

סוג הבחינה: גמר לבתי-ספר לטכנאים ולהנדסאים

מועד הבחינה: אביב תשע"ח, 2018

סמל השאלון: 710933

נספחים: א. נוסחאות באווירודינמיקה

ומנועי מטוס

ב. טבלת אטמוספירה סטנדרטית

ג. מילון מונחים

## אווירודינמיקה ומנועי מטוס ה'

(להנדסאי מכונות)

### הוראות לנבחן

א. משך הבחינה: ארבע שעות.

ב. מבנה השאלון ומפתח ההערכה: בשאלון זה שלושה פרקים:

פרק ראשון: אווירודינמיקה

פרק שני: מנועי מטוסים והנעה רקטית

פרק שלישי: חומרים תעופתיים ותחזוקת מטוסים

עליך לענות על חמש שאלות לפי בחירתך. לכל שאלה – 20 נקודות; סה"כ – 100 נקודות.

ג. חומר עזר מותר לשימוש: מחשבון וכל חומר עזר כתוב בכתב יד או מודפס על נייר.

ד. הוראות מיוחדות:

1. בטרם תתחיל לענות על השאלות, קרא בעיון את כל השאלון וודא שההנחיות בדף השער מובנות לך היטב.

2. ענה על השאלות על פי הסדר הנראה לך.

3. ענה על מספר השאלות הנדרש בשאלון.  
המעריך יקרא ויעריך את מספר התשובות הנדרש בלבד, לפי סדר כתיבתן במחברתך, ולא יתייחס לתשובות הנוספות.

4. בכל שאלה ניתנו הנתונים לפתרונה. אם לדעתך חסר נתון, השלם אותו על-פי שיקול דעתך ופתור בעזרתו את השאלה. רשום את הנתון שבחרת בתשובה.

5. בתשובה על שאלה חישובית, עליך להציג את שלבי הפתרון באופן מפורט ולהסבירם בקצרה. קבלת מרב הנקודות מותנית במילוי דרישה זו.

6. לנוחותך, לשאלון זה מצורף מילון מונחים בשפות עברית, ערבית, אנגלית ורוסית. תוכל להיעזר בו בעת הצורך.  
בשאלון זה 11 עמודים ו-21 עמודי נספחים.

ההנחיות בשאלון זה מנוסחות בלשון זכר,  
אך מכוונות הן לנבחנות והן לנבחנים.

בהצלחה!

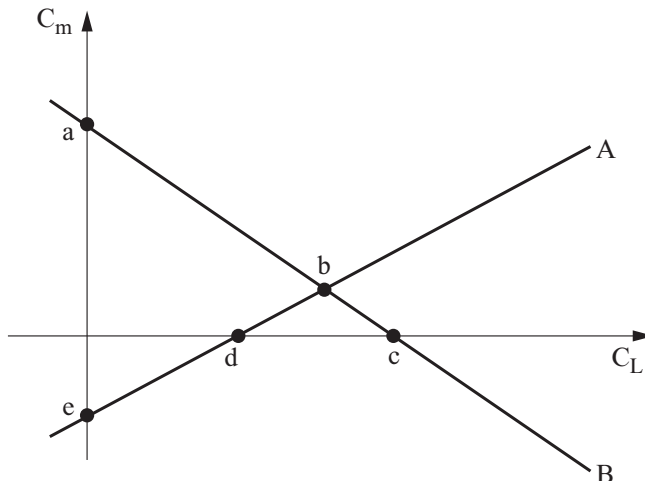
## השאלות

ענה על חמש מבין השאלות 1-8 (לכל שאלה – 20 נקודות).

### פרק ראשון: אווירודינמיקה

#### שאלה 1

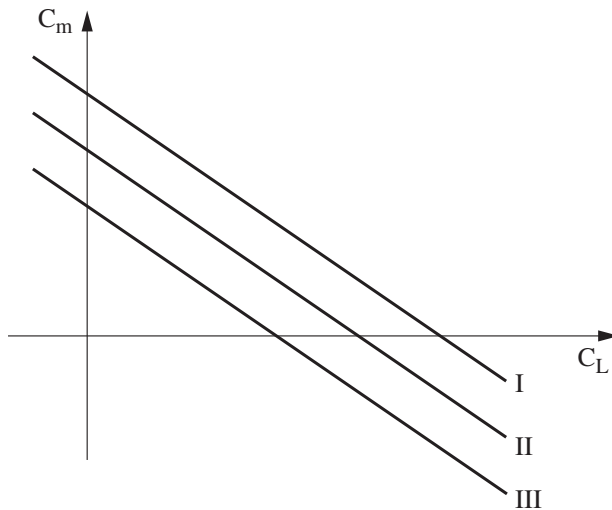
באיור א' לשאלה זו מתוארים מקדמי מומנט העלרוד של שני מטוסים, A ו-B, כפונקצייה של מקדמי העילוי שלהם. אחד מן המטוסים הוא מטוס יציב, והאחר – בלתי יציב.



#### איור א' לשאלה 1

- איזה מבין שני המטוסים, A או B, הוא מטוס יציב? נמק את תשובתך.
- איזו מבין הנקודות המצוינות באיור (e, d, c, b, a) מתארת את מצב הקיזוז של המטוס היציב, ואיזו מהן מתארת את מצב הקיזוז של המטוס הבלתי יציב? נמק את תשובתך.
- איזו נקודה באיור מתארת טיסה במצב אפס עילוי במטוס היציב? נמק את תשובתך.

4. באיור ב' לשאלה זו מתוארים שלושה קווים של מקדם מומנט העלרוד כפונקצייה של מקדם העילוי של מטוס. שלושת הקווים מתארים טיסה במהירויות שונות ומסומנים באיור בספרות I, II ו-III.

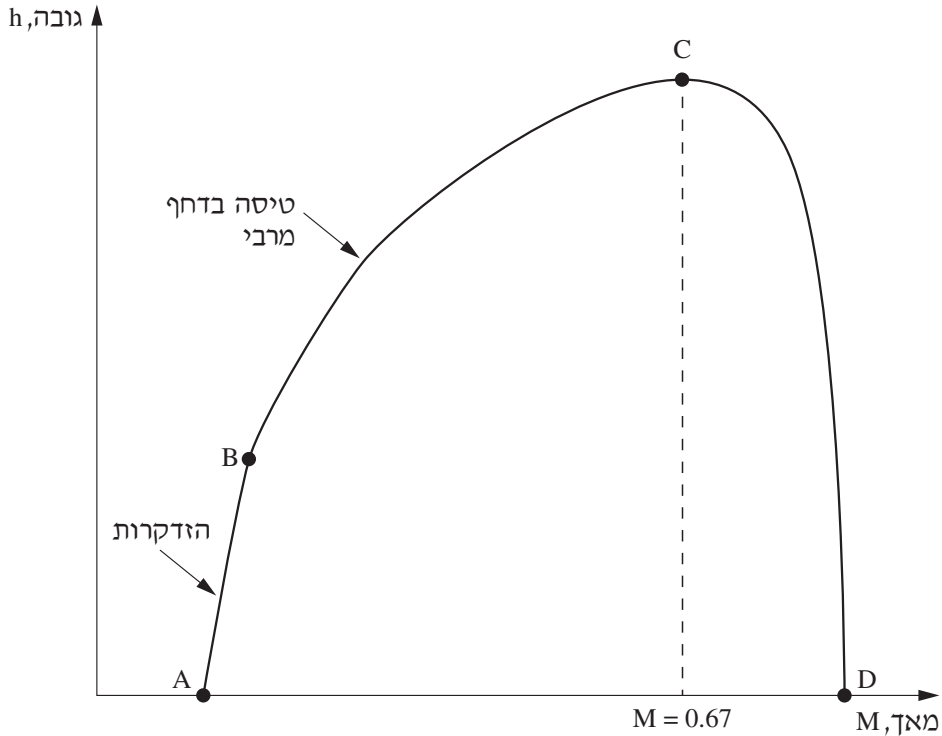


איור ב' לשאלה 1

- איזה מבין שלושת הקווים מייצג את זווית ההתקפה הגדולה ביותר במצב מקוזז של המטוס? נמק את תשובתך.
- איזה מבין שלושת הקווים מתאר טיסה ישרה ואופקית במהירות הגבוהה ביותר במצב מקוזז של המטוס? נמק את תשובתך.

## שאלה 2

באיור לשאלה זו נתון גרף המתאר את מעטפת הטיסה של מטוס סילון. הנח שהטיסה היא ישרה ואופקית בתנאי אטמוספירה סטנדרטית. על הגרף מסומנות ארבע נקודות A, B, C ו-D.



איור לשאלה 2

### נתוני המטוס:

- משקל המטוס:  $W = 39.24 \text{ kN}$
- שטח הכנף:  $S = 10 \text{ m}^2$
- מקדם העילוי המרבי של הכנף:  $C_{L\max} = 1.4$
- ביטוי עבור פולרת הגרף:  $C_D = 0.02 + 0.12 C_L^2$
- הדחף המרבי של המנוע בגובה הטיסה:  $T_{\max} = T_0 \cdot \frac{\rho}{\rho_0}$
- $T_0$  הוא הדחף המרבי של המנוע בגובה פני הים.
- $\rho_0$  הוא צפיפות האוויר בגובה פני הים.
- $\rho$  הוא צפיפות האוויר בגובה הטיסה.

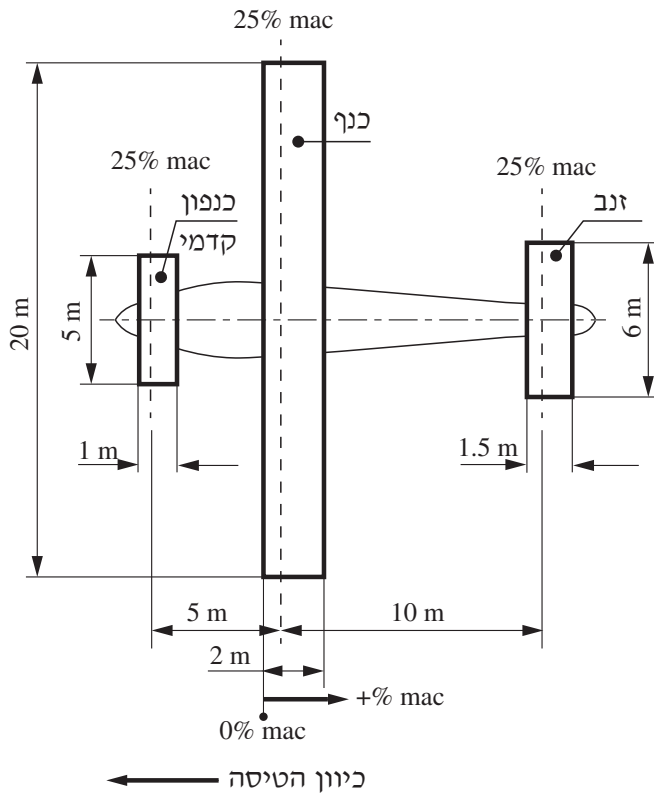
- א. חשב את מאך ההזדקרות בגובה פני הים.
- ב. נתון שהגובה בנקודה B הוא:  $h = 3,500 \text{ m}$ . חשב את הדחף המרבי של המנוע בגובה פני הים.
- ג. נתון שמקדם העילוי בנקודה D הוא:  $C_L = 0.081$ . חשב את מאך הטיסה בנקודה זו.
- ד. 1. ציין מהו השם המקובל לנקודה C המסומנת על הגרף.  
2. נתון שמקדם העילוי בנקודה C הוא  $C_L = 0.4$ . חשב את גובה הטיסה בנקודה זו.
- ה. המטוס טס בתנאי הטיסה של נקודה C. הטייס החליט לטוס בגובה נמוך יותר מהגובה בנקודה C, בלי לשנות את מצב המצערת. העתק למחברתך את הגרף הנתון בשאלה, וסמן על הגרף את הנקודה החדשה שבה יתייצב המטוס. נמק את תשובתך.

### שאלה 3

באיור לשאלה זו נתון מבט-על של מטוס.

נתונים:

- מקדם העילוי של כנף המטוס:  $C_{L_\alpha} = 0.1 \left[ \frac{1}{\text{deg}} \right]$  כנף
- מקדם העילוי של זנב המטוס:  $C_{L_\alpha} = 0.12 \left[ \frac{1}{\text{deg}} \right]$  זנב
- מקדם העילוי של הכנפון הקדמי:  $C_{L_\alpha} = 0.11 \left[ \frac{1}{\text{deg}} \right]$  כנפון



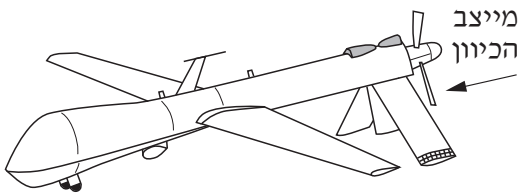
### איור לשאלה 3

א. ציין את אורכו של "המיתר האווירודינמי הממוצע" של הכנף, mac  
(mean aerodynamic chord).

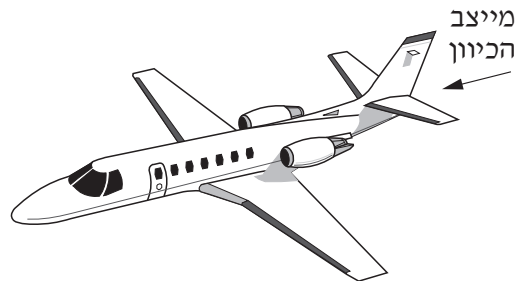
- ב. קבע באמצעות חישוב את מיקום הנקודה הניטרלית, ובטא אותו ביחידות של אחוזי מיתר אווירודינמי ממוצע של הכנף. הזנח את תרומת הגוף ואת השפעות הכנף על הזנב.
- ג. קבע באמצעות חישוב היכן יש למקם את מרכז הכובד של המטוס. בטא את החישוב ביחידות אחוזי מיתר אווירודינמי ממוצע של הכנף כך שתתקבל יציבות שולית של 12%.
- ד. הסבר מהי זווית ההכוונה של כנף, וצייר אותה במחברתך.
- ה. ציין תפקיד אחד של זווית ההכוונה בכנף.

#### שאלה 4

- א. הסבר כיצד זווית הדיהדרל במצב החלקה משפיעה על ההתנהגות הרוחבית בגלגול.
- ב. הסבר כיצד כנף משוכה במצב החלקה משפיעה על הגלגול.
- ג. הסבר כיצד המיקום האנכי של הכנף במצב החלקה (עילית לעומת תחתית) משפיע על הגלגול.
- ד. תאר את השפעת הסבסוב על מומנט הגלגול.
- ה. הסבר את תהליך הריסון בגלגול.
- ו. הסבר כיצד מייצב הכיוון במצב החלקה משפיע על הסבסוב.
- ז. הסבר כיצד גרר המאזנות משפיע על הסבסוב.
- ח. באיור א' לשאלה זו מתואר מייצב כיוון הממוקם מעל מרכז הכובד של המטוס. באיור ב' לשאלה זו מתואר מייצב כיוון הממוקם מתחת למרכז הכובד של המטוס. הסבר את ההבדל בין המייצבים מבחינת תרומתם לגלגול.



איור ב' לשאלה 4

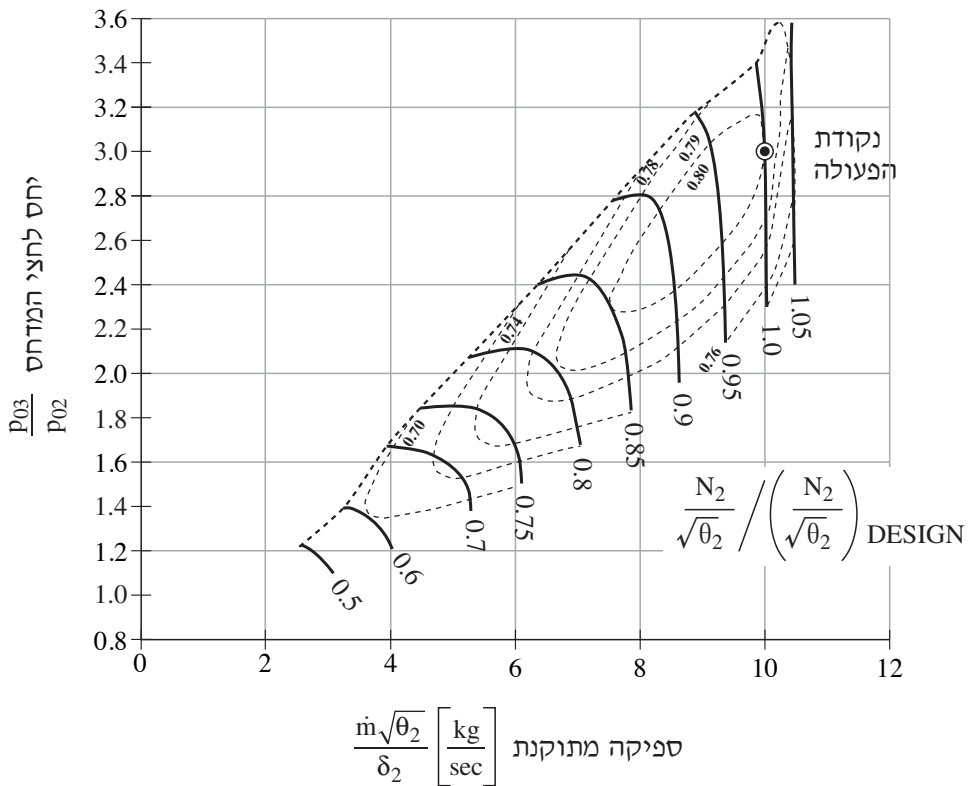


איור א' לשאלה 4

## פרק שני: מנועי מטוסים והנעה רקטית

### שאלה 5

באיור לשאלה זו נתונה מפה של מדחס צירי תלת-דרגתי המותקן במנוע טורבו-סילון חד-צירי בעל נחיר מתכנס עם גיאומטריה משתנה. המנוע פועל במצב מקסימום ללא מבער אחורי, ואחר-כך עובר לפעולה במצב מקסימום עם מבער אחורי. המנוע פועל במצב סטטי בגובה פנייהים בתנאי אטמוספירה סטנדרטית. נקודת הפעולה של המדחס מצוינת באיור.



### איור לשאלה 5



### נתונים:

- הנצילות האיזנטרופית של כל דרגה במדחס:  $\eta_{\text{stage}} = 0.819$
- טמפרטורת העצירה בכניסה לטורבינה:  $T_{04} = 1,350 \text{ K}$
- טמפרטורת העצירה במישור היציאה מנחיר הפליטה בפעולה עם מבער אחורי:  $T_{08AB} = 2,000 \text{ K}$
- יחס המגח:  $RR = 1$
- יחס קיבולי החום הסגוליים של האוויר:  $\gamma_a = 1.4$
- יחס קיבולי החום הסגוליים של הגז:  $\gamma_g = 1.333$
- קיבול החום הסגולי של האוויר:  $C_{pa} = 1,005 \frac{\text{J}}{\text{kg} \cdot \text{K}}$
- קיבול החום הסגולי של הגזים החמים:  $C_{pg} = 1,150 \frac{\text{J}}{\text{kg} \cdot \text{K}}$
- הנצילות המכנית:  $\eta_m = 1$

### הנחות:

- מפל הלחץ בתחנות 5 עד 8 אינו משתנה בין פעולה עם מבער ובין פעולה ללא מבער.
- מהירות הסיבוב של המנוע אינה משתנה בין פעולה עם מבער ובין פעולה ללא מבער.
- ניתן להזניח את ספיקת הדלק ביחס לספיקת האוויר.
- העלייה בטמפרטורת העצירה זהה בכל דרגות המדחס ( $\Delta T_{\text{stage}} = \text{const}$ ).
- אין צרכנים חיצוניים -  $P_x = 0$

- א. 1. חשב את יחס הלחצים בכל אחת משלוש הדרגות של המדחס.
2. כיצד ניתן לקבל מחישוב הדרגות את יחס הלחצים הכולל של המדחס? נמק את תשובתך באמצעות חישוב.
- ב. חשב את טמפרטורת העצירה  $T_{05}$  ביציאה מהטורבינה.
- ג. חשב את היחס בין השטח של נחיר הפליטה בפעולה עם מבער אחורי ובין השטח של נחיר הפליטה בפעולה ללא מבער אחורי. הנח שבשני המקרים נחיר הפליטה חנוק.
- ד. נתון שלחץ העצירה ביציאה מנחיר הפליטה הוא:  $P_{08} = 2.4 \text{ bar}$ .
  1. חשב את מהירות פליטת הגזים במצב מקסימום עם מבער אחורי.
  2. חשב את מהירות פליטת הגזים במצב מקסימום ללא מבער אחורי.

## שאלה 6

- מנוע רקטי בעל הודף מוצק פועל בגובה  $h = 2 \text{ km}$ , ומספק דחף של  $F = 11,390 \text{ N}$ .  
הלחץ בתא השריפה הוא:  $P_c = 60 \text{ atm}$ .  
נחיר המנוע מתואם ללחץ הסביבה, כלומר  $P_e = P_a$ .  
בתנאים אלה, התקיפה הסגולית של המנוע היא:  $I_{sp} = 258 \text{ s}$ .

### תכונות תוצרי השריפה:

- המשקל המולקולרי:  $\overline{M} = 26 \frac{\text{kg}}{\text{kmol}}$
- יחס קיבולי החום הסגוליים:  $\gamma = 1.2$

### א. חשב את הגדלים שלהלן:

1. הספיקה המסית של תוצרי שריפת ההודף,  $\dot{m}_p$ .
  2. מקדם הדחף,  $c_F^0$ .
  3. קוטר צוואר הנחיר,  $d_t$ .
  4. קוטר חתך היציאה מהנחיר,  $d_e$ .
  5. המהירות האופיינית של ההודף,  $c^*$ .
  6. הטמפרטורה בתא השריפה,  $T_c$ .
- ב. בהנחה שהנחיר נשאר מתואם, כיצד ישתנה מקדם הדחף (יעלה, ירד או יישאר ללא שינוי) אם אותו המנוע יפעל בגובה  $h = 5 \text{ km}$ ? נמק את תשובתך.
- ג. ציין שני יתרונות של ההודפים הנוזליים על-פני ההודפים המוצקים.
- ד. ציין שני יתרונות של ההודפים המוצקים על-פני ההודפים הנוזליים.

## פרק שלישי: חומרים תעופתיים ותחזוקת מטוסים

### שאלה 7

- א. הסבר מהי קורוזיית קילוף (exfoliation) במתכות.
- ב. ציין מאפיין אחד של קורוזיית קילוף.
- ג. ציין שיטה אחת למניעת קורוזיית קילוף.
- ד. הסבר מהי קורוזיה בין-גרעינית.
- ה. ציין מהו ההבדל בין קורוזיה בין-גרעינית לקורוזיית קילוף.

### שאלה 8

- א. ציין ארבע סיבות לביצוע טיפול תרמי בפלדות.
- ב. 1. הסבר מהו כושר חיסום של פלדה.  
2. ציין שתי שיטות לבדיקת כושר החיסום של פלדה. הצג סקיצה אופיינית לכל שיטה.
- ג. הסבר מהו תהליך צמנוט בעיבוד חומרים, ותאר אותו.
- ד. לפניך שלוש פלדות: SAE 1070 , SAE 1020 , SAE 4350  
עליך לייצר גלגל שיניים בתהליך צמנוט.  
באיזו פלדה תבחר כדי לייצר את גלגל השיניים? נמק את תשובתך.

### בהצלחה!

# נספח א': נוסחאות באוירודינמיקה ומנועי מטוס (17 עמודים)

## לשאלונים 710933, 710931, אביב תשע"ח

לנוחותך, תמצא בנספח זה חלק מהנוסחאות הדרושות לפתרון השאלות.

### תרמודינמיקה

#### הגדרת משתנים

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

#### קבועים ויחסי המרה בין יחידות

|                                                |
|------------------------------------------------|
| 1 HP = 746 Watt (אמריקאי)                      |
| 1 lb = 0.4536 kg                               |
| 1 bar = $10^5 \text{ N/m}^2 = 10^5 \text{ Pa}$ |
| 1 BTU = 252.2 cal                              |
| 1 cal = 4.184 J                                |
| $T [\text{K}] = T [^\circ\text{C}] + 273$      |

#### קבוע הגזים האוניברסלי

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

$$\Delta T \quad \text{–} \quad \text{שינוי הטמפרטורה}$$

$$c_v \quad \text{–} \quad \text{חום סגולי בנפח קבוע}$$

#### קבועי האוויר

$$c_p = 1005 \left[ \frac{\text{J}}{\text{kg} \cdot \text{K}} \right]$$

$$c_v = 717.5 \left[ \frac{\text{J}}{\text{kg} \cdot \text{K}} \right]$$

$$M = 28.97 \left[ \frac{\text{kg}}{\text{kmol}} \right]$$

$$R = 287 \left[ \frac{\text{J}}{\text{kg} \cdot \text{K}} \right]$$

$$Q \quad \text{–} \quad \text{סך־כול החום המסופק למערכת}$$

$$W \quad \text{–} \quad \text{סך־כול העבודה המופקת מהמערכת}$$

$$q_{in} \quad \text{–} \quad \text{החום המושקע, ליחידת מסה}$$

$$q_{out} \quad \text{–} \quad \text{החום הנפלט, ליחידת מסה}$$

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

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

$$P = \rho RT \text{ או } PV = mRT$$

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

$$c_p = c_v + R$$

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

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

$$n = 0$$

$$n = 1$$

$$n = \gamma$$

$$n = \pm \infty$$

משוואת המצב של הגזים האידאליים

שינוי האנרגייה הפנימית בגז אידאלי

חום סגולי בלחץ קבוע

היחס בין ערכי החום הסגולי

בתהליך פוליטרופי

בתהליך איזובארי

בתהליך איזותרמי

בתהליך אדיאבטי

בתהליך איזוכורי

עבודה המופקת ממערכת העוברת ממצב 1 למצב 2

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

$$\Delta U = Q - W$$

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

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

החוק הראשון של התרמודינמיקה במערכת

עבודה המופקת במחזור, ליחידת מסה

נצילות מחזור

## אווירודינמיקה ומנועי מטוס

|                  |   |                               |
|------------------|---|-------------------------------|
| A                | - | שטח חתך                       |
| A*               | - | שטח חתך של נחיר חנוק          |
| v                | - | מהירות זרימה                  |
| v <sub>i</sub>   | - | מהירות מושרית                 |
| A                | - | שטח הִדְסֵקָה של הרוטור במסוק |
| T                | - | עילוי (דחף) הרוטור            |
| c                | - | מיתר הכנף                     |
| c <sub>mac</sub> | - | מיתר אווירודינמי ממוצע        |

|                                              |   |               |
|----------------------------------------------|---|---------------|
| מיתר שורש הכנף                               | - | $c_r$         |
| מיתר קצה הכנף                                | - | $c_t$         |
| לחץ סטטי                                     | - | $P$           |
| הספק                                         | - | $P$           |
| לחץ עצירה                                    | - | $P_0$         |
| הספק בריחוף                                  | - | $P_n$         |
| זווית הנטייה                                 | - | $\emptyset$   |
| זווית המסלול                                 | - | $\gamma$      |
| מוטת הכנף                                    | - | $b$           |
| מקדם יעילות הכנף                             | - | $e$           |
| מיתר כנף ממוצע                               | - | $\bar{c}$     |
| מהירות האוויר בכניסה למנוע                   | - | $U_a$         |
| מהירות גזי הפליטה ביציאה מהמנוע              | - | $U_e$         |
| זווית התקפה                                  | - | $\alpha$      |
| זווית התקפה שאין בה עילוי                    | - | $\alpha_{OL}$ |
| שיפוע קו העילוי של פרופיל כנף (כנף אינסופית) | - | $C_{l\alpha}$ |
| שיפוע קו העילוי של כנף סופית                 | - | $C_{L\alpha}$ |
| שטח כנף                                      | - | $S$           |
| שטח זנב אופקי                                | - | $S_{tH}$      |
| שטח זנב אנכי                                 | - | $S_{tV}$      |
| נפח זנב אופקי                                | - | $V_{tH}$      |
| נפח זנב אנכי                                 | - | $V_{tV}$      |
| מהירות אנכית                                 | - | $V_v$         |
| נצילות מדחף                                  | - | $\eta$        |
| מהירות ניתוק מהקרקע                          | - | $V_{LO}$      |
| מידת מרחק מנקודת הייחוס                      | - | $X$           |
| תאוצת הכובד                                  | - | $g$           |
| כוח דחף                                      | - | $F$           |
| משקל                                         | - | $W$           |
| מקדם חיכוך של המטוס / זווית מאך              | - | $\mu$         |
| גרר                                          | - | $D$           |

|                 |   |                         |
|-----------------|---|-------------------------|
| $\ell$          | - | דרך                     |
| $\ell_t$        | - | אורך זרוע הזנב          |
| $n$             | - | ספרת עומס               |
| $C_{L_w}$       | - | 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          |
| $\alpha_w$      | - | זווית התקפה של הכנף     |
| $\alpha_f$      | - | זווית התקפה של הגוף     |
| $\alpha_t$      | - | 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

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

אנרגייה פוטנציאלית כובדית

$$E_p = mgh$$

עבודה

$$Work = F \cdot \ell$$

חוק הרציפות

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

חוק ברנולי לזרימה אופקית

$$P + \frac{1}{2}\rho v^2 = \text{const.}$$

מהירות הקול

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

מספר מאך

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

זווית מאך

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

שטח הכנף

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

מנת הממדים

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

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

שיפוע קו העילוי לכנף סופית (ביחידות  $\frac{1}{rad}$ , עבור  $AR > 3$ )

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

מקדם העילוי

$$L = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_L$$

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

$$V_{tV} = \frac{S_{tV}}{S} \cdot \frac{\ell_t}{b}$$

נפח הזנב האנכי

$$X_{cp} = \frac{\sum_{i=1}^n X_i \cdot S_i \cdot C_{L\alpha i}}{\sum_{i=1}^n S_i \cdot C_{L\alpha i}}$$

מיקום הנקודה הניטרלית

$$\Omega = \frac{g}{v} \sqrt{n^2 - 1}$$

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

$$R_{min} = \frac{2 W}{\rho g S C_{Lmax}}$$

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

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

זווית נסיקה מרבית

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

מקדם עילוי כאשר ההספק הנדרש לטיסה הוא מזערי

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

מהירות גלישה

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

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

|                                                        |                                                                                               |
|--------------------------------------------------------|-----------------------------------------------------------------------------------------------|
| $C_{Lmax_{v.t.}}$                                      | - מקדם העילוי המרבי של הזנב האנכי (בהטיית הגה)                                                |
| $V_{crit}$                                             | - המהירות הקריטית (המינימלית) שבה ניתן לאזן את הכוחות הרוחביים בכלי טיס כאשר הדחף אינו סימטרי |
| $\rho$                                                 | - 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 והלחץ 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 |
| $P = \frac{P_n}{\eta}$            | ההספק הנדרש מהמנוע         |
| $Power = m \cdot g \cdot V_v$     | הספק בגלישה (באוטורוטציה)  |
| $\bar{V}_c = \frac{V_c}{V_i}$     | מהירות נסיקה מנורמלת       |
| המשך בעמוד 8                      |                            |

$$\bar{\sigma} = -\frac{\bar{V}_c}{2} + \sqrt{1 + \left(\frac{\bar{V}_c}{2}\right)^2}$$

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                       |
| $\eta$           | - | 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                                  |

|                                       |   |             |
|---------------------------------------|---|-------------|
| לחץ העצירה (הטוטלי) של הזרימה החופשית | - | $P_{0a}$    |
| קיבול חום בלחץ קבוע                   | - | $C_p$       |
| יחס קיבולי החום הסגוליים במדחס        | - | $\gamma_c$  |
| יחס קיבולי החום הסגוליים בטורבינה     | - | $\gamma_t$  |
| יחס קיבולי החום הסגוליים במניפה       | - | $\gamma_f$  |
| יחס קיבולי החום הסגוליים בנחיר        | - | $\gamma_n$  |
| יחס קיבולי החום הסגוליים בכונס        | - | $\gamma_d$  |
| ספיקת אוויר                           | - | $\dot{m}_a$ |
| ספיקת האוויר דרך המדחס                | - | $\dot{m}_c$ |
| ספיקת הגז דרך הטורבינה                | - | $\dot{m}_t$ |
| שטח היציאה של נחיר הפליטה             | - | $A_e$       |
| מהירות                                | - | $U$         |
| מספר מאך של הטיסה                     | - | $M$         |
| נצילות מכנית                          | - | $\eta_m$    |
| יחס $\frac{\text{דלק}}{\text{אוויר}}$ | - | $f$         |
| חום הבעירה ליחידת מסה של הדלק         | - | $q_R$       |
| ההספק לצרכנים                         | - | $P_x$       |

זרימה איזנטרופית

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

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

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

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

נספח א' לאווירודינמיקה ומנועי מטוס,  
סמל 710933, 710931, אביב תשע"ח

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

ספיקה מסית דרך חתך A

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

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

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

כאשר  $M = 1$  (מספר מאך)

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

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

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

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

$$\delta_{t2} = \frac{P_{02} [\text{Pa}]}{1.01325 \times 10^5}$$

תצרוכת דלק סגולית

$$\theta_{t2} = \frac{T_{02} [\text{K}]}{288.15}$$

$$\frac{\dot{m}_a \sqrt{\theta_{t2}}}{\delta_{t2}}$$

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

המשך בעמוד 11

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

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

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

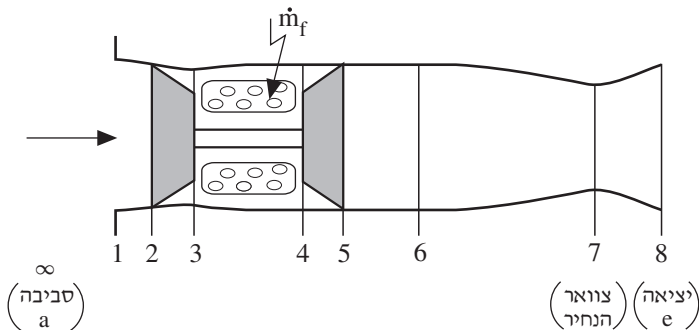
כאשר  $f \ll 1$

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

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

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

טמפרטורת עצירה (טוטלית) של הזרימה החופשית

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

לחץ עצירה (טוטלי) של הזרימה החופשית

המשך בעמוד 12

נספח א' לאווירודינמיקה ומנועי מטוס,  
סמל 710933, 710931, אביב תשע"ח

יחס מגח (ram recovery)

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

נצילות המדחס

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

נצילות פוליטרופית של המדחס

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

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

נצילות הטורבינה

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

נצילות פוליטרופית של הטורבינה

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

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

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

יחס דלק אוויר

$$f = \frac{C_{pb}(T_{04} - T_{03})}{\eta_b q_R}$$

כאשר מזניחים את ספיקת הדלק ביחס לספיקת האוויר

מאזן הספק בין הטורבינה והמדחס כאשר  $P_x$  מבטא את ההספק לצרכנים

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

מהירות יציאה מהנחיר

$$\frac{U_e^2}{2} = C_p(T_{08} - T_8)$$

מהירות יציאה מנחיר מתכנס חנוק

$$U_e = \sqrt{\gamma RT_8}$$

מאמץ צנטריפוגלי מרבי בשורש הלהב

$U_t$  - מהירות קצה הלהב

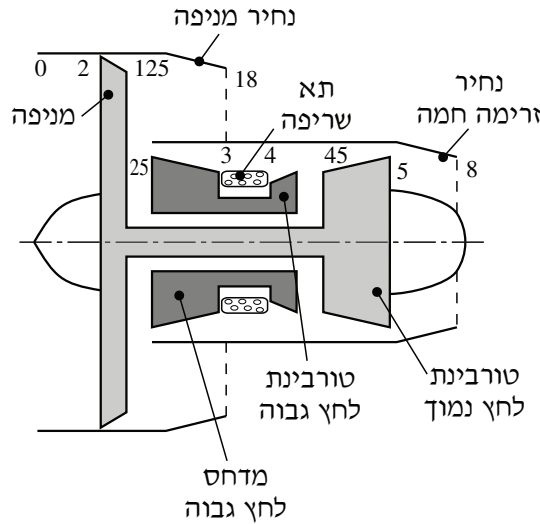
$$\sigma = \rho \frac{U_t^2}{2} (1 - \xi^2)$$

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

$\rho$  - 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

$$T_{02.5} = T_{02} \left[ 1 + \frac{\frac{\gamma_f - 1}{r_f} - 1}{\eta_f} \right]$$

טמפרטורת העצירה אחרי המניפה

$$U_{18} = \sqrt{2 \frac{\gamma_f}{\gamma_f - 1} R T_{02.5} \left[ 1 - \left( \frac{P_{18}}{P_{018}} \right)^{\frac{\gamma_f - 1}{\gamma_f}} \right]}$$

מהירות הזרימה ביציאה מנחיר המניפה

מאזן הספקים בין הטורבינות, המדחס והמניפה

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

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

BPR – יחס עקיפה

$$U_8 = \sqrt{2 \frac{\gamma_n}{\gamma_n - 1} RT_{05} \left[ 1 - \left( \frac{p_8}{p_{05}} \right)^{\frac{\gamma_n - 1}{\gamma_n}} \right]}$$

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                                              |
| $\rho_p$       | – | צפיפות ההודף                                                     |
| $T_c$          | – | טמפרטורת תא השריפה                                               |

נספח א' לאווירודינמיקה ומנועי מטוס,  
סמל 710933, 710931, אביב תשע"ח

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

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

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

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

המשך בעמוד 17

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

מהירות אופיינית של ההודף

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

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

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 710933, 710931, אביב תשע"ח

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

## נספח ג': מילון מונחים (3 עמודים)

לשאלון 710933, אביב תשע"ח

| תרגום המונח                    |                                    |                             | המונח                  |
|--------------------------------|------------------------------------|-----------------------------|------------------------|
| אנגלית                         | רוסית                              | ערבית                       |                        |
| standard atmosphere            | Стандартная атмосфера              | الغلاف الجوي القياسي        | אטמוספירה סטנדרטית     |
| anodization                    | Анодирование                       | التحليل بالكهرباء<br>(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 صدمية                  | 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 النوعية        | יחס קיבולי חום סגוליים |
| aerodynamic efficiency         | Аэродинамическая эффективность     | النجاعة الإيروديناميكية     | יעילות אווירודינמית    |
| stable                         | Устойчивый самолет                 | مستقر                       | יציב                   |
| static stability               | статическая устойчивость           | استقرار استاتي              | יציבות סטטית           |

| תרגום המונח                  |                                             |                                | המונח                  |
|------------------------------|---------------------------------------------|--------------------------------|------------------------|
| אנגלית                       | רוסית                                       | ערבית                          |                        |
| supersonic wing              | Крыло сверхзвукового самолета               | الجناح الأسرع من الصوت         | כנף על-קולית           |
| subsonic wing                | Крыло дозвукового самолета                  | جناح تَحْتَ الصَّوْت           | 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 محوري مُتَعَدِّد الدرجات  | מדחס צירי רב-דרגתי     |
| propeller                    | Пропеллер                                   | مروحة دافعة                    | מדחף                   |
| characterishc speed          | Номинальная скорость                        | السرعة النموذجية               | מהירות אופיינית        |
| mac - mean aerodynamic chord | Средняя аэродинамическая хорда              | متوسط الوتر الديناميكي الهوائي | מיתר אווירודינמי ממוצע |
| piston engine                | Поршневой двигатель                         | مُحَرِّك مكبسي                 | מנוע בוכנה             |
| rocket engine                | Ракетный двигатель                          | مُحَرِّك صاروخي                | 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 السَّحْب              | 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             |

| המונח               | תרגום המונח          |                                         |                              |
|---------------------|----------------------|-----------------------------------------|------------------------------|
|                     | ערבית                | רוסית                                   | אנגלית                       |
| מרכז כובד           | مركز الثقل           | Центр тяжести                           | center of gravity            |
| משקל מולקולרי       | الوزن الجزيئي        | Молекулярный вес                        | molecular weight             |
| נחיר                | فوهة                 | Сопло                                   | nozzle                       |
| נחיר מתואם          | مُحَرِّك عام         | Комбинированный двигатель               | adapted nozzle               |
| נפח זנב             | حجم الذيل            | Объем хвостового оперения               | tail volume                  |
| נקודת שבר           | نقطة الانهيار        | Предел прочности                        | breaking point               |
| נקודת כניעה מוסכמת  | نهاية حدّ المرونة    | Условный предел текучести               | yield point                  |
| ספיקה בתנאי הזדקרות | الضخّ بشروط الانهيار | Объемный расход при сваливании самолета | flow rate at stall condition |
| ספיקה מרבית         | الضخّ الأقصى         | Максимальная производительность         | maximum flow rate            |
| פרופיל כנף          | بروفيل الجناح        | Профиль крыла                           | wing profile                 |
| ציפוי               | دهان                 | Покрытие                                | coating                      |
| קיזוז               | تعويض                | Дифферент                               | trim                         |
| קצב בעירה           | وتيرة الاحتراق       | Скорость горения                        | burning rate                 |
| קצב סיבוב יחסי      | وتيرة الدوران النسبي | Относительная скорость вращения         | relative rotation rate       |
| ריסון               | إخماد                | затухание                               | damping                      |
| שטח ייחוס           | منطقة المرجعية       | Характерная площадь                     | reference area               |
| תנאי פעולה          | ظروف التشغيل         | Рабочие условия                         | operating conditions         |
| תקיפה סגולית        | هجوم مُحدّد          | Удельный импульс                        | specific impulse             |