

סוג הבחינה: גמר לבתי-ספר לטכנאים ולהנדסאים

מועד הבחינה: אביב תש"ף, 2020

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 בתשובתך את הנתון שבחרת.

5. בתשובה על שאלת חישוב, עליך להציג את שלבי הפתרון באופן מפורט ולהסבירם בקצרה. קבלת מִרְב 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.

בהצלחה!

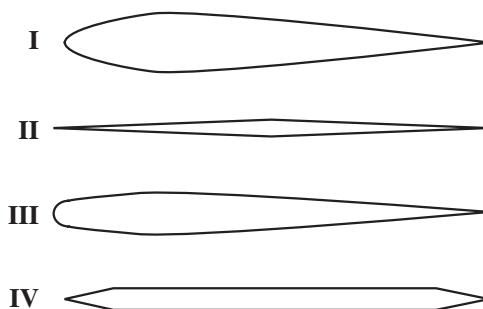
השאלות

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

פרק ראשון: אוירודינמיקה

שאלה 1

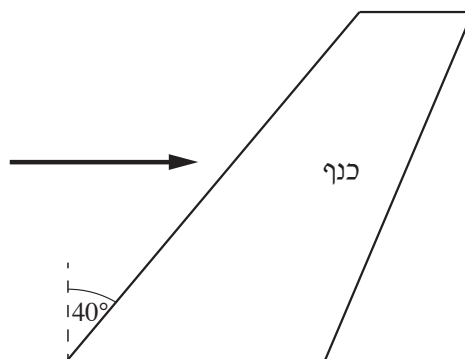
א. (5 נק') באיור א' לשאלה זו נתונים ארבעה פרופילים אוירודינמיים.



איור א' לשאלה 1

אילו פרופילים מתאימים לכנף על-קולית? נמק את תשובתך תוך שימוש במושגים "גל הלם" ו-"התנגדות האוויר (גרר)".

ב. (6 נק') באיור ב' לשאלה זו מתוארת במבט על כנף המשוכה לאחור. החץ באיור מציין את מהירות האוויר. מהירות זו שווה למהירות הטיסה.

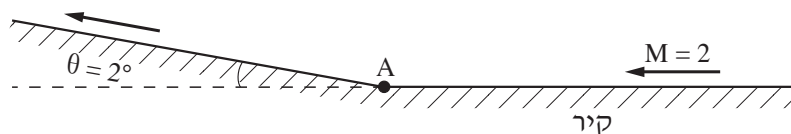


איור ב' לשאלה 1

1. (2 נק') העתק את האיור למחברתך, וסמן עליו את רכיבי מהירות האוויר.

2. (4 נק') מטוס בעל כנף כמו זו המתוארת באיור טס במהירות 1,500 קמ"ש בגובה 8 קילומטרים מעל פנייהים בתנאי אטמוספירה סטנדרטית. שטח החתך הכולל של הכנף הוא 10 מ"ר, ומקדם הגרר הוא 0.8. חשב את כוח הגרר הפועל על הכנף.

- ג. (6 נק') באיור ג' לשאלה זו מתוארת זרימה על-קולית. הזרימה מקבילה לקיר עד לנקודת הפנייה של הקיר, A, ואז הזרימה היא סביב נקודה זו.



איור ג' לשאלה 1

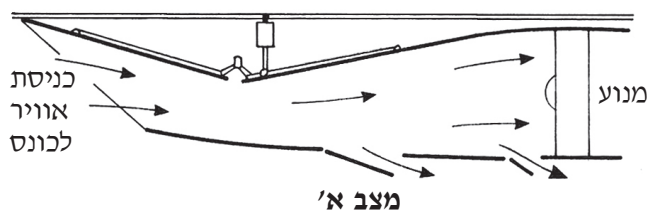
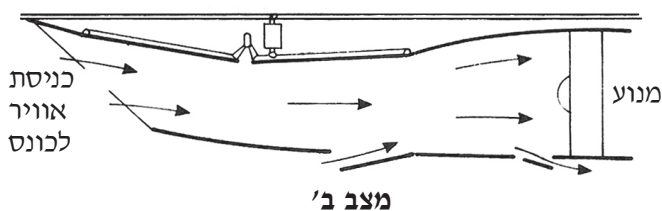
1. (2 נק') העתק את האיור למחברתך, וסרטט עליו את התופעה המתרחשת בנקודה A. ציין מתחת לאיור את שם התופעה.

העתק למחברתך את שני המשפטים שלהלן והשלם אותם:

2. (2 נק') מהירות הזרימה **לאחר** שהזרימה עוברת את נקודה A _____ (גדלה/קטנה/נשארת ללא שינוי).

3. (2 נק') הלחץ הסטטי של הזרימה **לאחר** שהזרימה עוברת את נקודה A _____ (גדל/קטן/נשאר ללא שינוי).

- ד. (3 נק') באיור ד' לשאלה זו מתוארת זרימת האוויר בכונס בעל גיאומטריה משתנה, בשני מצבים (א' ו-ב').



איור ד' לשאלה 1

איזה מבין המצבים (א' או ב') מייצג טיסה במהירות על-קולית? הסבר את תשובתך על סמך התופעה המתוארת באיור ג' לשאלה.

שאלה 2

מטוס שמסתו 2 ton מבצע פנייה אופקית בתנאי אטמוספירה סטנדרטית, בזווית גלגול של 34° .
רדיוס הפנייה הוא 5 km. תאוצת הכובד היא $g = 10 \frac{m}{sec^2}$.

א. (5 נק') חשב את המהירות הנדרשת מהמטוס כדי להבטיח פנייה מתואמת.

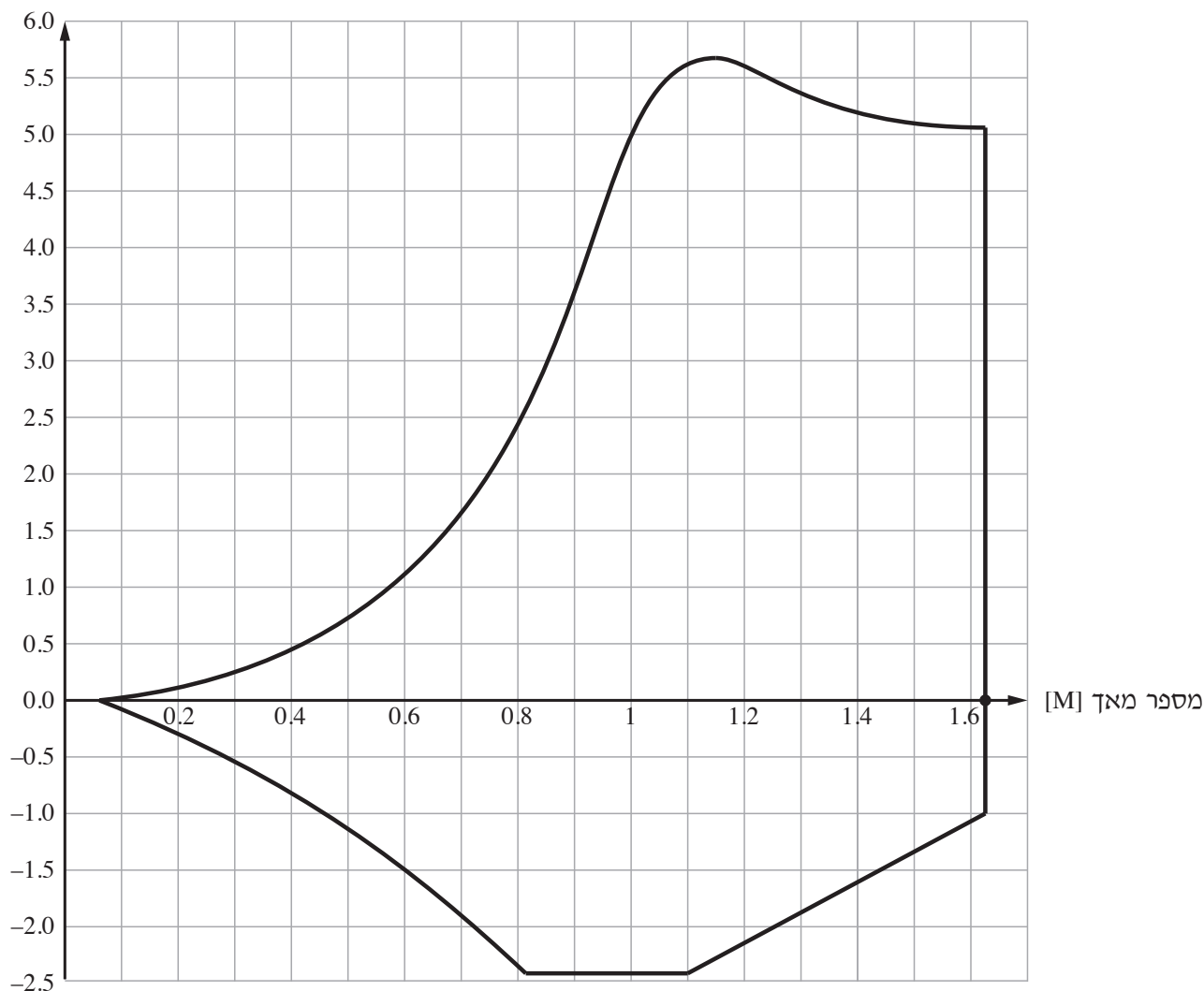
ב. (5 נק') מה יקרה למטוס אם יבצע את אותה הפנייה במהירות של $150 \frac{m}{sec}$?

ג. (5 נק') מהו כוח העילוי שפועל על מטוס שטס במהירות שחישבת בסעיף א' תוך כדי הפנייה המתוארת?
הנח שמקדם הגרר ומקדם העילוי שווים זה לזה.

באיור לשאלה זו מוצג גרף המתאר את מעטפת העומסים של מטוס כתלות במאך הטיסה שלו.

ד. (5 נק') מהו הגובה המינימלי שבו יכול המטוס לבצע את הפנייה במהירות שחישבת בסעיף א'? נמק באמצעות חישוב.

ספרת העומס [n]



איור לשאלה 2

שאלה 3

מטוס נוסעים טס טיסה ישרה ואופקית.

- (4 נק') א. הפרעה פתאומית (משב רוח) גרמה באופן רגעי להעלאה מתונה של חרטום (אף) המטוס. כיצד יגיב המטוס להפרעה זו? הנח שאין התערבות של הטייס או של מערכת בקרה ממוחשבת.
- (4 נק') ב. עקב הפרעה אחרת, התנדנד המטוס מעלה-מטה עד שחזר למצב הטיסה המקורי. מהו סוג היציבות הדינמית שבו נמצא המטוס בעת הנדנוד?
- (4 נק') ג. כיצד מייצב-הכיוון של המטוס תורם ליציבות הסטטית בסבסוב?
- (4 נק') ד. איזו תצורת כנף תורמת יותר ליציבות של מטוס נוסעים – כנף ישרה או כנף משוכה לאחור? נמק את תשובתך.
- (4 נק') ה. מדוע במטוס נוסעים עדיפה זווית דיהדרל גבוהה? (ראה איור לשאלה זו).



איור לשאלה 3

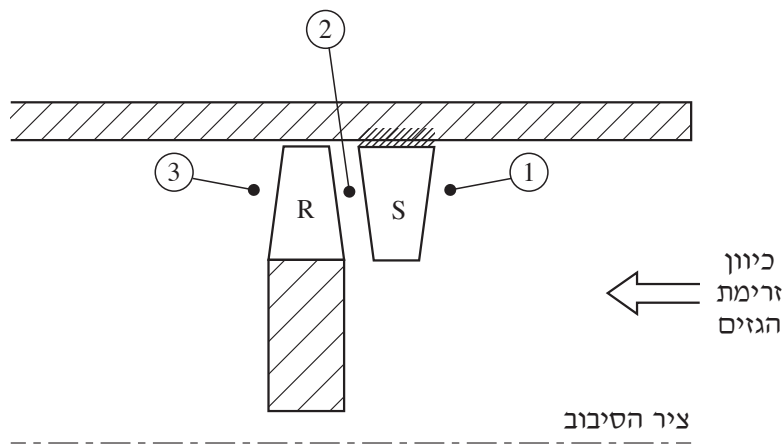
פרק שני: מנועי מטוסים והנעה רקטית

שאלה 4

- (2 נק') א. 1. סרטט במחברתך חתך פרופיל של להב רוטור של טורבינת אימפולס.
2. סרטט במחברתך חתך פרופיל של להב רוטור של טורבינת ריאקציה.

באזור א' לשאלה זו מתוארת דרגת טורבינה במנוע סילון.

- שבשבת הסטטור – S
- להב הרוטור – R
- תחנות הדרגה – (1), (2), (3)

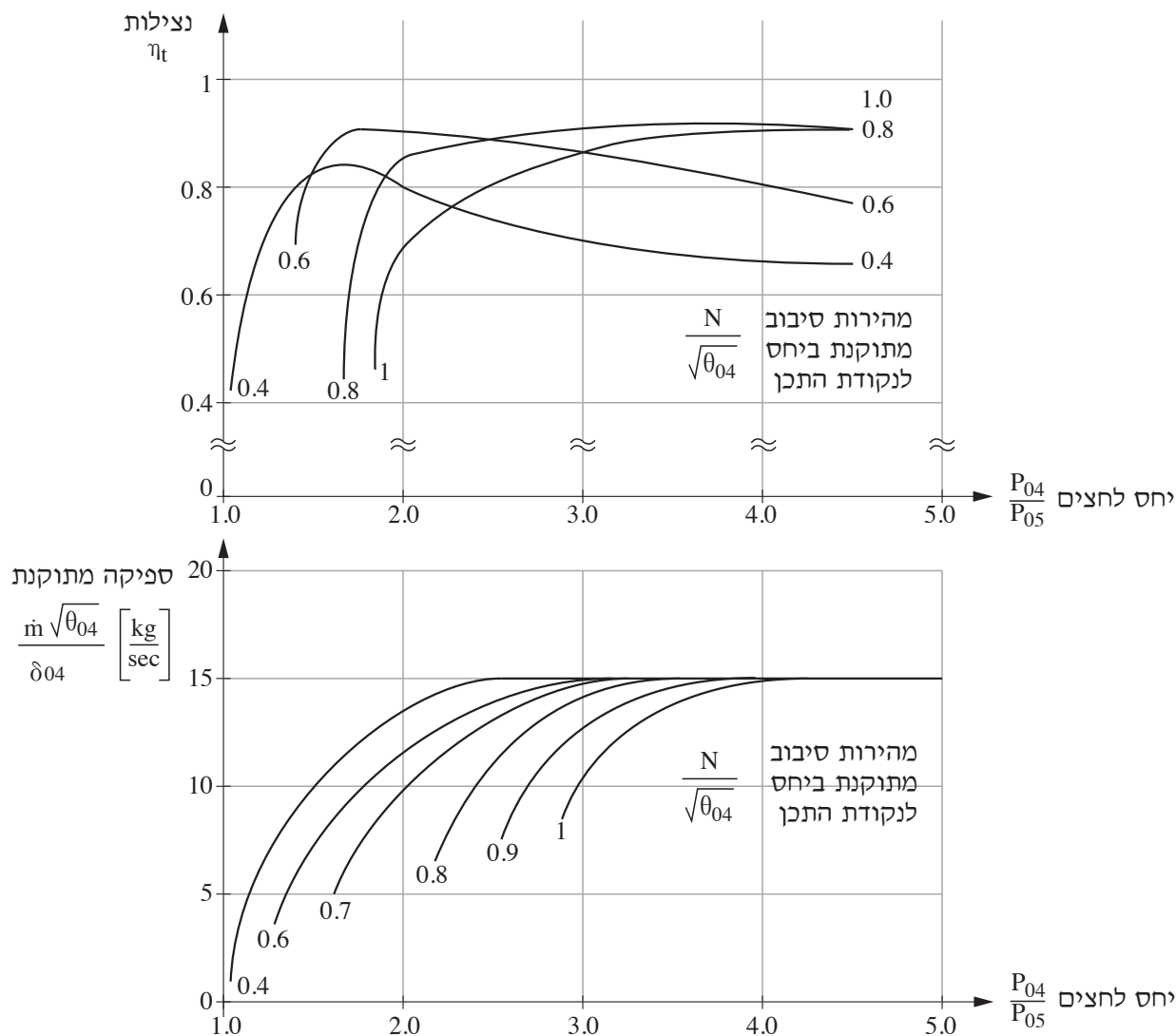


איור א' לשאלה 4

- (8 נק') ב. בטבלה שלהלן **ארבעה** היגדים. ציין במחברתך את מספרי ההיגדים, וקבע לגבי כל היגד אם הוא **נכון** או **לא נכון**. עבור שתי טורבינות: טורבינת אימפולס וטורבינת ריאקציה מושלמת.

מספר ההיגד	ההיגד	טורבינת אימפולס	טורבינת ריאקציה מושלמת
1.	הלחץ בתחנה (1) גדול מהלחץ בתחנה (2)	נכון / לא נכון	נכון / לא נכון
2.	הטמפרטורה בתחנה (2) שווה לטמפרטורה בתחנה (3)	נכון / לא נכון	נכון / לא נכון
3.	המהירות היחסית בתחנה (2) גדולה מהמהירות היחסית בתחנה (3)	נכון / לא נכון	נכון / לא נכון
4.	הלחץ בתחנה (3) קטן מהלחץ בתחנה (2)	נכון / לא נכון	נכון / לא נכון

- ג. (3 נק') על הלהב של הטורבינה פועלים שלושה כוחות.
רשום את שמו של כל כוח, את סוג המאמץ שהוא יוצר ואת מקורו.
- ד. (7 נק') באיור ב' לשאלה זו נתונים שני גרפים המייצגים מפה של טורבינה צירית דו־דרגתית חופשית של מנוע טורבו־פרופ הפועלת בתנאי אטמוספירה סטנדרטית.



איור ב' לשאלה 4

נתונים:

- הטורבינה פועלת בנצילות מקסימלית
- מהירות הסיבוב המתוקנת של הטורבינה היא 60% מהערך המותכן שלה
- לחץ העצירה בכניסה לטורבינה: $P_{04} = 10 \text{ bar}$
- טמפרטורת העצירה בכניסה לטורבינה: $T_{04} = 1,400 \text{ K}$

הסתמך על מפת הטורבינה, וחשב את הספיקה האמיתית של הגז העובר דרך הטורבינה.

שאלה 5

א. (6 נק')

1. (2 נק') מהו ההבדל העיקרי בין מנוע בוכנה רדיאלי ובין מנוע בוכנה בוקסר? התייחס בתשובתך לשוני בגיאומטריית המנוע.

2. (2 נק') הצג שני יתרונות של מנוע בוכנה רדיאלי על-פני מנוע בוכנה בוקסר.

3. (2 נק') הצג שני יתרונות של מנוע בוכנה בוקסר על-פני מנוע בוכנה רדיאלי.

ב. (3 נק') בתכן של מנוע בוכנה, באיזה מנוע רצוי לבחור עבור מטוס בעל משקל נמוך וממדים קטנים (כגון כטב"ס) – מנוע שפועל במחזור של שתי פעימות או מנוע שפועל במחזור של ארבע פעימות? נמק את תשובתך.

ג. (2 נק') מתי מתרחשת תופעת הדטונציה במנועי בוכנה? העתק למחברתך את התשובה הנכונה:

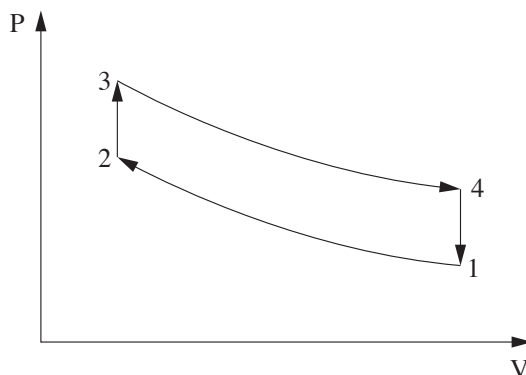
1. כאשר אזורים חמים בתא השריפה מציתים את התערובת דלק/אוויר לפני זמן ההצתה המתוכנן.

2. כאשר תערובת הדלק/אוויר הלא שרופה בצילינדרים מתפוצצת במקום לבעור.

3. כאשר המצתים אינם פועלים כראוי.

4. כאשר תערובת הדלק/אוויר עשירה באוויר.

ד. (6 נק') באיור לשאלה זו מתוארת דיאגרמת לחץ-נפח (P-V) של מחזור אוטו אידיאלי.



איור לשאלה 5

1. (2 נק') מהם התהליכים האיזוכוריים בדיאגרמה ומה הם מתארים?

2. (2 נק') מהם התהליכים האיזנטרופיים בדיאגרמה ומה הם מתארים?

3. (2 נק') ציין שתי הנחות שעליהן מתבסס מחזור אוטו אידיאלי, אבל אינן מתקיימות במחזור אוטו מעשי.

ה. (3 נק') כדי להעלות את הנצילות התרמית של מנוע הפועל לפי מחזור אוטו, הוחלט להגדיל את יחס הדחיסה

$$\left(r = \frac{V_2}{V_1}\right), \text{ מבלי לשנות את סוג הדלק ויחס התערובת דלק/אוויר.}$$

בניגוד למתוכנן, הנצילות התרמית לא עלתה.

מדוע הנצילות התרמית של המנוע לא עלתה כמתוכנן? העתק למחברתך את התשובה הנכונה.

1. כי המצת כבר לא מתאים.

2. כי אין קשר בין יחס הדחיסה ובין הנצילות התרמית.

3. כי תערובת הדלק/אוויר נדלקת ספונטנית לפני סוף מהלך הדחיסה.

4. כי טמפרטורת ההצתה גבוהה מהטמפרטורה בסוף מהלך הדחיסה.

שאלה 6

מנוע רקטי בעל הודף מוצק פועל בגובה 10 km בתנאי אטמוספירה סטנדרטית. הנחיר מתואם בגובה הזה.

נתונים:

- הלחץ בתא השריפה: $P_C = 30 \text{ atm}$
- הדחף שמספק המנוע: $F = 5,000 \text{ N}$
- יחס קיבולי החום הסגוליים: $\gamma = 1.22$
- המהירות האופיינית של ההודף: $C^* = 1,480 \frac{\text{m}}{\text{s}}$

5 נק') א. חשב את קוטר צוואר הנחיר, d_t .

3 נק') ב. הנח שקוטר צוואר הנחיר הוא $d_t = 3.5 \text{ cm}$, וחשב את הספיקה המסית של תוצרי שריפת ההודף, $\dot{m}_p$.

2 נק') ג. הרקטה מנמיכה לגובה 5 km.

האם דחף המנוע יקטן, יגדל או יישאר קבוע? נמק את תשובתך.

3 נק') ד. חשב את הספיקה המסית הנדרשת של תוצרי שריפת ההודף, כך שהנחיר יישאר מתואם בגובה 5 km.

הנח שתכונות ההודף וגיאומטריית הנחיר אינן משתנות.

7 נק') ה. הנח שהספיקה הנדרשת לתיאום הנחיר בגובה 5 km היא: $\dot{m}_{P(h=5 \text{ km})} = 4.2 \frac{\text{kg}}{\text{sec}}$.

כדי להגיע בפועל לספיקה זו (וכתוצאה מכך לתאם את המנוע), מציעים להוסיף זרז בעירה שמגדיל את קצב הבעירה של ההודף ב-20%.

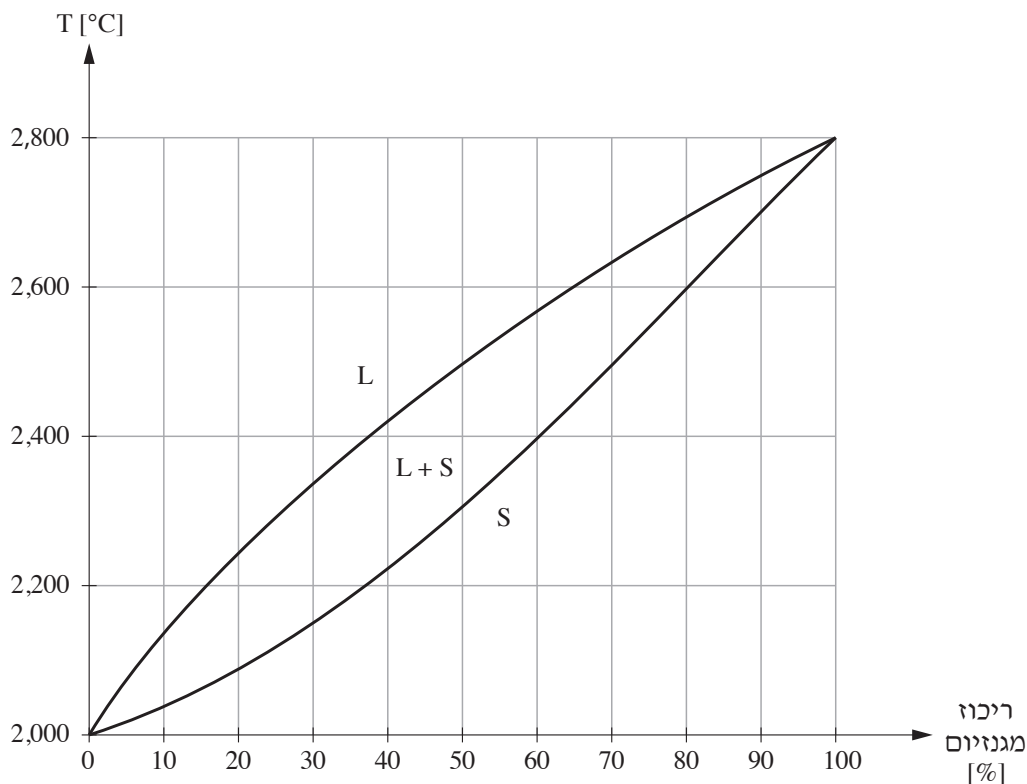
3 נק') 1. האם התוספת המוצעת מבטיחה שהנחיר יהיה מתואם בגובה 5 km? הנח שתכונות ההודף (γ, C^*, ρ_p) וגיאומטריית ההודף נותרות ללא שינוי.

4 נק') 2. חשב את התקיפה הסגולית של המנוע, I_{sp} , לאחר תוספת זרז הבעירה, בטיסה בגובה 5 km.

פרק שלישי: חומרים תעופתיים ותחזוקת מטוסים

שאלה 7

באיור א' לשאלה זו מוצגת דיאגרמת פאזות בינארית (דיאגרמת סיגר) של סגסוגת ניקל-מגנזיום (Ni – Mg).



איור א' לשאלה 7

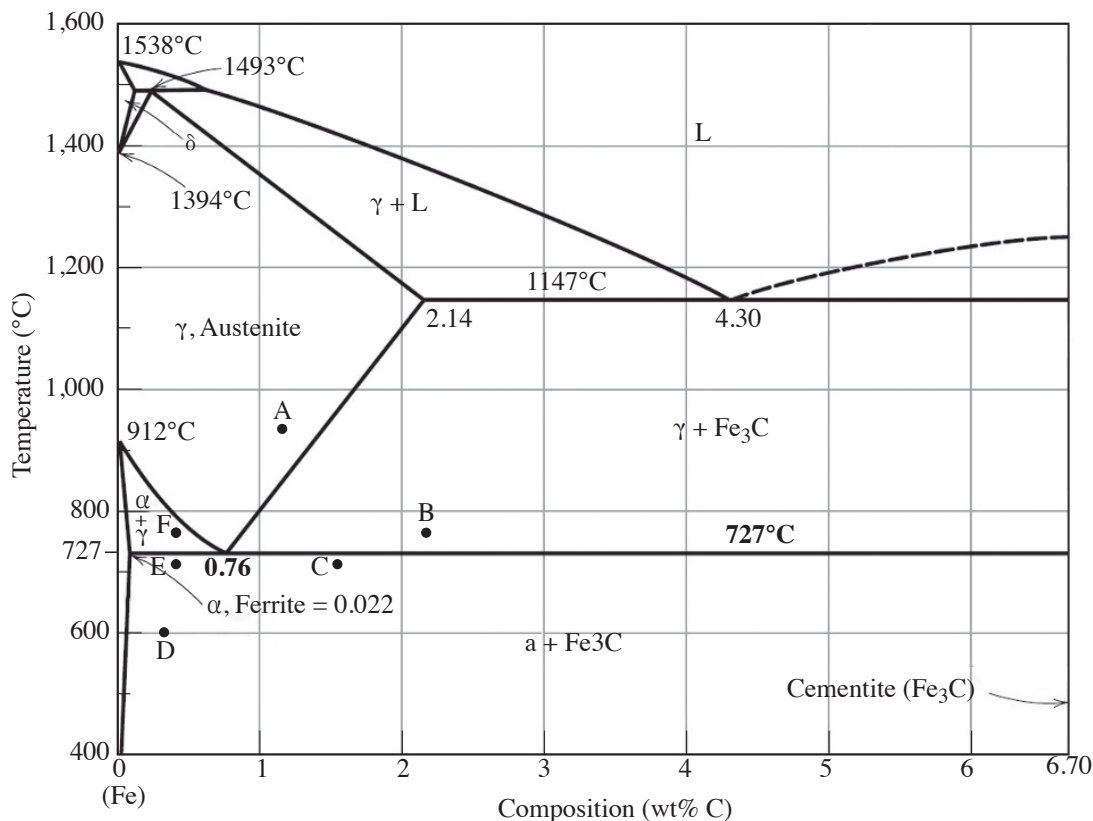
א. (3 נק') נתן העשוי מסגסוגת ניקל-מגנזיום צריך לעמוד בשני תנאים:

- הנתן צריך לשמש במנוע הפועל בטמפרטורה של עד $2,300^{\circ}\text{C}$.
- הנתן צריך להיות נוזלי בטמפרטורה של $2,600^{\circ}\text{C}$, לאחר שסיים תהליך התכה. מהו התחום של ריכוזי המגנזיום שיענה על שני התנאים?

ב. (5 נק') נתון שריכוז המגנזיום בתוך הנתן הוא 50%. הנתן נמצא בטמפרטורה של $2,400^{\circ}\text{C}$.

1. (נק') מהו ריכוז הפאזה המוצקה בנתן?
2. (נק') מהו ריכוז הפאזה הנוזלית בנתן?
3. (נק') מהי הכמות היחסית של הפאזה הנוזלית בנתן?

ג. באיור ב' לשאלה זו מוצגת דיאגרמת פאזות של ברזל-פחמן. (8 נק')



איור ב' לשאלה 7

במעבדת חקר חומרים חיממו נתך פלדה לטמפרטורה הקרובה לטמפרטורת האוסטניזציה, אך נמוכה ממנה. בבדיקה המטלורגית התגלה שהנתך מכיל מבנה למלרי ומסביבו פאזה מוצקה של פריט.

4 נק') 1. בדיאגרמת הפאזות שבאיור מצוינות הנקודות A עד F. קבע באיזו מבין הנקודות יימצא הנתך הזה.

4 נק') 2. עבור הנקודה שבחרת בסעיף ג.1, קבע מהו ריכוז הפריט, ריכוז הצמנטיט ואחוז הפחמן שפננתך.

4 נק') ד. מהי הנקודה שמייצגת את הפלדה שממנה יש לייצר סטטור למדחס של מנוע סילון במטוס, כך שיהיה בעל החוזק הנדרש (מאמץ כניעה גבוה)? נמק את תשובתך.

שאלה 8

- (2 נק') **א.** ציין את **שלושת** המרכיבים העיקריים של צבע תעופתי.
- (3 נק') **ב.** ציין **שתי** הגנות שתהליך הצביעה מספק לחלק תעופתי.
- (6 נק') **ג.** לצורך סיכוך של תמסורת גלגלי שיניים מסתובבת השתמשו בשמן. כיצד תשפיע צמיגות השמן על תפקוד התמסורת בכל אחד מן המצבים האלה:
- (3 נק') 1. כאשר צמיגות השמן גבוהה מהצמיגות התקנית
- (3 נק') 2. כאשר צמיגות השמן נמוכה מהצמיגות התקנית
- (3 נק') **ד.** כיצד יש לסכך מיסב של כן־נסע – עם שמן או עם גריז? הסבר את תשובתך.
- (6 נק') **ה.** רשום **שלושה** תפקידים של תוספים המשפרים את תכונותיהם של חומרי סיכה.

בהצלחה!

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

לשאלונים 710931, 710933, אביב תש"ף

תרמודינמיקה

קבועים ויחסי המרה בין יחידות

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

קבוע הגזים האוניברסלי

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

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

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

ΔT	–	שינוי הטמפרטורה
c_v	–	חום סגולי בנפח קבוע

Q	–	סך־כל החום המסופק למערכת
W	–	סך־כל העבודה המופקת מהמערכת
q_{in}	–	החום המושקע, ליחידת מסה
q_{out}	–	החום הנפלט, ליחידת מסה

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

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

נספח א' לאווירודינמיקה ומנועי מטוס,

סמל 710931, 710933, אביב תש"ף

$$P = \rho RT \text{ או } PV = nRT$$

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

$$c_p = c_v + R$$

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

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

$$n = 0$$

$$n = 1$$

$$n = \gamma$$

$$n = \pm \infty$$

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

$$\Delta U = Q - W$$

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

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

משוואת המצב של הגזים האידיאליים

שינוי האנרגייה הפנימית בגז אידיאלי

חום סגולי בלחץ קבוע

היחס בין ערכי החום הסגולי

בתהליך פוליטרופי

בתהליך איזוברי

בתהליך איזותרמי

בתהליך אדיאבטי

בתהליך איזוכורי

עבודה המופקת ממערכת העוברת ממצב 1 למצב 2

החוק הראשון של התרמודינמיקה במערכת

עבודה המופקת במחזור, ליחידת מסה

נצילות מחזור

אווירודינמיקה ומנועי מטוס

A	-	שטח חתך
A*	-	שטח חתך של נחיר חנוק
v	-	מהירות זרימה
v _i	-	מהירות מושרית
A	-	שטח הדסקה של הרוטור במסוק
T	-	עילוי (דחף) הרוטור
T _g	-	עילוי (דחף) הרוטור הכולל את השפעת אפקט הקרקע
c _{mac}	-	מיתר אווירודינמי ממוצע
c _r	-	מיתר שורש הכנף

c_t	-	מיתר קצה הכנף
P	-	לחץ סטטי
P_0	-	לחץ עצירה
$\emptyset$	-	זווית הנטייה
γ	-	זווית המסלול
b	-	מוטת הכנף
e	-	מקדם יעילות הכנף
$\bar{c}$	-	מיתר כנף ממוצע
U_a	-	מהירות האוויר בכניסה למנוע
U_e	-	מהירות גזי הפליטה ביציאה מהמנוע
α	-	זווית התקפה
α_{OL}	-	זווית התקפה שאין בה עילוי
$C_{\ell\alpha}$	-	שיפוע קו העילוי של פרופיל כנף (כנף אין־סופית)
$C_{L\alpha}$	-	שיפוע קו העילוי של כנף סופית
S	-	שטח כנף
S_{tH}	-	שטח זנב אופקי
S_{tV}	-	שטח זנב אנכי
V_{tH}	-	נפח זנב אופקי
V_{tV}	-	נפח זנב אנכי
V_v	-	מהירות אנכית
V_{stall}	-	מהירות הזדקרות
η	-	נצילות מדחף
V_{LO}	-	מהירות ניתוק מהקרקע
g	-	תאוצת הכובד
F	-	כוח דחף
W	-	משקל
μ	-	מקדם חיכוך של המטוס / זווית מאך
D	-	גרר
h	-	גובה מעל פני הקרקע
ℓ	-	דרך
ℓ_t	-	אורך זרוע הזנב
n	-	ספרת עומס

C_D	-	פולרת גרר
CD_0	-	מקדם גרר טפילי
C_{L_w}	-	מקדם עילוי של הכנף
C_{L_t}	-	מקדם עילוי של הזנב
$C_{L\alpha_t}$	-	שיפוע קו העילוי של הזנב
$C_{L\alpha_w}$	-	שיפוע קו העילוי של הכנף
e	-	זווית Downwash
α_w	-	זווית התקפה של הכנף
α_f	-	זווית התקפה של הגוף
α_t	-	זווית התקפה של הזנב
i_w	-	זווית הכוונה של הכנף
i_t	-	זווית הכוונה של הזנב
q_t	-	לחץ דינמי בזנב
q_w	-	לחץ דינמי בכנף

אנרגייה קינטית

אנרגייה פוטנציאלית כובדית

עבודה

חוק הרציפות

חוק ברנולי לזרימה אופקית

מהירות הקול

מספר מאך

זווית מאך

שטח הכנף

מנת הממדים

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

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

$$E_p = mgh$$

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

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

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

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

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

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

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

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

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

$C_L = C_{L\alpha}(\alpha - \alpha_{0L})$	מקדם העילוי
$C_{L_{MAX}} = \frac{2 W}{\rho \cdot S \cdot V_{stall}^2}$	מקדם עילוי מרבי
$L = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_L$	כוח העילוי
$M = \frac{1}{2} \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot c_{mac} \cdot C_M$	מומנט עלרוד
$K = \frac{1}{\pi AR \cdot e}$	קבוע הגרר המושרה
$C_D = C_{D0} + K C_L^2$	מקדם הגרר עבור כנף סופית
$V_{tH} = \frac{S_{tH}}{S} \cdot \frac{\ell_t}{c_{mac}}$	נפח הזנב האופקי
$V_{tV} = \frac{S_{tV}}{S} \cdot \frac{t}{b}$	נפח הזנב האנכי
$\Omega = \frac{g}{v} \sqrt{n^2 - 1}$	שיעור פנייה בטיסה אופקית
$n = \frac{1}{\cos \emptyset} = \frac{T_{max}}{W \left(\frac{C_D}{C_L} \right)}$	ספרת עומס בפנייה אופקית
$R = \frac{V^2}{g \cdot \tan \emptyset} = \frac{V^2}{g \cdot \sqrt{n^2 - 1}}$	רדיוס פנייה אופקית
$R_{min} = \frac{2 W}{\rho g S C_{L_{max}}}$	רדיוס מינימלי בפנייה אופקית
$V^2 = \frac{2 n W}{\rho \cdot S \cdot C_L}$	מהירות פנייה
$D = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_D$	כוח הגרר
$\varepsilon = \frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D}$	היעילות האווירודינמית
$\varepsilon_{max} = \frac{C_L^*}{C_D^*}$	היעילות האווירודינמית המרבית
$C_L^* = \sqrt{C_{D0}/K}$	מקדם העילוי כאשר היעילות מרבית
$C_D^* = 2 C_{D0}$	מקדם הגרר כאשר היעילות מרבית

נספח א' לאווירודינמיקה ומנועי מטוס,

סמל 710931, 710933, אביב תש"ף

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

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

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

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

$C_{L\max_{v.t.}}$ – מקדם העילוי המרבי של הזנב האנכי (בהטיית הגה)

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

ρ – צפיפות האוויר

נספח א' לאווירודינמיקה ומנועי מטוס,
סמל 710931, 710933, אביב תש"ף

$$\alpha_w = \alpha_f + i_w$$

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
η	-	מקדם חיכוך בין גלגלי המטוס ובין המסלול
$V_{T.O.}$	-	מהירות הניתוק מן הקרקע
T	-	דחף
D	-	כוח גר
L	-	כוח עילוי
W	-	משקל
m	-	מסה

מנועי סילון

T_0	-	טמפרטורת העצירה (הטמפרטורה הטוטלית)
T	-	טמפרטורה סטטית
T_a	-	טמפרטורת הסביבה
T_{0a}	-	טמפרטורת העצירה (הטוטלית) של הזרימה החופשית
P_e	-	לחץ סטטי בחתך היציאה מנחיר הפליטה
P_a	-	לחץ הסביבה
P_{0a}	-	לחץ העצירה (הטוטלי) של הזרימה החופשית
C_p	-	קיבול חום בלחץ קבוע
γ_c	-	יחס קיבולי החום הסגוליים במדחס
γ_t	-	יחס קיבולי החום הסגוליים בטורבינה
γ_f	-	יחס קיבולי החום הסגוליים במניפה
γ_n	-	יחס קיבולי החום הסגוליים בנחיר

γ_d	-	יחס קיבולי החום הסגוליים בכונס
$\dot{m}_a$	-	ספיקת האוויר
$\dot{m}_c$	-	ספיקת האוויר דרך המדחס
$\dot{m}_t$	-	ספיקת הגז דרך הטורבינה
A_e	-	שטח היציאה של נחיר הפליטה
U	-	מהירות
M	-	מספר מאך של הטיסה
η_m	-	נצילות מכנית
f	-	יחס $\frac{\text{דלק}}{\text{אוויר}}$
q_R	-	חום הבעירה ליחידת מסה של הדלק
P_x	-	ההספק לצרכנים

זרימה איזנטרופית

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

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

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

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

נספח א' לאווירודינמיקה ומנועי מטוס,

סמל 710931, 710933, אביב תש"ף

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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 710931, 710933, אביב תש"ף

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

וכאשר גם $P_e = P_a$

$$\eta_{th} \cong \frac{(1+f) \frac{U_e^2}{2} - \frac{U_a^2}{2}}{f \cdot q_R}$$

נצילות תרמית

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

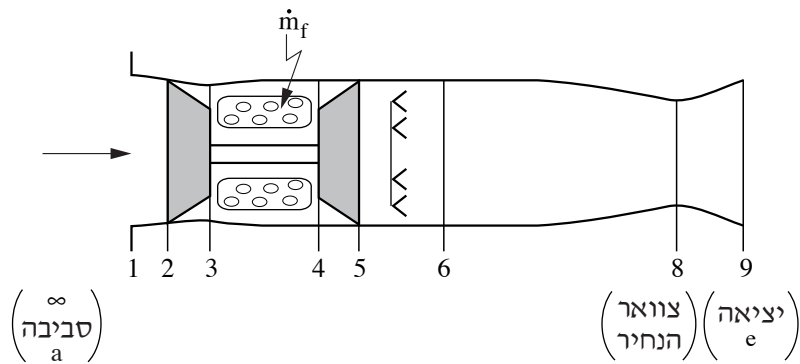
כאשר $f \ll 1$

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

נצילות כללית

$$\eta_0 \cong 2 \eta_{th} \frac{\frac{U_a}{U_e}}{1 + \frac{U_a}{U_e}}$$

כאשר $f \ll 1$ וכן $P_e = P_a$



תחנות מנוע טורבו סילון

נספח א' לאווירודינמיקה ומנועי מטוס,

סמל 710931, 710933, אביב תש"ף

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

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 תש"ף

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

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

מאזן הספק בין הטורבינה ובין המדחס כאשר P_x מבטא את ההספק לצרכנים

$$\eta_m \cdot \dot{m}_t C_{pt} (T_{04} - T_{05}) = P_x + \frac{1}{\eta_c} \cdot \dot{m}_c C_{pc} (T_{03} - T_{02})$$

$$\frac{U_e^2}{2} = \eta_n \cdot c_p (T_{08} - T_8)$$

מהירות יציאה מהנחיר

$$U_e = \sqrt{\gamma R T_s}$$

מהירות יציאה מנחיר מתכנס חנוק

מאמץ צנטריפוגלי מרבי בשורש הלהב

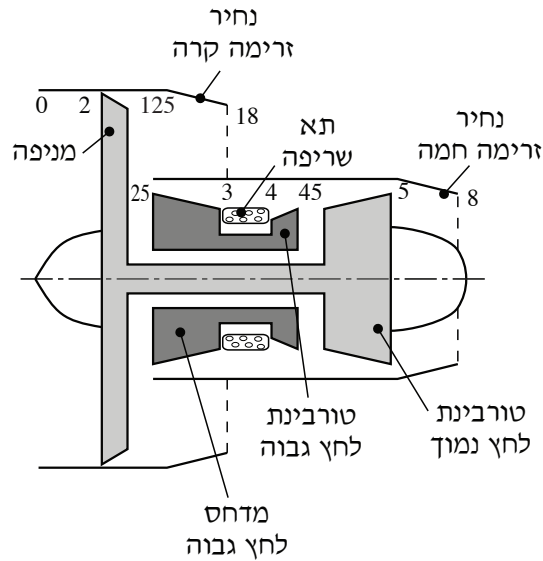
U_t – מהירות קצה הלהב

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

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

ρ – צפיפות חומר הלהב

במנוע טורבו-מניפה בעל נחירים נפרדים



$$\bar{U}_e = \frac{\dot{m}_{aH}(1+f)U_{eH} + \dot{m}_{aC}U_{eC}}{\dot{m}_{aH}(1+f) + \dot{m}_{aC}}$$

מהירות יציאה ממוצעת מהנחיר

H זרימה חמה, C זרימה קרה

$$\eta_0 = \left(1 + \frac{\dot{m}_{aC}}{\dot{m}_{aH}}\right) \frac{(\bar{U}_e - U_a)U_a}{f \cdot q_R}$$

נצילות כללית

$$r_f = \frac{P_{02.5}}{P_{02}}$$

יחס לחצי העצירה במניפה

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

טמפרטורת העצירה אחרי המניפה

$$U_{18} = \sqrt{2 \frac{\gamma_f}{\gamma_f - 1} R T_{025} \left[1 - \left(\frac{P_{18}}{P_{018}} \right)^{\frac{\gamma_f - 1}{\gamma_f}} \right]} = \sqrt{2 \cdot \eta_f \cdot c_p (T_{018} - T_{18})}$$

מהירות הזרימה ביציאה מנחיר המניפה

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

מאזן הספקים בין הטורבינות, המדחס והמניפה

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

BPR – יחס עקיפה

$$U_8 = \sqrt{2 \cdot \eta_n \frac{\gamma_n}{\gamma_n - 1} R T_{08} \left[1 - \left(\frac{p_8}{p_{08}} \right)^{\frac{\gamma_n - 1}{\gamma_n}} \right]} = \sqrt{2 \cdot \eta_n \cdot C_p (T_{08} - T_8)}$$

מהירות הזרימה החמה ביציאה מהנחיר החם

הנעה רקטית

$\dot{m}_p$	–	ספיקת ההודף
g_0	–	תאוצת הכובד על-פני כדור הארץ $\left(9.81 \frac{m}{s^2} \right)$
u_e	–	מהירות גזי הפליטה ביציאה מהנחיר
P_e	–	הלחץ הסטטי בחתך היציאה מהנחיר
P_a	–	לחץ הסביבה
P_c	–	הלחץ בתא השריפה
A_e	–	שטח החתך ביציאה מהנחיר
A_t	–	שטח החתך בצוואר הנחיר
R_0	–	קבוע הגזים האוניברסלי (מופיע בעמ' 1)
$\overline{M}$	–	משקל מולקולרי ממוצע של גזי הבעירה
$\dot{r}$	–	קצב הבעירה של ההודף
a	–	קבוע קצב הבעירה של ההודף
n	–	חזקת קצב הבעירה של ההודף
A_b	–	שטח הבעירה של ההודף
ρ_p	–	צפיפות ההודף
T_c	–	טמפרטורת תא השריפה

נספח א' לאווירודינמיקה ומנועי מטוס,

סמל 710931, 710933, אביב תש"ף

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

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

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

ספיקת הגזים העוברים דרך נחיר חנוק

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

קצב בעירה של הודף מוצק

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

ספיקת תוצרי שריפת ההודף

נספח ב': טבלת אטמוספירה סטנדרטית

לשאלונים 710931, 710933, אביב תש"ף

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

תרגום המונח			המונח
אנגלית	רוסית	ערבית	
standard atmosphere	Стандартная атмосфера	الغلاف الجوّي القياسي	אטמוספירה סטנדרטית
anodization	Анодирование	التحليل بالكهرباء (أنود)	אלגון (אנודיזציה)
unstable	Неустойчивый самолет	غير مستقر	בלתי יציב
sea level	Уровень моря	مستوى سطح البحر	גובה פני הים
shock wave	Ударная волна	موجة صدمية	גל הלם
roll	Качение/вращение	تَدَحْرُج	גלגול
thrust	Тяга	سَحَب	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 الإيرو ديناميكية	יעילות אווירודינמית
stable	Устойчивый самолет	مستقر	יציב
static stability	статическая устойчивость	استقرار استاتي	יציבות סטטית
supersonic wing	Крыло сверхзвукового самолета	الجناح الأسرع من الصوت	כנף על-קולית
subsonic wing	Крыло дозвукового самолета	جناح تحت الصوت	כנף תת-קולית
dynamic pressure	Динамическое давление	الضغط الديناميكي	לחץ דינמי
axial compressor	Осевой компрессор	ضاغط محوري	מדחס צירי

תרגום המונח			המונח
אנגלית	רוסית	ערבית	
multi-stage axial compressor	Многоступенчатый осевой компрессор	ضاغط محوريّ مُتَعَدِّد الدرجات	מדחס צירי רב-דרגתי
propeller	Пропеллер	مروحة دافعة	מדחף
characteristic speed	Номинальная скорость	السرعة النموذجية	מהירות אופיינית
mac - mean aerodynamic chord	Средняя аэродинамическая хорда	متوسط الوتر الديناميكيّ 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 السَّحَب	מקדם גרר
thrust coefficient	Коэффициент тяги	مُعَامِل الدَّفْع	מקדם דחף
pitch moment coefficient	коэффициент крутящего момента	مُعَامِل العزم الانحداريّ	מקדם מומנט עלרוד
lift coefficient	Коэффициент подъемной силы	مُعَامِل الرَّفْع	מקדם עילוי
center of gravity	Центр тяжести	مَرَكز الثَّقْل	מרכז כובד
molecular weight	Молекулярный вес	الوزن الجزيئيّ	משקל מולקולרי
nozzle	Сопло	فُوّهة	נחיר
adapted nozzle	Комбинированный двигатель	مُحَرِّك عامّ	נחיר מתואם
tail volume	Объем хвостового оперения	حجم الذيل	נפח זנב
breaking point	Предел прочности	نقطة الانهيار	נקודת שבר
yield point	предел текучести	نهاية حدّ المرونة	נקודת כניעה
flow rate at stall condition	Объемный расход при сваливании самолета	الضخّ بشروط الانهيار	ספיקה בתנאי הזדקרות

תרגום המונח			המונח
אנגלית	רוסית	ערבית	
maximum flow rate	Максимальная производительность	الضَّخَّ الأقصى	ספיקה מרבית
wing profile	Профиль крыла	بروفيل الجناح	פרופיל כנף
coating	Покрытие	دهان	ציפוי
trim	Дифферент	تعويض	קיוז
burning rate	Скорость горения	وتيرة الاحتراق	קצב בעירה
relative rotation rate	Относительная скорость вращения	وتيرة الدوران النسبي	קצב סיבוב יחסי
damping	затухание	إخماد	ריסון
reference area	Характерная площадь	منطقة المرجعية	שטח ייחוס
operating conditions	Рабочие условия	ظروف التشغيل	תנאי פעולה
specific impulse	Удельный импульс	هجوم مُحدَّد	תקיפה סגולית