אופיינית	السرعة النموذجيّة	Номинальная скорость	characteristic speed
מיתר אווירודינמי ממוצע	متوسّط الوتر الديناميكيّ الهوائيّ	Средняя аэродинамическая хорда	mac - mean aerodynamic chord
מנוע בוכנה	مُحرّك مكبسيّ	Поршневой двигатель	piston engine

תרגום המונח			המונח
אנגלית	רוסית	ערבית	
rocket engine	Ракетный двигатель	مُحَرِّك صاروخيّ	מנוע רקטי
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 السَّحَب	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	قُوْهَة	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	الضَّخّ بشروط الانهيار	ספיקה בתנאי הזדקרות
maximum flow rate	Максимальная производительность	الضَّخّ 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 المرجعيّة	שטח ייחוס
operating conditions	Рабочие условия	ظروف التشغيل	תנאי פעולה
specific impulse	Удельный импульс	هجوم مُحدّد	תקיפה סגולית