

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 חמש שאלות לפי בחירתכם, מן השאלון כולו.

לכל שאלה – 20 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-21 עמודי נספחים.

השאלות בשאלון זה מנוסחות בלשון רבים,

אף על פי כן על כל תלמידה וכל תלמיד להשיב עליהן באופן אישי.

בהצלחה!

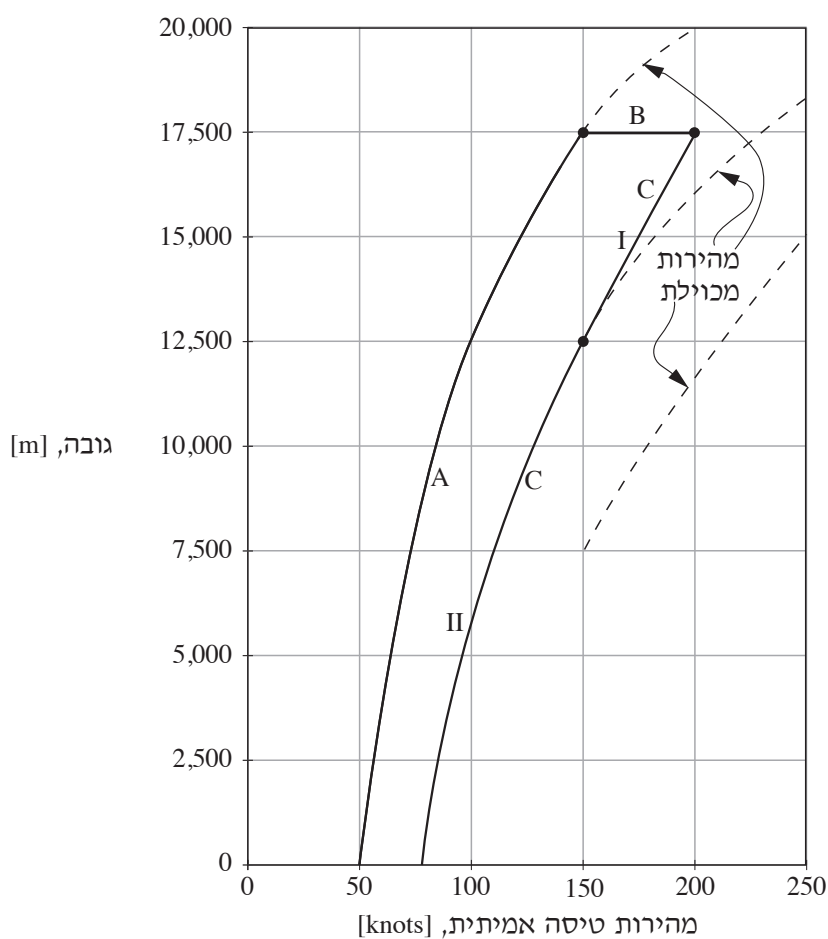
השאלות

בשאלון זה שלושה פרקים ובהם שמונה שאלות. עליכם לענות על חמש שאלות לפי בחירתכם, מן השאלון כולו. לכל שאלה – 20 נקודות. סך-הכול – 100 נקודות.

פרק ראשון: אווירודינמיקה

שאלה 1

באיור א' לשאלה 1 מתוארת מעטפת הטיסה של מטוס מדחף. מעטפת הטיסה מוצגת על ידי שלוש עקומות, המצוינות באיור באותיות A, B ו-C.



איור א' לשאלה 1

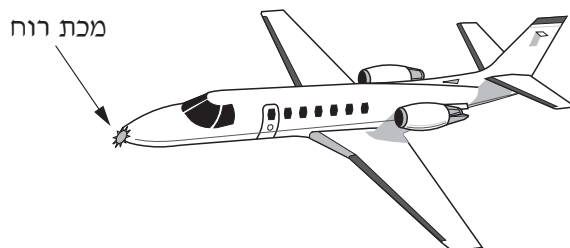
(6 נק') א. איזו מבין העקומות A, B או C:

- מייצגת את תקרת הטיסה?
- מושפעת ממקדם העילוי המרבי של המטוס?
- מייצגת את המהירות המרבית המותרת?

ב. (4 נק') למטוס יש מגבלה בהספק המנוע. האם מעטפת הטיסה תהיה לפי חלק I או לפי חלק II של עקומה C? נמקו את התשובה.

ג. (4 נק') הסבירו מדוע יש שינויים בטווח מהירות הטיסה האמיתית בין גובה פני-הים לבין גובה 17,500 מטרים.

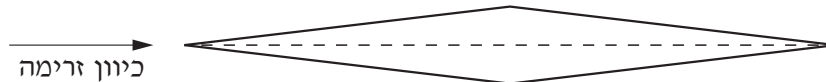
ד. (6 נק') באיור ב' לשאלה 1 מתואר מטוס נוסעים ללא טייס אוטומטי, שבמהלך טיסה קיבל מכת רוח בחרטום ואיבד את יציבותו הסטטית. איזה רכיב במטוס יחזיר את היציבות מיידית?



איור ב' לשאלה 1

שאלה 2

א. (12 נק') באיור לשאלה 2 מתואר פרופיל כנף מסוג "יהלום סימטרי". הפרופיל נמצא בזווית התקפה 0° יחסית לכיוון הזרימה, בגובה פני הים.



איור לשאלה 2

1. נתון: $M = 1 \text{ Mach}$

חשבו את זווית המאך. העתיקו למחברת את הפרופיל, וציירו את גל ההלם המתאים.

2. נתון: $M = 2 \text{ Mach}$

חשבו את זווית המאך. העתיקו למחברת את הפרופיל, וציירו את גל ההלם הקדמי המתאים, את מניפות ההתפשטות ואת גל ההלם האחורי המתאים.

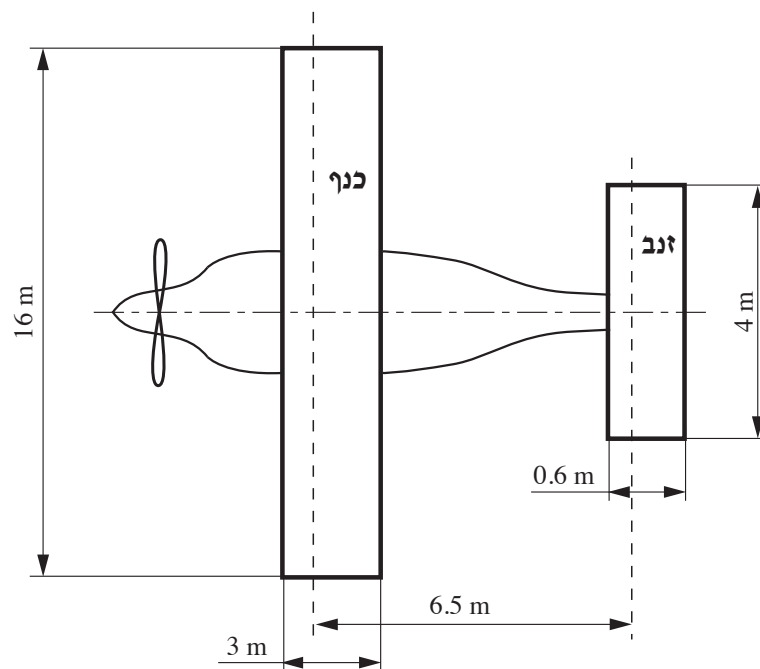
ב. (8 נק') מדוע מטוס קרב בעל פרופיל "יהלום סימטרי" צריך לטוס טיסה על-קולית בזווית התקפה גבוהה מ- 0° ? בתשובה התייחסו לגלי הלם ולמניפות ההתפשטות.

שאלה 3

באיור לשאלה 3 מתוארים כנף וזנב מלבניים של מטוס.

פרופיל הכנף ופרופיל הזנב זהים.

שיפוע קו העילוי של הפרופיל הוא $C_{L_a} = 0.45 \frac{1}{\text{deg}}$



איור לשאלה 3

- א. (4 נק') חשבו את שיפוע קו העילוי של הכנף, $C_{L_{aw}}$.
- ב. (4 נק') חשבו את שיפוע קו העילוי של הזנב, $C_{L_{at}}$.
- ג. (4 נק') בנספח א' לשאלה נתון איור לשאלה 3. סמנו על גבי האיור:
- את מיקום רבע מיתר הכנף, ביחס לשפת ההתקפה של הכנף.
 - את מיקום רבע מיתר הזנב, ביחס לשפת ההתקפה של הזנב.
- הדביקו את מדבקת הנבחן שלכם במקום המיועד לכך בנספח א', וצרפו את הנספח למחברת.

- ד. (4 נק') חשבו את הנקודה הניטרלית של המטוס (N_0) ביחס לשפת ההתקפה של הכנף באחוזי המיתר. הניחו שתנאי הזרימה על הכנף והזנב זהים.
- ה. (2 נק') מהו הגורם המגביל את המיקום של מרכז הכובד האחורי במטוס?
- ו. (2 נק') מהו הגורם המגביל את המיקום של מרכז הכובד הקדמי במטוס?

פרק שני: מנועי מטוסים והנעה רקטית

שאלה 4

מנוע רקטי בעל הודף מוצק פועל בגובה שהלחץ הסטטי בו הוא $P_{amb} = 0.5385 \text{ bar}$. במצב זה נחיר המנוע מתואם (ההתפשטות בנחיר מלאה).

נתונים:

- משך הבעירה: $t_b = 25 \text{ sec}$
- מקדם קצב הבעירה: $a = 8.6 \cdot 10^{-6}$ עבור לחץ ביחידות [Pa] וקצב בעירה ביחידות $\left[\frac{\text{mm}}{\text{sec}}\right]$
- מעריך החזקה של הבעירה: $n = 0.8$
- שטח הבעירה: $A_b = 2.5 \text{ m}^2$
- מסה סגולית של ההודף: $\rho_b = 1,600 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$
- יחס לחצים סטטי במישור היציאה מנחיר הפליטה: $\frac{P_c}{P_e} = 13$
- טמפרטורה טוטלית במישור היציאה מנחיר הפליטה: $T_e = 1750 \text{ K}$
- יחס חומים סגוליים: $\gamma = 1.26$
- קבוע הגזים האוניברסלי: $R_0 = 8314.5 \frac{\text{J}}{\text{kmole} \cdot \text{K}}$
- מסה מולקולרית של ההודף: $M = 23 \frac{\text{kg}}{\text{kmole}}$
- תאוצת הכובד: $g = 9.80665 \frac{\text{m}}{\text{sec}^2}$

(15 נק') א. חשבו את הגדלים שלהלן:

1. קצב הבעירה, $\dot{r}$.
2. ספיקת ההודף, $\dot{m}_p$.
3. מסת ההודף הנדרשת, m_p .
4. מהירות פליטת הגזים מן הנחיר, U_e .
5. המהירות האקוויוולנטית, U_{eq} .
6. דחף, F .
7. אימפולס הסגולי, I_{SP} .
8. המהירות האופיינית, C^* .
9. שטח צוואר הנחיר, A_t .
10. שטח היציאה מהנחיר, A_e .

(5 נק') ב. מהם הגורמים המשפיעים על גודל מקדם קצב הבעירה (a) בנוסחה של קצב הבעירה של ההודף המוצק ($\dot{r}$)?

שאלה 5

מטוס טס בתנאי אטמוספירה סטנדרטית, ומונע באמצעות מנוע טורבו-סילון בעל טורבינה חופשית. במהלך הטיסה נדרש לבדוק פרמטרים בתא השריפה.

נתונים:

תא שריפה:	טורבינה:	מדחס:
חום סגולי בלחץ קבוע בתא השריפה: $C_{P_b} = 1007 \frac{\text{J}}{\text{kg} \cdot \text{K}}$	טמפרטורת עצירה בכניסה לטורבינה: $T_{04} = 1,350 \text{ }^{\circ}\text{C}$	טמפרטורת כניסה למדחס: $T_{02} = -11^{\circ}\text{C}$
ערך היסק הדלק: $q_R = 5.5 \cdot 10^7 \frac{\text{J}}{\text{kg}}$	ספיקה בכניסה לטורבינה: $\dot{m}_t = 45 \frac{\text{kg}}{\text{sec}}$	לחץ עצירה בכניסה למדחס: $P_{02} = 0.7 \text{ bar}$
נצילות תא הבעירה: $\eta_b = 60\%$	סל"ד מתוקן של הטורבינה: $N_{C_t} = 100\%$	ספיקת אוויר במדחס: $\dot{m}_c = 50 \frac{\text{kg}}{\text{sec}}$
	נצילות הטורבינה: $\eta_t = 80\%$	סל"ד מתוקן של המדחס: $N_{C_c} = 80\%$
		נצילות המדחס: $\eta_c = 100\%$
		יחס חומים סגוליים במדחס: $\gamma_c = 1.4$

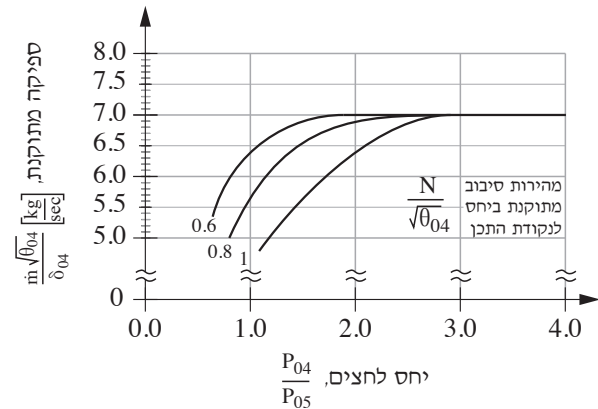
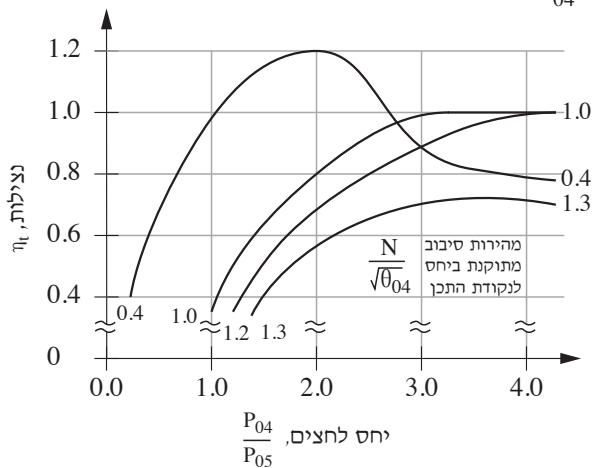
(3 נק') א. חשבו את:

1. טמפרטורת העצירה המתוקנת בכניסה למדחס, Θ_{02} .
2. טמפרטורת העצירה המתוקנת בכניסה לטורבינה Θ_{04} .
3. לחץ העצירה המתוקן בכניסה למדחס δ_{02} .

(4 נק')

ב.

באיור א' לשאלה 5 מתוארת מפת טורבינה חופשית. היעזרו באיור זה וקבעו את יחס הלחצים של הטורבינה $\left(\frac{P_{04}}{P_{05}}\right)$, את הספיקה המתוקנת בטורבינה, $\dot{m}_{c_t}$, וחשבו את לחץ העצירה המתוקן בכניסה לטורבינה, δ_{04} .

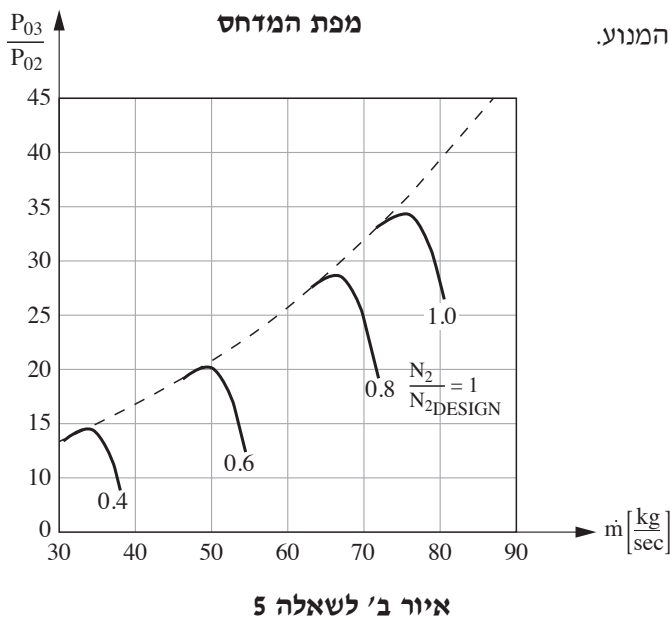


איור א' לשאלה 5

(4 נק')

ג.

באיור ב' לשאלה 5 מתוארת מפת המדחס של המנוע. חשבו את הספיקה המתוקנת דרך המדחס, $\dot{m}_{cc}$, וקבעו את יחס הלחצים של המדחס $\left(\frac{P_{03}}{P_{02}}\right)$. היעזרו באיור.



(6 נק')

ד.

חשבו את הפרמטרים שלהלן עבור תא השריפה:

1. טמפרטורת העצירה בכניסה לתא השריפה, T_{03} .
2. יחס דלק/אוויר בתא השריפה, f_b .
3. לחץ העצירה בכניסה לתא השריפה, P_{03} .
4. לחץ העצירה ביציאה מתא השריפה, P_{04} .
5. מפל הלחץ בתא השריפה, $\Delta P = \frac{P_{03} - P_{04}}{P_{03}}$.

(3 נק')

ה.

האם עבור אותה הספיקה המתוקנת במדחס, שאותה חישובתם בסעיף ג', יכול להתקיים מצב שבו יחס הלחצים הוא $\frac{P_{03}}{P_{02}} = 45$? נמקו את התשובה.

שאלה 6

א. ציינו שני יתרונות ושני חסרונות בהפעלת מבער אחורי (מב"א) במנוע סילון. (3 נק')

נתונים כלליים:

- מהירות הטיסה: $M_a = 0.9 \text{ mach}$
- גובה הטיסה: $h = 11 \text{ km}$
- נצילות הנעה של המנוע: $\eta_p = 65\%$
- ספיקת האוויר במנוע: $\dot{m}_a = 35 \frac{\text{kg}}{\text{sec}}$
- קבוע הגזים: $R = 287 \frac{\text{J}}{\text{kgK}}$

נתוני המנוע כאשר המבער האחורי לא פועל:

- מהירות ספיקת הגזים בצוואר הנחיר: $U_e = 850 \frac{\text{m}}{\text{sec}}$

נתוני המנוע כאשר המבער האחורי פועל:

- יחס דלק-אוויר כללי במנוע: $f = 0.035$
- לחץ סטטי בנחיר: $P_e = 1.2 \text{ bar}$
- מספר מאך בנחיר: $M_e = 1.9$
- טמפרטורה טוטאלית בנחיר: $T_{0e} = 2000^\circ\text{C}$
- יחס חומים סגוליים: $\gamma = 1.36$

הנחות:

- הגז מתנהג כגז משוכלל, קיימת זרימה איזנטרופית, ללא הפסדים בנחיר הפליטה, והנחיר חנוק.
- כאשר המב"א לא פועל, ספיקת הדלק זניחה ביחס לספיקת האוויר.

ב. (17 נק') מטוס בעל מנוע סילון עם מבער אחורי טס בתנאי אטמוספירה סטנדרטית.

6 נק') 1. חשבו את הדחף נטו של המנוע, ללא הפעלת מב"א.

הערה: החל מנקודה זו המב"א מופעל אך מהירות הטיסה לא השתנתה.

6 נק') 2. חשבו את מהירות הקול המקומית, a_e , ואת מהירות ספיקת הגזים בצוואר הנחיר, U_e .

5 נק') 3. חשבו את לחץ העצירה ביציאה מהנחיר, P_{0e} .

פרק שלישי: חומרים תעופתיים ותחזוקת מטוסים

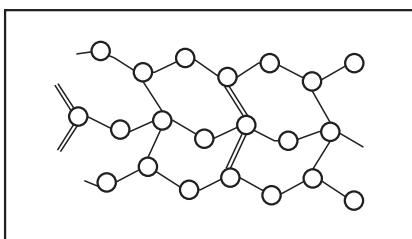
שאלה 7

א. (4 נק') הגדירו בקצרה את המושגים הבאים:

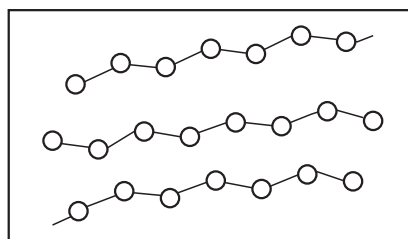
1. פולימר
2. פלסטומר
3. אלסטומר
4. מונומר

ב. (3 נק') ציינו **שלושה** יתרונות ו**שלושה** חסרונות של חומרים פלסטיים.

- ג. (4 נק') 1. הסבירו מהם חומרים **תרמוסטיים**, וכתבו **שני** יישומים של חומרים אלו בעולם התעופה.
2. הסבירו מהם חומרים **תרמופלסטיים**, וכתבו **שני** יישומים של חומרים אלו בעולם התעופה.
3. ציינו הבדל **אחד** בין חומרים תרמוסטיים ובין חומרים תרמופלסטיים.
- ד. (4 נק') באיורים א' ו-ב' לשאלה 7 מתוארים באופן סכמתי שני מבנים מולקולריים אופייניים של פלסטיק.



איור ב' לשאלה 7



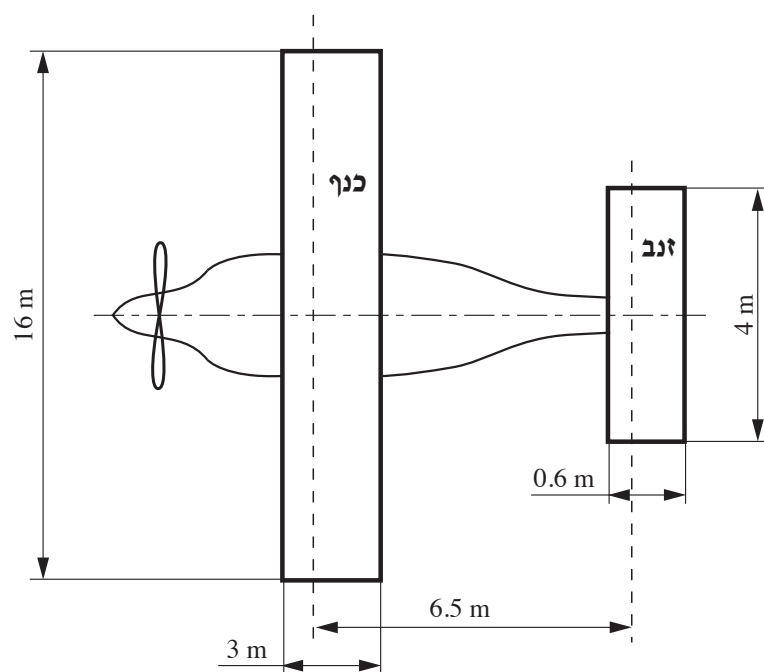
איור א' לשאלה 7

1. איזה מבנה אופייני מתאים לחומר תרמוסטי ואיזה מבנה אופייני מתאים לחומר תרמופלסטי?
2. הסבירו את ההבדל **העיקרי** בין שני המבנים האופייניים.
- ה. (5 נק') במעטפת תא השריפה ישנו פאנל העשוי **מבקליט**. האם חומר זה תרמוסטי או תרמופלסטי? נמקו את התשובה.

שאלה 8

- א. (6 נק') חומרי הסיכה המשמשים בתעשיית התעופה נחלקים לשלוש קבוצות. ציינו את השמות של **שלוש** הקבוצות, והביאו דוגמה **אחת** לשימוש בתעופה לכל אחת מהקבוצות.
- ב. (6 נק') ציינו **ארבע** תכונות הנדרשות משמן מטוסים.
- ג. (4 נק') ציינו **שלושה** גורמים המשפיעים על תצרוכת השמן במנוע.
- ד. (4 נק') ציינו **שתי** סיבות לתצרוכת שמן חריגה במנוע.

בהצלחה!



נוסחאות באווירודינמיקה ומנועי מטוס (17 עמודים)

לשאלונים 710931, 710933, אביב תשפ"ג

תרמודינמיקה

קבועים ויחסי המרה בין יחידות

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

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

$$\begin{aligned} P &- \text{לחץ הגז} \\ V &- \text{נפח הגז} \\ m &- \text{מסת הגז} \\ M &- \text{המסה המולקולרית של הגז} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \Delta T &- \text{שינוי הטמפרטורה} \\ c_v &- \text{חום סגולי בנפח קבוע} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} Q &- \text{סך־כל החום המסופק למערכת} \\ W &- \text{סך־כל העבודה המופקת מהמערכת} \\ q_{in} &- \text{החום המושקע, ליחידת מסה} \\ q_{out} &- \text{החום הנפלט, ליחידת מסה} \end{aligned}$$

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

$$R = \frac{\bar{R}}{M} \quad \text{קבוע הגז}$$

נוסחאות באוירודינמיקה ומנועי מטוס,
סמל 710931, 710933, אביב תשפ"ג

$$P = \rho RT \text{ או } PV = nRT$$

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

$$c_p = c_v + R$$

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

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

$$n = 0$$

$$n = 1$$

$$n = \gamma$$

$$n = \pm \infty$$

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

$$\Delta U = Q - W$$

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

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

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 הדסקה 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
$\emptyset$	-	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
$C_{\ell\alpha}$	-	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

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 $AR > 3$)

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

$$E_p = mgh$$

$$\text{Work} = F \cdot \ell$$

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

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

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

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

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

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

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

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

$C_L = C_{L\alpha}(\alpha - \alpha_{0L})$	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

נוסחאות באווירודינמיקה ומנועי מטוס,
סמל 710931, 710933, אביב תשפ"ג

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

זווית מסלול

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

זווית נסיקה מרבית

$$C_L = \sqrt{\frac{3 C_{D_0}}{K}}$$

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

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

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

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

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

$C_{L\max_{v.t.}}$ – 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

נוסחאות באווירודינמיקה ומנועי מטוס,

סמל 710931, 710933, אביב תשפ"ג

$$\alpha_w = \alpha_f + i_w$$

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

$$\alpha_t = \alpha_{\text{fuselage}} - \varepsilon + i_t$$

זווית ההתקפה של הזנב ביחס לציר הייחוס של הגוף

$$\varepsilon \cong \frac{2C_{L_w}}{\pi \cdot AR}$$

זווית Downwash (ברדיאנים)

$$C_{L_t} = C_{L_{\alpha_t}}(\alpha_f - \varepsilon + i_t)$$

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

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

הספק בגלישה (באוטורוטציה)

$$\bar{V}_c = \frac{V_c}{V_i}$$

מהירות נסיקה מנורמלת

$$\bar{v} = \frac{v}{\Omega \cdot R}$$

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 ההמראה

$\bar{a}_{T.O.}$	-	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

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

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

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

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

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

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

ספיקה מסית דרך חתך A

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

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 מנח (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

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

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

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

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 $\dot{m}_f \ll \dot{m}_a$

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

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

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

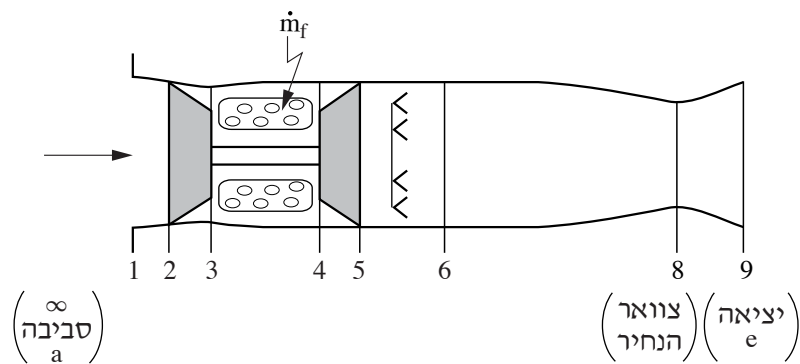
כאשר $f \ll 1$

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

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

נוסחאות באווירודינמיקה ומנועי מטוס,
סמל 710931, 710933, אביב תשפ"ג

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

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

נוסחאות באווירודינמיקה ומנועי מטוס,
סמל 710931, 710933, אביב תשפ"ג

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

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

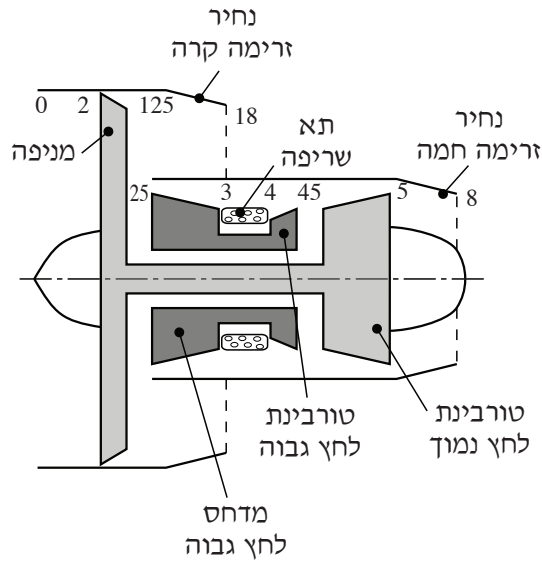
U_t – מהירות קצה הלהב

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

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

ρ – צפיפות חומר הלהב

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

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

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_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)
$\overline{M}$	–	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 ג': טבלת אטמוספירה סטנדרטית

לשאלון 710931, 710933, אביב תשפ"ג

גובה מעל פני הים	טמפרטורת האוויר	מהירות הקול	לחץ האוויר	צפיפות האוויר	צמיגות האוויר
h [km]	T [°C]	a $\left[\frac{m}{s}\right]$	P $\left[\frac{N}{m^2}\right] = [Pa]$	ρ $\left[\frac{kg}{m^3}\right]$	μ $\left[\frac{kg}{m \cdot s}\right]$
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}

לשאלון 710933, אביב תשפ"ג

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

תרגום המונח			המונח
אנגלית	רוסית	ערבית	
rocket engine	Ракетный двигатель	مُحَرِّك صاروخي	מנוע רקטי
Mach number	Число Маха	عدد ماخ	מספר מאך
critical Mach number	Критический число Маха	العدد الماخِّي 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 الانحداري	מקדם מומנט עלרוד
lift coefficient	Коэффициент подъемной силы	مُعَامِل الرَّفْع	מקדם עילוי
center of gravity	Центр тяжести	مَرَكز الثَّقَل	מרכז כובד
molecular weight	Молекулярный вес	الوزن الجزيئي	משקל מולקולרי
nozzle	Сопло	فُوْهَة	נחיר
adapted nozzle	Комбинированный двигатель	مُحَرِّك عام	נחיר מתואם
tail volume	Объем хвостового оперения	حجم الذيل	נפח זנב
breaking point	Предел прочности	نقطة الانهيار	נקודת שבר
yield point	предел текучести	نهاية حد المرونة	נקודת כניעה
flow rate at stall condition	Объемный расход при сваливании самолета	الضَّخَّ بشروط الانهيار	ספיקה בתנאי הזדקרות
maximum flow rate	Максимальная производительность	الضَّخَّ الأقصى	ספיקה מרבית
wing profile	Профиль крыла	بروفيل الجناح	פרופיל כנף
coating	Покрытие	دهان	ציפוי
trim	Дифферент	تعويض	קיוזו
burning rate	Скорость горения	وتيرة الاحتراق	קצב בעירה
relative rotation rate	Относительная скорость вращения	وتيرة الدوران النسبي	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 مُحدَّد	תקיפה סגולית