

סוג הבחינה: גמר לבתי-ספר לטכנאים ולהנדסאים

מועד הבחינה: אביב תשע"ט, 2019

סמל השאלון: 710931

נספחים: א. נוסחאות באווירודינמיקה

ומנועי מטוס

ב. טבלת אטמוספירה סטנדרטית

ג. מילון מונחים

## אווירודינמיקה ומנועי מטוס ט'

(לטכנאי מכונות)

### הוראות לנבחן

א. משך הבחינה: ארבע שעות.

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

פרק ראשון: אווירודינמיקה – כנף קבועה וכנף סובבת 40 נקודות

פרק שני: מנועי מטוסים 40 נקודות

פרק שלישי: חומרים תעופתיים ותחזוקת מטוסים 20 נקודות

סה"כ 100 נקודות

ענה על-פי ההנחיות בכל פרק. לכל שאלה – 20 נקודות, ובסך-הכל – 100 נקודות.

ג. חומר עזר מותר לשימוש: מחשבון, כל 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 נוספות.

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

5. בתשובה על שאלת חישוב, עליך להציג את שלבי הפתרון באופן מפורט ולהסבירם בקצרה. קבלת מֶרֶב הנקודות מותנית במילוי דרישה זו.

6. לנוחותך, לשאלון זה מצורף מילון מונחים בשפות עברית, ערבית, אנגלית ורוסית. תוכל להיעזר בו בעת הצורך.

בשאלון זה 13 עמודים ו-21 עמודי נספחים.

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

## השאלות

**פרק ראשון: אווירודינמיקה - כנף קבועה וכנף סובבת (40 נקודות)**  
**ענה על שתיים מבין השאלות 1-3 (לכל שאלה - 20 נקודות).**

### שאלה 1

להלן כמה נתונים של מסוק:

- מסת המסוק:  $m = 1,362 \text{ kg}$
- אורך הלהב:  $R = 4.02 \text{ m}$
- המהירות הזוויתית של הרוטור:  $\Omega = 30 \frac{\text{rad}}{\text{s}}$
- נצילות הרוטור:  $\eta = 0.72$

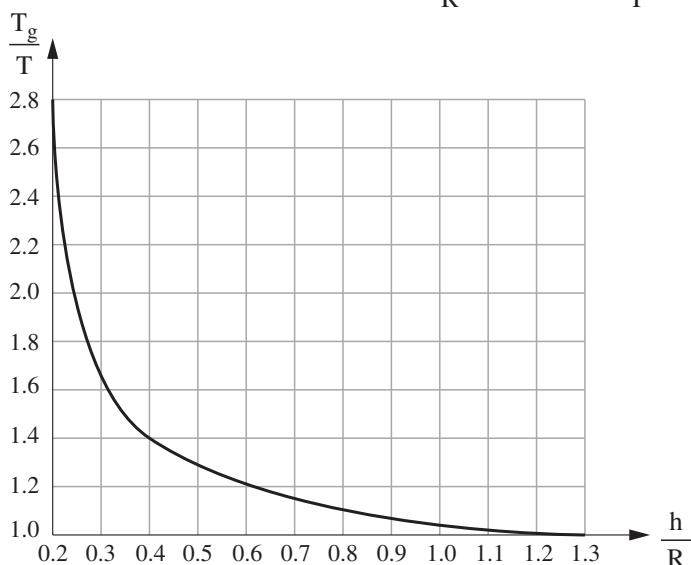
המסוק מרחף בגובה פני הים בתנאי אטמוספירה סטנדרטית.

(2 נק') א. חשב את המהירות המושרית של המסוק בריחוף.

(2 נק') ב. חשב את עומס הדיסקה בריחוף.

(4 נק') ג. חשב את ההספק הנדרש מהמנוע בריחוף בגובה פני הים. הזנח את כוח הגרר על הרוטור ואת השפעת אפקט הקרקע.

- ד. (4 נק') באיור א' לשאלה זו מוצג גרף המתאר את השפעת אפקט הקרקע על הדחף שמייצר רוטור המסוק, כלומר את היחס  $\frac{T_g}{T}$  כתלות ביחס  $\frac{h}{R}$ .

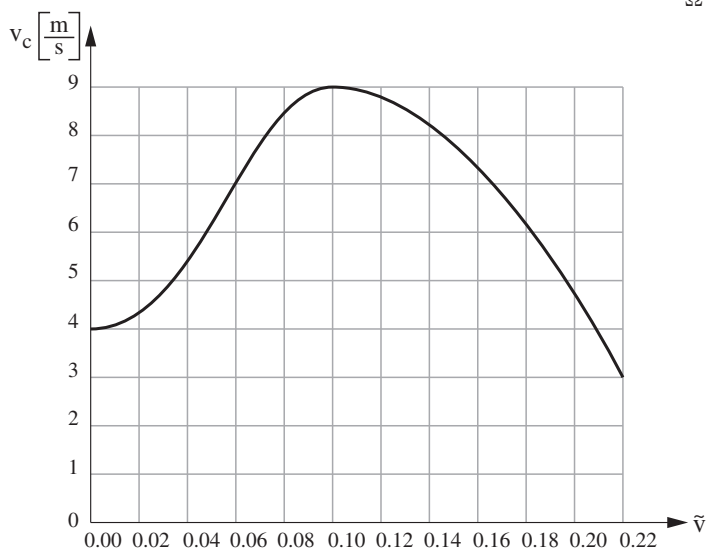


איור א' לשאלה 1

נתון:  $h = 0.4 R$

מצא באמצעות הגרף את דחף הרוטור,  $T_g$ .

- ה. (8 נק') באיור ב' לשאלה זו מוצג גרף המתאר את מהירות הנסיקה של המטוס  $v_c$  כתלות במהירות הטיסה המנורמלת  $\tilde{v} = \frac{v}{\Omega R}$ .



איור ב' לשאלה 1

1. (4 נק') מצא באמצעות הגרף את מהירות הטיסה שבה תתקבל מהירות הנסיקה המרבית.

2. (4 נק') חשב את זווית המסלול המתאימה למהירות הנסיקה המרבית.

## שאלה 2

להלן כמה נתונים על מטוס המונע על-ידי מנוע סילון:

- משקל המטוס:  $w = 4.9 \text{ kN}$

- שטח כנף המטוס:  $S = 5 \text{ m}^2$

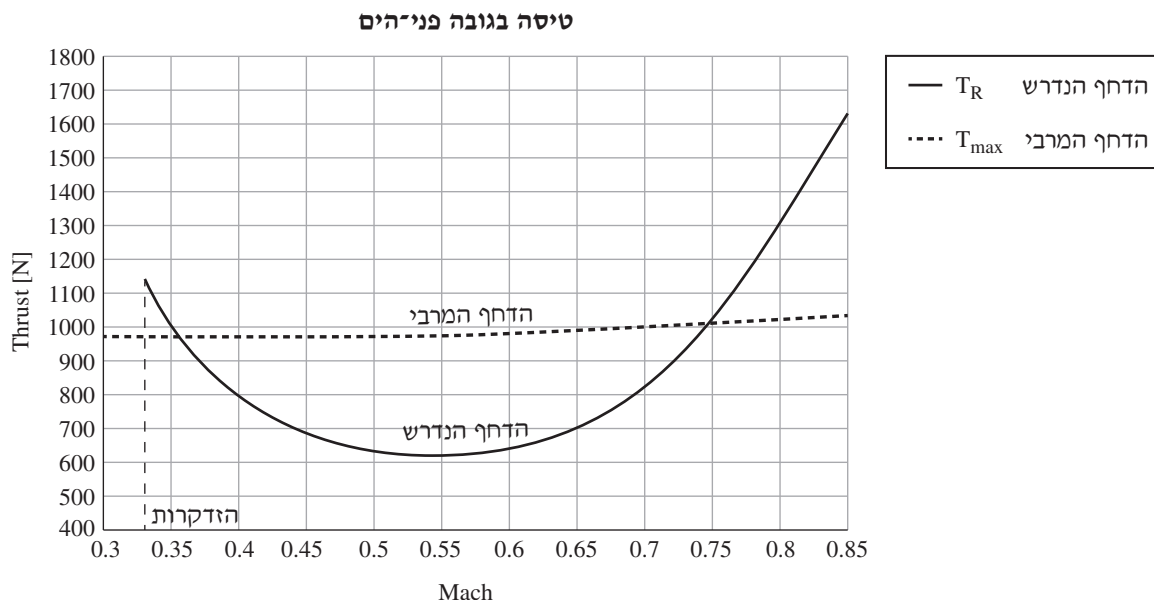
הנח תנאי אטמוספירה סטנדרטית.

בכל אחד מהאיורים א' ו-ב' לשאלה זו מוצג גרף המתאר את כוח הדחף של המטוס כתלות במאך הטיסה שלו.

הקו הרציף מתאר את הדחף הדרוש,  $T_R$ , לטיסה אופקית וישרה.

הקו המקווקו מתאר את הדחף המרבי,  $T_{\max}$ , שהמנוע מסוגל לספק.

באיור א' המטוס טס בגובה פני-הים.



## איור א' לשאלה 2

סעיפים א' ו-ב' מתייחסים לאיור א'.

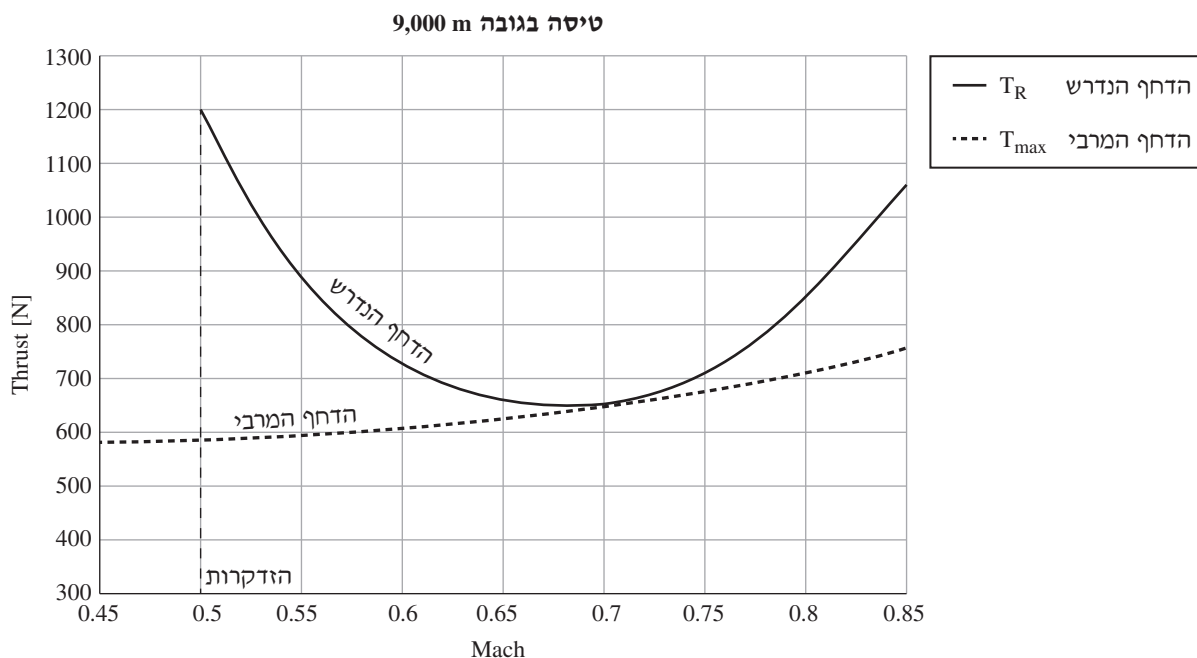
(4 נק') א. חשב את שתי מהירויות הטיסה שבהן ניתן לטוס במהירות קבועה במצב מצערת מלאה.

(4 נק') ב.

(2 נק') 1. מהירות הטיסה שבה מתקבלת היעילות האווירודינמית המרבית?

(2 נק') 2. חשב את היעילות האווירודינמית המרבית.

באיור ב' המטוס טס בגובה 9,000 m .



## איור ב' לשאלה 2

סעיפים ג'-ו' מתייחסים לאיור ב'.

ג. (2 נק') חשב את מהירות הטיסה בתקרת הטיס.

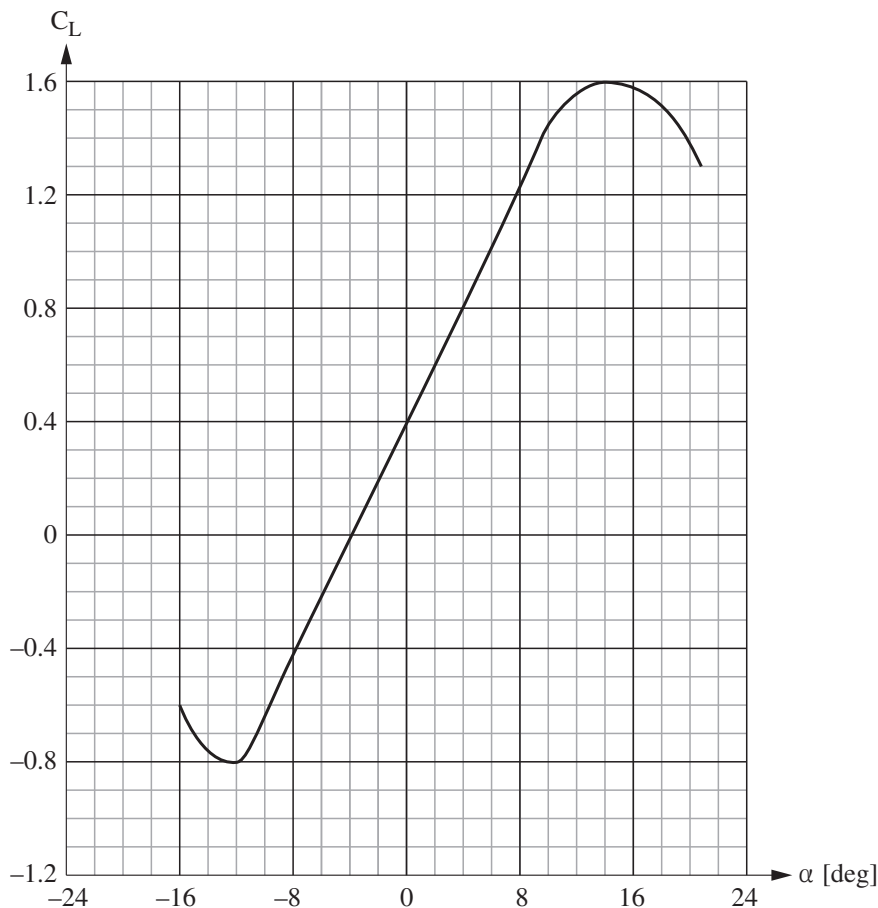
ד. (6 נק') חשב את מקדם העילוי המרבי.

ה. (2 נק') הסבר מה יתרחש אם הטייס יאט את מאך הטיסה ל-0.6, בעת שהוא מנסה לשמור על גובה טיסה קבוע של 9,000 m .

ו. (2 נק') האם אפשר לטוס במאך קבוע של 0.82 בגובה 9,000 m ? נמק את תשובתך.

### שאלה 3

נתון מטוס המונע על-ידי מנוע בוכנה ומדחף הטס בגובה פני הים בתנאי אטמוספירה סטנדרטית.  
באיור לשאלה זו מוצג גרף המתאר את מקדם העילוי של המטוס כתלות בזווית ההתקפה שלו.



איור לשאלה 3

### נתון:

- משקל המטוס:  $w = 7,500 \text{ N}$
- מוטת הכנף:  $b = 10.2 \text{ m}$
- שטח הכנף:  $S = 15.6 \text{ m}^2$
- הנצילות האווירודינמית של הכנף:  $e = 0.85$
- מקדם הגרר הטפילי:  $C_{D0} = 0.05$

- (4 נק') א. חשב את מנת הממדים ואת פולרת הגרר של המטוס.
- (4 נק') ב. חשב את מהירות ההזדקרות של המטוס, בטיסה ישרה ואופקית.
- (4 נק') ג. המטוס מבצע פנייה אופקית במהירות של  $50 \frac{m}{s}$  ובהטיה של 60 מעלות.
- (1 נק') 1. חשב את ספֶּרת העומס.
- (1 נק') 2. חשב את רדיוס הפנייה.
- (2 נק') 3. חשב את מקדם העילוי.
- (4 נק') ד. מתוך הגרף המוצג באיור:
- (2 נק') 1. קבע את זווית אפס העילוי.
- (2 נק') 2. חשב את שיפוע קו העילוי בתחום הליניארי.
- (4 נק') ה. חשב את זווית ההתקפה שבה המטוס מבצע פנייה אופקית בתנאים של סעיף ג'.

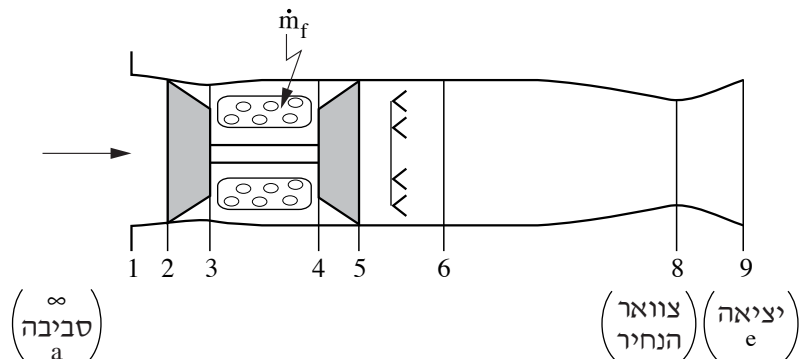
## פרק שני: מנועי מטוסים (40 נקודות)

ענה על שתיים מבין השאלות 4-6 (לכל שאלה – 20 נקודות).

### שאלה 4

מטוס בעל מנוע טורבו-סילון טס בגובה קבוע בתנאי אטמוספירה סטנדרטית.

באיור לשאלה זו מתואר המנוע ומסומנות התחנות שלו.



### איור לשאלה 4

נתון:

- מספר המאך של הטיסה:  $M_a = 1.23$
- טמפרטורת העצירה בכניסה למדחס:  $T_{02} = 316 \text{ K}$
- שטח חתך הלכידה של האוויר:  $A_a = 0.3 \text{ m}^2$
- טמפרטורת העצירה האיזנטרופית ביציאה מהמדחס:  $T_{03_s} = 625 \text{ K}$
- חום שריפת הדלק בתא השריפה:  $q_R = 42 \cdot 10^6 \frac{\text{J}}{\text{kg}_{\text{fuel}}}$
- טמפרטורת העצירה ביציאה מהטורבינה:  $T_{05} = 1,050 \text{ K}$
- ההספק שמספקת הטורבינה:  $P_T = 25 \text{ MW}$
- יחס דלק/אוויר בתא השריפה:  $f = \frac{\text{ספיקת הדלק}}{\text{ספיקת האוויר}} = 0.022$
- קבוע הגזים האידיאליים:  $R = 287 \frac{\text{J}}{\text{kg} \cdot \text{K}}$
- מקדם החום הסגולי בלחץ קבוע:  $c_p = 1,005 \frac{\text{J}}{\text{kg} \cdot \text{K}}$
- היחס בין מקדמי החום הסגוליים של האוויר:  $\gamma = 1.4$

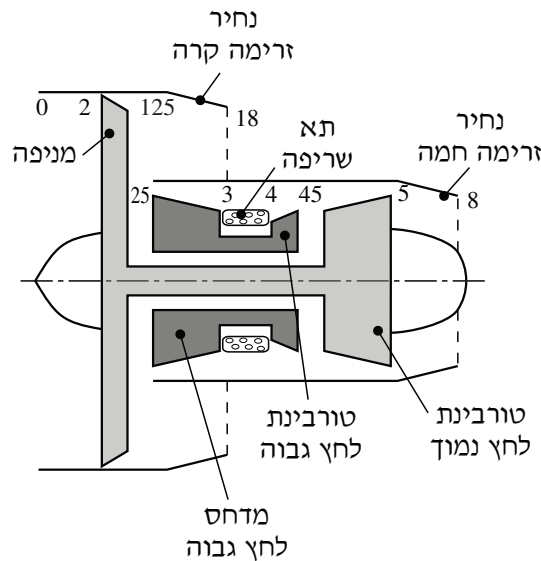


**הנחות:**

- אין הפסדים מכניים,  $\eta_m = 1$
  - הגז הוא אוויר המתנהג כגז משוכלל.
  - כונס המנוע הוא אידיאלי (תהליך של דחיסה איזנטרופית).
  - צוואר נחיר הפליטה חנוק
  - ניתן להזניח את מהירות הזרימה במדחס.
  - $c_p$  קבוע בכל תחנות המנוע.
  - אין צרכנים חיצוניים,  $P_x = 0$
- (4 נק')** א. סרטט באופן איכותי דיאגרמת טמפרטורה-אנטרופיה (T-S) של התהליכים המתרחשים בגז בין תחנה 02 לתחנה 08 במנוע. סמן את האיזוברות השונות בדיאגרמה שסרטטת.
- (3 נק')** ב. חשב את טמפרטורת הסביבה  $T_a$ , ומצא את גובה הטיסה.
- (3 נק')** ג. חשב את הספיקה המסית של האוויר העובר דרך המנוע,  $\dot{m}_a$ .
- (2 נק')** ד. חשב את נצילות המדחס,  $\eta_c$ .
- (3 נק')** ה. חשב את טמפרטורת העצירה ביציאה מתא השריפה,  $T_{04}$ .
- (3 נק')** ו. חשב את נצילות הבעירה בתא השריפה,  $\eta_b$ .
- (2 נק')** ז. חשב את מהירות הגזים בצוואר הנחיר,  $U_8$ .

## שאלה 5

באיור לשאלה זו מתואר מנוע טורבו־מניפה דו־צירי בעל זרימות נפרדות, הפועל בגובה פני־הים בתנאי אטמוספירה סטנדרטית.



## איור לשאלה 5

## נתון:

- מספר המאך של הטיסה:  $M_a = 0.2$
- ספיקת האוויר הכוללת במנוע:  $\dot{m}_a = 200 \frac{\text{kg}}{\text{s}}$
- יחס העקיפה:  $BPR = \frac{\dot{m}_{\text{COLD}}}{\dot{m}_{\text{HOT}}} = 4$
- נצילות הבעירה בתא השריפה:  $\eta_b = 1$
- חום שריפת הדלק בתא השריפה:  $q_R = 42.8 \cdot 10^6 \frac{\text{J}}{\text{kg}_{\text{fuel}}}$
- יחס לחצי העצירה במניפה:  $\frac{P_{0125}}{P_{02}} = \frac{P_{025}}{P_{02}} = 1.8$
- הנצילות האיזנטרופית של המניפה:  $\eta_f = 1$
- הנצילות האיזנטרופית של מדחס הלחץ הגבוה:  $\eta_c = 1$
- טמפרטורת העצירה בכניסה לתא השריפה:  $T_{03} = 800 \text{ K}$
- טמפרטורת העצירה ביציאה מתא השריפה:  $T_{04} = 1,600 \text{ K}$
- מקדם החום הסגולי בלחץ קבוע:  $c_p = 1,005 \frac{\text{J}}{\text{kg} \cdot \text{K}}$
- היחס בין מקדמי החום הסגוליים של האוויר:  $\gamma = 1.4$
- קבוע הגזים האידיאליים:  $R = 287 \frac{\text{J}}{\text{kg} \cdot \text{K}}$

### הנחות:

- קיימת התפשטות מלאה בנחירי הפליטה.
- $c_p$  ו- $\gamma$  קבועים בכל תחנות המנוע.
- הזנח את ספיקת הדלק ביחס לספיקת האוויר.
- הזנח את מפלי לחץ-העצירה בכונס, בתא השריפה, בצינור הפליטה הקר ובנחיר הקר.

(4 נק') א. הגדר במילים את התחנות הבאות במנוע: 2, 25, 45, 125

(4 נק') ב.

(2 נק') 1. חשב את ספיקת האוויר העוקפת,  $\dot{m}_{125}$ .

(2 נק') 2. חשב את ספיקת האוויר העובר בליבה,  $\dot{m}_{25}$ .

(4 נק') ג. חשב את צריכת הדלק,  $\dot{m}_f$ .

(4 נק') ד. חשב את טמפרטורת העצירה של הזרימה הקרה ביציאה מהנחיר הקר,  $T_{018}$ .

(4 נק') ה. חשב את מהירות הזרימה הקרה ביציאה מהנחיר הקר,  $U_{18}$ .

## שאלה 6

מנוע טורבו-סילון חד-צירי פועל בגובה  $h = 11 \text{ km}$  בתנאי אטמוספירה סטנדרטית.

### נתון:

- מספר המאך של הטיסה:  $M_a = 1.2$
- יחס המגח:  $RR = 0.9915$
- ספיקת האוויר:  $\dot{m}_a = 55 \frac{\text{kg}}{\text{s}}$
- נצילות הבעירה בתא השריפה:  $\eta_b = 1$
- חום שריפת הדלק בתא השריפה:  $q_R = 42.8 \cdot 10^6 \frac{\text{J}}{\text{kg}_{\text{fuel}}}$
- הנצילות הפוליטרופית של המדחס:  $\eta_{pc} = 0.9$
- לחץ העצירה בכניסה לתא השריפה:  $p_{03} = 7.28 \text{ bar}$
- לחץ העצירה ביציאה מתא השריפה:  $p_{04} = 6.92 \text{ bar}$
- טמפרטורת העצירה ביציאה מהטורבינה:  $T_{05} = 925 \text{ K}$
- הנצילות התרמית של המנוע:  $\eta_{th} = 0.5556$
- קבוע הגזים האידיאליים:  $R = 287 \frac{\text{J}}{\text{kg} \cdot \text{K}}$
- קיבול החום הסגולי בלחץ קבוע בתא השריפה:  $c_{pb} = 1,005 \frac{\text{J}}{\text{kg} \cdot \text{K}}$
- היחס בין קיבולי החום של האוויר:  $\gamma = 1.4$

### הנחות:

- קיימת התפשטות מלאה בנחיר הפליטה.
- ספיקת הדלק ביחס לספיקת האוויר זניחה.

- (3 נק') א. חשב את מהירות הטיסה,  $U_a$ .
- (4 נק') ב. חשב את הנצילות האיזנטרופית של המדחס,  $\eta_c$ .
- (2 נק') ג. חשב את ספיקת הדלק,  $\dot{m}_f$ .
- (2 נק') ד. חשב את היחס,  $f$ , בין ספיקת הדלק ובין ספיקת האוויר.
- (4 נק') ה. חשב את נצילות ההנעה של המנוע,  $\eta_p$ .
- (2 נק') ו. חשב את הנצילות הכוללת של המנוע,  $\eta_o$ .
- (3 נק') ז. חשב את דחף המנוע נטו,  $F_N$ .

**פרק שלישי: חומרים תעופתיים ותחזוקת מטוסים (20 נקודות)**

**ענה על אחת מבין השאלות 7–8 (לכל שאלה – 20 נקודות).**

**שאלה 7**

- (4 נק')** א. ציין **שלושה** גורמים הקובעים את אורך החיים של מנועי סילון.  
**(6 נק')** ב. ציין **שתי** דרכים למניעת בלאי בלהבי המנוע. התייחס לחומרים שמהם עשויים הלהבים ולציפוי של הלהבים.  
**(10 נק')** ג. במערכת גלגלי שיניים שפורקה מחלק תעופתי התגלתה קורוזיית בלאי מסוג "פרטינג" (fretting corrosion).  
3) נק' 1. ציין **שתי** סיבות להיווצרות קורוזיית בלאי מסוג זה.  
7) נק' 2. ציין **ארבע** דרכים אפשריות להאטת תהליך הקורוזיה מסוג זה, או למניעתה.

**שאלה 8**

- (2 נק')** א. הסבר את המונח **קורוזיה**.  
**(4 נק')** ב. הסבר מה ההבדל בין קורוזיה כימית ובין קורוזיה אלקטרוכימית.  
**(5 נק')** ג.  
3) נק' 1. ציין **שלושה** אמצעי הגנה מתכתיים מפני קורוזיה.  
2) נק' 2. ציין **שני** אמצעי הגנה כימיים מפני קורוזיה.  
9) נק' ד. הסבר מהי קורוזיה בין־גרעינית, וציין סיבה **אחת** להיווצרותה.

**בהצלחה!**

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

לשאלונים 710931, 710933, אביב תשע"ט

לנוחותך, תמצא בנספח זה חלק מן הנוסחאות הדרושות לפתרון השאלות.

## תרמודינמיקה

### קבועים ויחסי המרה בין יחידות

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

### קבוע הגזים האוניברסלי

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

### קבועי האוויר

$$c_p = 1004.5 \left[ \frac{\text{J}}{\text{kg} \cdot \text{K}} \right]$$

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

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

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

### הגדרת משתנים

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

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

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

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

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

נספח א' לאווירודינמיקה ומנועי מטוס,

סמל 710931, 710933, אביב תשע"ט

$$P = \rho RT \text{ או } PV = mRT$$

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

$$c_p = c_v + R$$

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

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

$$n = 0$$

$$n = 1$$

$$n = \gamma$$

$$n = \pm \infty$$

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

$$\Delta U = Q - W$$

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

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

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

## אווירודינמיקה ומנועי מטוס

|                  |   |                                              |
|------------------|---|----------------------------------------------|
| A                | - | שטח חתך                                      |
| A*               | - | שטח חתך של נחיר חנוק                         |
| v                | - | מהירות זרימה                                 |
| v <sub>i</sub>   | - | מהירות מושרית                                |
| A                | - | שטח הדסקה של הרוטור במסוק                    |
| T                | - | עילוי (דחף) הרוטור                           |
| T <sub>g</sub>   | - | עילוי (דחף) הרוטור הכולל את השפעת אפקט הקרקע |
| c <sub>mac</sub> | - | מיתר אווירודינמי ממוצע                       |
| c <sub>r</sub>   | - | מיתר שורש הכנף                               |

|                  |   |                                               |
|------------------|---|-----------------------------------------------|
| $c_t$            | - | מיתר קצה הכנף                                 |
| $P$              | - | לחץ סטטי                                      |
| $P_0$            | - | לחץ עצירה                                     |
| $\emptyset$      | - | זווית הנטייה                                  |
| $\gamma$         | - | 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               |
| $\alpha$         | - | זווית התקפה                                   |
| $\alpha_{OL}$    | - | 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                                |
| $\eta$           | - | נצילות מדחף                                   |
| $V_{LO}$         | - | מהירות ניתוק מהקרקע                           |
| $g$              | - | תאוצת הכובד                                   |
| $F$              | - | כוח דחף                                       |
| $W$              | - | משקל                                          |
| $\mu$            | - | מקדם חיכוך של המטוס / זווית מאך               |
| $D$              | - | גרר                                           |
| $h$              | - | גובה מעל פני הקרקע                            |
| $\ell$           | - | דרך                                           |
| $\ell_t$         | - | 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          |
| $\alpha_w$      | - | 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

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  $AR > 3$ )

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

$$E_p = mgh$$

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

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

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

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

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

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

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

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

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

נספח א' לאווירודינמיקה ומנועי מטוס,

סמל 710933, 710931, אביב תשע"ט

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

נספח א' לאווירודינמיקה ומנועי מטוס,

סמל 710931, 710933, אביב תשע"ט

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

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

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

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)

$V_{\text{crit}}$  – המהירות המינימלית שבה ניתן לאזן את הכוחות הרוחביים בכלי טיס כאשר הדחף אינו סימטרי

$\rho$  – צפיפות האוויר

נספח א' לאווירודינמיקה ומנועי מטוס,

סמל 710931, 710933, אביב תשע"ט

$$\alpha_w = \alpha_f + i_w$$

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 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 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                         |
| $\gamma_c$ | - | יחס קיבולי החום הסגוליים במדחס              |
| $\gamma_t$ | - | יחס קיבולי החום הסגוליים בטורבינה           |
| $\gamma_f$ | - | יחס קיבולי החום הסגוליים במניפה             |
| $\gamma_n$ | - | יחס קיבולי החום הסגוליים בנחיר              |

|             |   |                                       |
|-------------|---|---------------------------------------|
| $\gamma_d$  | - | 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                     |
| $\eta_m$    | - | נצילות מכנית                          |
| $f$         | - | יחס $\frac{\text{דלק}}{\text{אוויר}}$ |
| $q_R$       | - | חום הבעירה ליחידת מסה של הדלק         |
| $P_x$       | - | ההספק לצרכנים                         |

זרימה איזנטרופית

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

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

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

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

נספח א' לאווירודינמיקה ומנועי מטוס,

סמל 710931, 710933, אביב תשע"ט

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

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

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

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

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

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

$$F_R = \dot{m}_a \cdot U_a$$

$$F_N = F_G - F_R = \dot{m}_a [(1+f) U_e - U_a] + (P_e - P_a) A_e$$

$$f = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_a}$$

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

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

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

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

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

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

ספיקה מסית דרך חתך A

כאשר  $M = 1$  (מספר מאך)

דחף גולמי (Gross Thrust)

גרר מנח (Ram Drag)

דחף נטו (Net Thrust)

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

תצרוכת דלק סגולית

ספיקת אוויר מתוקנת דרך המנוע

נצילות הנעה

כאשר  $\dot{m}_f \ll \dot{m}_a$

נספח א' לאווירודינמיקה ומנועי מטוס,

סמל 710933, 710931, אביב תשע"ט

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

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

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

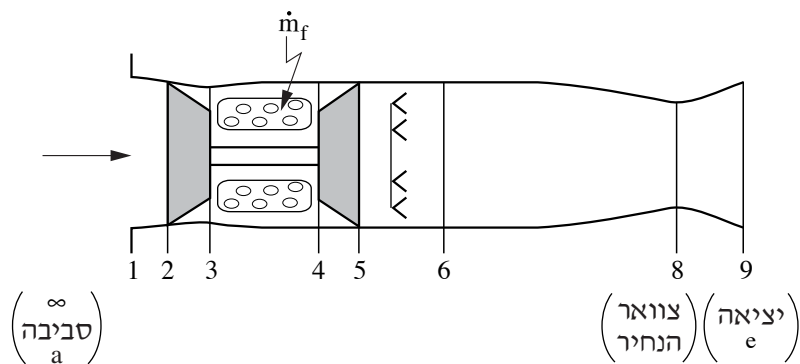
כאשר  $f \ll 1$

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

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



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

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

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

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

נספח א' לאווירודינמיקה ומנועי מטוס,

סמל 710931, 710933, אביב תשע"ט

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

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

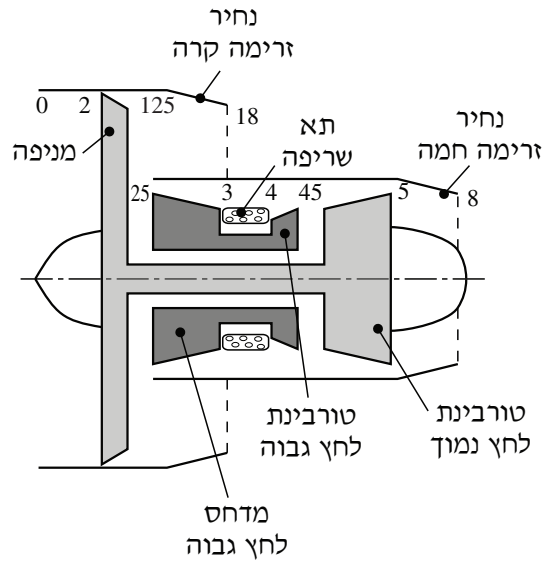
$U_t$  – מהירות קצה הלהב

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

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

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

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

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

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

נספח א' לאווירודינמיקה ומנועי מטוס,

סמל 710931, 710933, אביב תשע"ט

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

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 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

$$\dot{m}_a = \frac{P_c \cdot A_t}{C^*}$$

ספיקת הגזים העוברים דרך נחיר חנוק

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

קצב בעירה של הודף מוצק

$$\dot{m}_p = \rho_p A_b \dot{r} = \rho_p A_b a p_c^n$$

ספיקת תוצרי שריפת ההודף

# נספח ב': טבלת אטמוספירה סטנדרטית

לשאלונים 710931, 710933, אביב תשע"ט

| גובה מעל פני הים | טמפרטורת האוויר | מהירות הקול                     | לחץ האוויר                               | צפיפות האוויר                           | צמיגות האוויר                                |
|------------------|-----------------|---------------------------------|------------------------------------------|-----------------------------------------|----------------------------------------------|
| h<br>[km]        | T<br>[°C]       | a<br>$\left[\frac{m}{s}\right]$ | P<br>$\left[\frac{N}{m^2}\right] = [Pa]$ | $\rho$<br>$\left[\frac{kg}{m^3}\right]$ | $\mu$<br>$\left[\frac{kg}{m \cdot s}\right]$ |
| 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                                   | $1.418 \times 10^{-5}$                       |

| תרגום המונח         |                             |                          | המונח          |
|---------------------|-----------------------------|--------------------------|----------------|
| אנגלית              | רוסית                       | ערבית                    |                |
| flight altitude     | Высота полета               | ارتفاع الطَّيْرَان       | גובה טיסה      |
| sea level           | Уровень моря                | مستوى سطح البحر          | גובה פני הים   |
| perfect gas         | Идеальный газ               | غاز مُطَوَّر             | גז משוכלל      |
| roll                | Качение/вращение            | تَدَحْرُج                | גלגול          |
| glide               | скольжение                  | انزلاق                   | גלישה          |
| drag                | Прицеп/буксир               | جَر                      | גרר            |
| thrust              | Тяга                        | سَحَب                    | דחף            |
| cathodic protection | Катодная защита от коррозии | حماية مهبطية             | הגנה קתודית    |
| stall               | Сваливание                  | انهيار                   | הזדקרות        |
| take-off            | Взлет                       | إقلاع                    | המראה          |
| power               | Мощность                    | قُدرة                    | הספק           |
| relaxation          | Релаксация                  | إنفراج                   | הרפיה          |
| climb angle         | Угол набора высоты          | زاوية الصعود             | זווית נסיקה    |
| pitch angle         | угол наклона                | زاوية الانحدار / التسلّق | זווית עלרוד    |
| combustion heat     | Теплота сгорания топлива    | حرارة حرق الوقود         | חום שריפת הדלק |
| maximum range       | Максимальный диапазон       | المدى الأقصى             | טווח מרבי      |
| turbofan            | Турбовентилятор             | مروحية توربو             | טורבו מניפה    |
| turbojet            | турбореактивный двигатель   | توربو نفاث               | טורבו סילון    |
| thermal treatment   | Термическая обработка       | مُعَالَجَة حراريّة       | טיפול תרמי     |



| תרגום המונח                       |                                            |                                  | המונח                      |
|-----------------------------------|--------------------------------------------|----------------------------------|----------------------------|
| אנגלית                            | רוסית                                      | ערבית                            |                            |
| ambient temperature               | Температура окружающей среды               | درجة الحرارة المحيطة             | טמפרטורת סביבה             |
| isentropic stagnation temperature | Изоэнтروпический теплоперепад              | القصور الحراري؛ أنتروپيا         | טמפרטורת עצירה איזנטרופית  |
| bypass ratio                      | Степень двухконтурности                    | نسبة الالتفاف                    | יחס עקיפה                  |
| optimal aerodynamic efficiency    | Оптимальная аэродинамическая эффективность | النجاعة الإيروديناميكية المثالية | יעילות אווירודינמית מיטבית |
| engine inlet                      | Воздухозаборник                            | مُسْتَقْبِلِ المُوَحَّرَك        | כונס מנוע                  |
| hardenability                     | Способность закали металла                 | مُقَاوَمَة بالسَّقْفِي           | כושר חיסום                 |
| ambient pressure                  | Давление окружающего воздуха               | ضغط البيئة                       | לחץ סביבה                  |
| stagnation pressure               | Давление стагнации                         | ضغط الركود                       | לחץ עצירה                  |
| compressor                        | Компрессор                                 | ضاغط                             | מדחס                       |
| multi-stage compressor            | Многоступенчатый компрессор                | ضاغط مُتَعَدِّد المستويات        | מדחס רב־דרגתי              |
| flap                              | полка                                      | رَفّ                             | מדף                        |
| induced velocity                  | Индукцированная скорость                   | السرعة المُسْتَحْتَجَّة          | מהירות מושרית              |
| exhaust gas velocity              | Скорость выхлопных газов                   | سرعة انبعاث الغازات              | מהירות פליטה של גזים       |
| helicopter                        | Вертолет                                   | هليكوبتر ( طائرة عمودية )        | מסוק                       |
| flight Mach number                | Число Маха                                 | عدد ماخ للرحلة الجوية            | מספר מאך של הטיסה          |
| lift coefficient                  | Коэффициент подъемной силы                 | مُعَايِلِ الرَّفْع               | מקדם עילוי                 |
| weight                            | вес                                        | ثَقْل ( وزن )                    | משקל                       |
| climb                             | Взлет                                      | تحليق                            | נסיקה                      |

| תרגום המונח            |                                |                 | המונח           |
|------------------------|--------------------------------|-----------------|-----------------|
| אנגלית                 | רוסית                          | ערבית           |                 |
| efficiency             | КПД                            | كفاءة           | נצילות          |
| combustion efficiency  | Эффективность сжигания топлива | كفاءة الاحتراق  | נצילות בעירה    |
| flow rate              | Объемный расход                | ضخّ             | ספיקה           |
| load number            | Значение нагрузки              | رقم الحمل       | ספרת עומס       |
| lift                   | Лифт                           | رَفَع           | עילוי           |
| specific heat capacity | Удельная теплоемкость          | الحرارة الكامنة | קיבול חום סגולי |
| hover                  | Зависание                      | رَفْرَفَة       | ריחוף           |
| maximum endurance      | Максимальная продолжительность | المكوث الأقصى   | שהייה מרבית     |
| corrosion              | Коррозия                       | صدأ             | שיתוך (קורוזיה) |