

סוג הבחינה: גמר לבתי-ספר לטכנאים ולהנדסאים

מועד הבחינה: אביב תשע"ט, 2019

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 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 11 עמודים ו-21 עמודי נספחים.

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

בהצלחה!

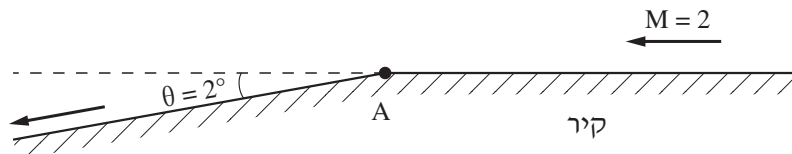
השאלות

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

פרק ראשון: אוורודינמיקה

שאלה 1

א. (4 נק') באיור א' לשאלה זו מתוארת זרימה על-קולית. הזרימה מקבילה לקיר עד למקום הפנייה של הקיר, המסומן כנקודה A, ואז הזרימה היא סביב נקודה זו.



איור א' לשאלה 1

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

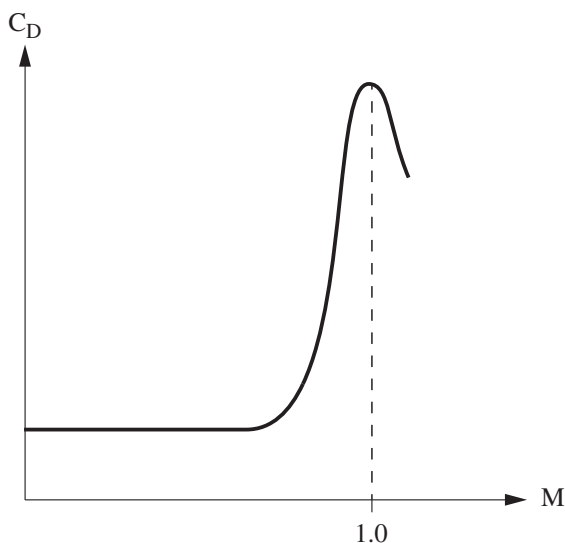
העתק את שני המשפטים הבאים למחברתך, והשלם אותם:

1. (1 נק') מהירות הזרימה **לאחר** שהזרימה עוברת את נקודה A _____ (גדלה/קטנה/נשארת ללא שינוי). רשום את התשובה במחברת הבחינה.

2. (1 נק') הלחץ הסטטי של הזרימה **לאחר** שהזרימה עוברת את נקודה A _____ (גדל/קטן/נשאר ללא שינוי). רשום את התשובה במחברת הבחינה.

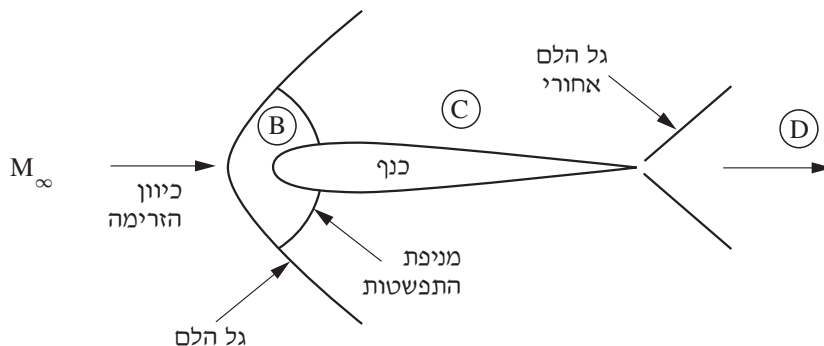
ב. (4 נק') הסבר בקצרה מהו מאד קריטי של פרופיל.

- ג. (4 נק') באיור ב' לשאלה זו מוצג גרף המתאר את מקדם הגרר של פרופיל כנף, C_D , כפונקצייה של מספר המאך של הטיסה. זווית ההתקפה של הכנף קבועה.



איור ב' לשאלה 1

- הסבר מדוע מקדם הגרר C_D גדל כאשר מהירות הזרימה מתקרבת למאך 1.
- ד. (4 נק') במטוס נוסעים יציב, הטייס הורה לכל הנוסעים לעבור לחלקו האחורי של המטוס. האם בשל מעבר זה, היציבות הסטטית של המטוס גדלה או קטנה? נמק את תשובתך.
- ה. (4 נק') באיור ג' לשאלה זו מתואר פרופיל אווירודינמי של כנף מטוס. הפרופיל נתון במצב של זרימה על-קולית נמוכה, $M_\infty = 1.3$.



איור ג' לשאלה 1

רשום לגבי כל אחת מהנקודות (B), (C), ו-(D), אם זרימת האוויר בה היא על-קולית או תת-קולית.

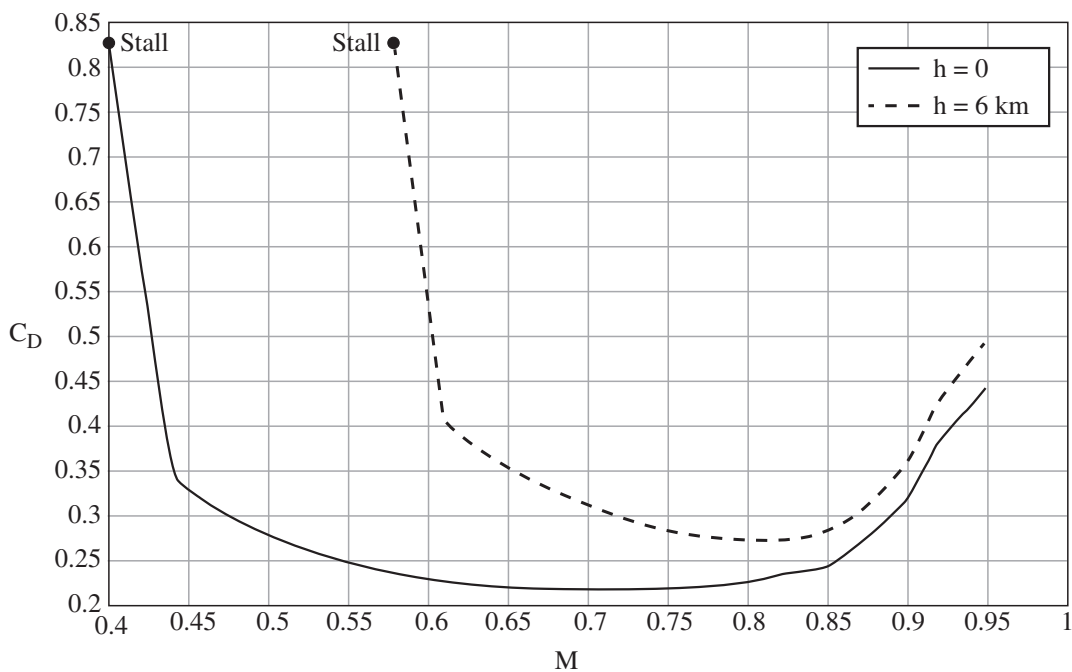
שאלה 2

טיסן ממנוע טס טיסה ישרה ואופקית, בתנאי אטמוספירה סטנדרטית.

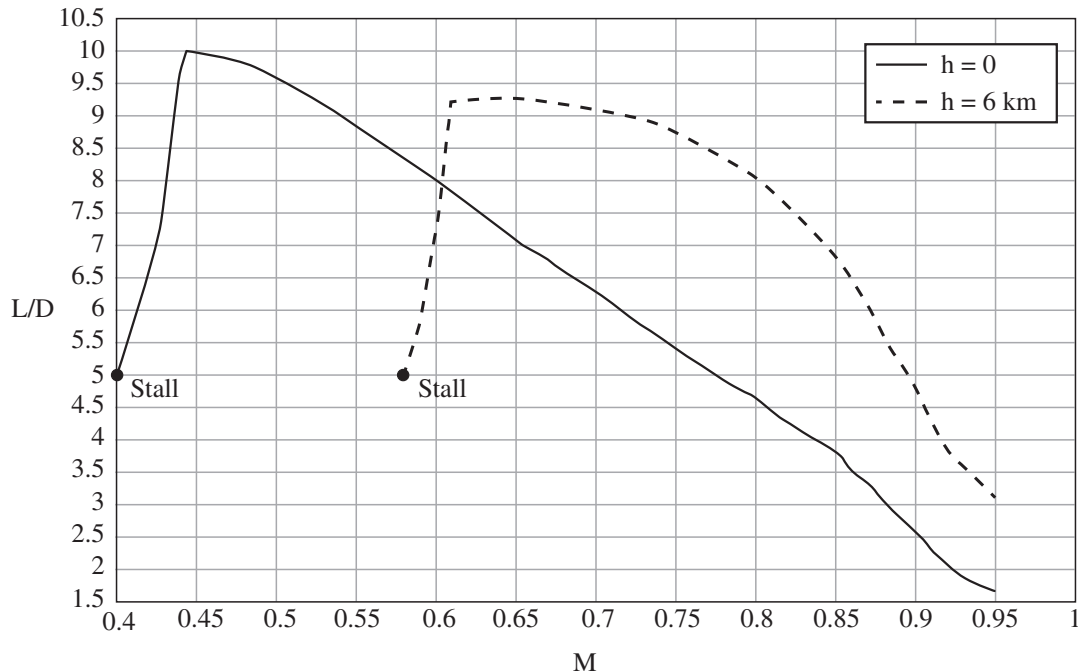
באיור א' לשאלה זו מוצג גרף המתאר את מקדם הגרר C_D כתלות במאך הטיסה.

באיור ב' לשאלה זו מוצג גרף המתאר את היעילות האווירודינמית של הטיסן, $\frac{L}{D}$, כתלות במאך הטיסה שלו.

בשני הגרפים המוצגים, הקו הרציף מתאר טיסה בגובה פני-הים, והקו המקווקו – טיסה בגובה 6 km.



איור א' לשאלה 2



איור ב' לשאלה 2

(6 נק') א. היעזר בגרפים הנתונים בשאלה זו וחשב את מקדם העילוי המרבי.

הטיסן טס טיסה ישרה ואופקית בגובה 6 km , במהירות שבה היעילות האווירודינמית מרבית.

(4 נק') ב. חשב את המקדמים K ו- C_{D_0} , והצב אותם בביטוי לפולרת הגרר: $C_D = C_{D_0} + K \cdot C_L^2$.

בגובה 6 km הטיסן מבצע פנייה אופקית, בזווית גלגול של 60° , במהירות שבה היעילות האווירודינמית מרבית.

(7 נק') ג. חשב את הדחף הדרוש לביצוע הפנייה, אם ידוע ששטח הכנף הוא $S = 0.5 \text{ m}^2$.

(3 נק') ד. חשב את רדיוס הפנייה.

שאלה 3

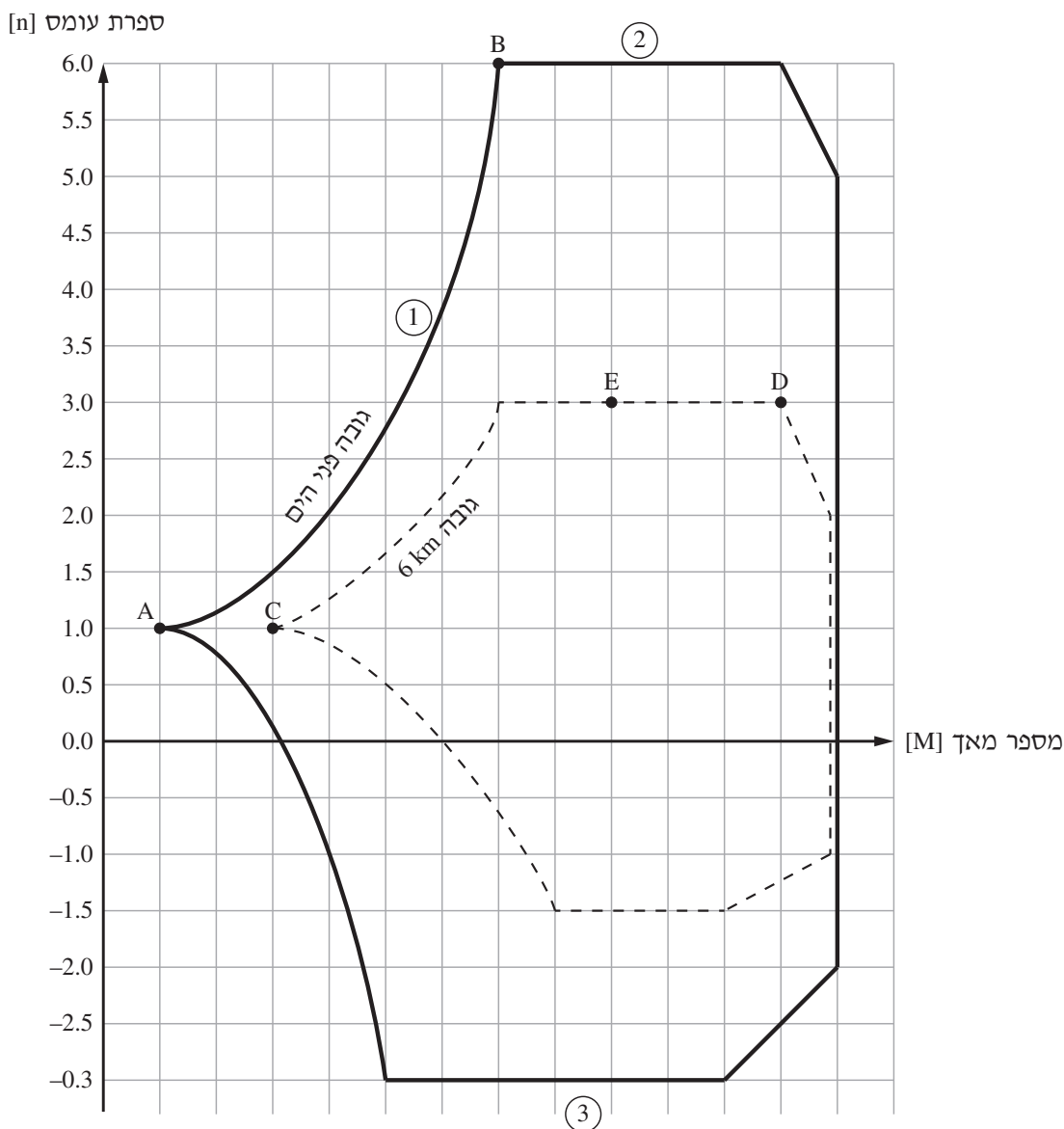
להלן נתונים של מטוס הטס בתנאי אטמוספירה סטנדרטית.

משקל המטוס: $w = 19.6 \text{ kN}$

שטח הכנף: $S = 2.77 \text{ m}^2$

מקדם העילוי המרבי: $C_{L_{\max}} = 2.5$

באיור לשאלה זו מוצג גרף המתאר את מעטפת העומסים של המטוס כתלות במאך הטיסה שלו. הקו הרציף מתאר טיסה בגובה פני-הים, והקו המקווקו – טיסה בגובה 6 km.



איור לשאלה 3

- (3 נק') א. הסבר מה מתארים הקווים המסומנים ב- (1), (2) ו-(3) באיור.
- (6 נק') ב. חשב את מאך הטיסה בשלוש הנקודות המסומנות ב- C, B, A באיור.
- (4 נק') ג. חשב את מקדם העילוי בנקודה D, אם ידוע שמאך הטיסה בנקודה זו הוא $M_D = 0.75$.
- המטוס מבצע פנייה אופקית מתואמת בתנאים המתאימים לנקודה E באיור. מאך הטיסה בנקודה זו הוא $M_E = 0.6$.
- (7 נק') ד. חשב את רדיוס הפנייה.

שאלה 4

מטוס טס בגובה פני-הים, בתנאי אטמוספירה סטנדרטית במהירות קבועה. הטייס מחליט לבצע לולאה אנכית. הטייס מושך את מוט ההיגוי של המטוס, כך שכוח העילוי מגיע לערך **כפול** ממשקל המטוס. הנח **שזווית ההתקפה והמהירות נשמרות קבועות** במשך ביצוע הלולאה.

בלולאה יש ארבע נקודות עיקריות:

- נקודת תחתית הלולאה.
- הנקודה בלולאה שבה המטוס נמצא בזווית 90° לאופק בטיפוס.
- הנקודה הגבוהה ביותר של הלולאה.
- הנקודה בלולאה שבה המטוס נמצא בזווית 90° לאופק בהנמכה.

- (7 נק') א. בהתייחס **לכל אחת מארבע הנקודות** חשב את התאוצה הניצבת לכיוון הטיסה, שפועלת על מרכז הכובד של המטוס בצירי הגוף שלו. בטא את תשובותיך ביחידות g . יש להתחשב בכוח העילוי ובמשקל המטוס.
- (7 נק') ב. בהתייחס **לכל אחת מארבע הנקודות** ציין מהו כיוון פעולת כוח הכובד בצירי הגוף של המטוס (מטה/מעלה/אחורה/קדימה).
- (3 נק') ג. באיזו מבין ארבע נקודות הלולאה הנתונות, רדיוס מסלול הטיסה הוא הגדול ביותר?
- (3 נק') ד. באיזו מבין ארבע נקודות הלולאה הנתונות, רדיוס מסלול הטיסה הוא הקטן ביותר?

פרק שני: מנועי מטוסים והנעה רקטית

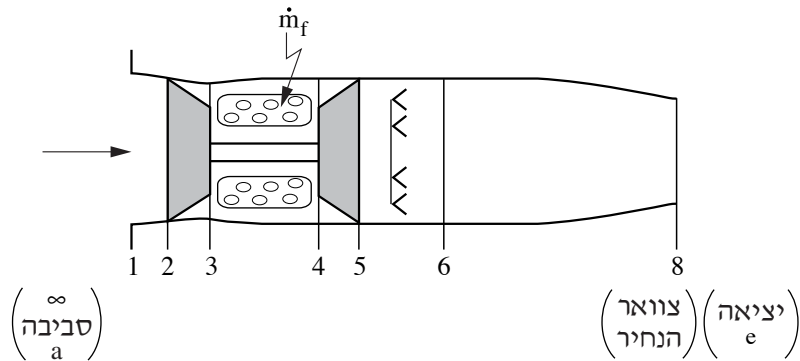
שאלה 5

מטוס בעל מנוע טורבו־סילון חד־צירי עם מבער אחורי טס בתנאי אטמוספירה סטנדרטית.

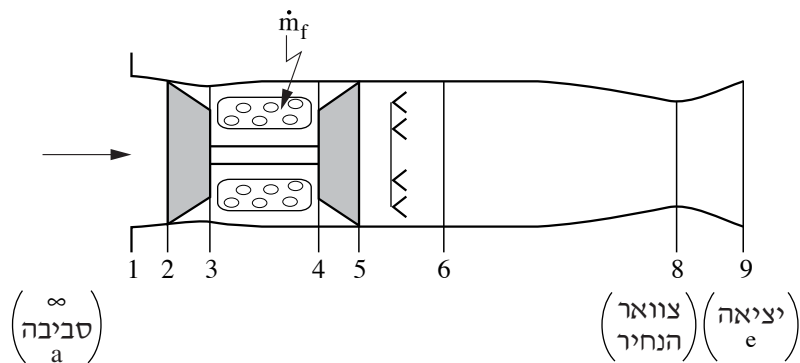
על המנוע ניתן להרכיב נחיר פליטה מתכנס – כמתואר באיור א' לשאלה זו.

כמו כן על המנוע ניתן להרכיב נחיר פליטה מתכנס/מתבדר – כמתואר באיור ב' לשאלה זו.

הערה: הנח שלחצי העצירה וטמפרטורת העצירה במבער האחורי, וכן ספיקות הדלק והאוויר אינם משתנים עקב החלפת הנחיר.



איור א' לשאלה 5



איור ב' לשאלה 5

להלן נתוני הטיסה:

מספר המאך של הטיסה: $M_a = 1.5$

גובה הטיסה: $h = 11 \text{ km}$

להלן נתוני המנוע:

ספיקת האוויר: $\dot{m}_2 = 80 \frac{\text{kg}}{\text{s}}$

יחס דלק/אוויר בתא השריפה: $f_p = \frac{\text{ספיקת דלק}}{\text{ספיקת אוויר}} = 0.028$

טמפרטורת העצירה ביציאה מהטורבינה: $T_{05} = 1,320 \text{ K}$

לחץ העצירה ביציאה מהטורבינה: $p_{05} = 4.25 \text{ bar}$

טמפרטורת העצירה ביציאה מנחיר הפליטה: $T_{08} = T_{09} = 2,200 \text{ K}$

נצילות הבעירה במבער האחורי: $\eta_{AB} = \eta_{\text{After Burner}} = 0.9$

היחס בין לחץ העצירה ביציאה לבין לחץ העצירה בכניסה למבער האחורי: $\frac{p_{08}}{p_{05}} = \frac{p_{09}}{p_{05}} = 0.92$

חום הבעירה של הדלק: $q_R = 4.31 \cdot 10^7 \frac{\text{J}}{\text{kg}_{\text{fuel}}}$

מקדם החום הסגולי בלחץ קבוע בתחנה 5: $c_{p5} = 1,107 \frac{\text{J}}{\text{kg} \cdot \text{K}}$

מקדם החום הסגולי בלחץ קבוע בתחנה 8 כאשר המבער האחורי פועל: $c_{p8} = 1,244 \frac{\text{J}}{\text{kg} \cdot \text{K}}$

יחס מקדמי החום הסגוליים של האוויר: $\gamma_a = 1.4$

יחס מקדמי החום הסגוליים של תחנות 8 ו-9 כאשר המבער האחורי פועל: $\gamma_8 = 1.3$

קבוע הגזים האידיאליים: $R = 287 \frac{\text{J}}{\text{kg} \cdot \text{K}}$

הנחות:

אין צרכנים חיצוניים, $p_x = 0$.

אין להזניח בחישובים את תרומת ספיקת הדלק.

(4 נק') א. חשב את מהירות הטיסה של המטוס.

(4 נק') ב. חשב את ספיקת הדלק המוזרקת למבער האחורי, $\dot{m}_{f_{AB}}$, ואת ספיקת הדלק הכוללת $\dot{m}_{f_{total}}$.

(4 נק') ג. הותקן נחיר פליטה מתכנס. חשב את מהירות פליטת הגזים מנחיר הפליטה.

(8 נק') ד. הותקן נחיר פליטה מתכנס/מתבדר. הנח התפשטות מלאה בנחיר המתכנס/מתבדר.

(4 נק') 1. חשב את מהירות פליטת הגזים מנחיר הפליטה.

(4 נק') 2. חשב את הדחף נטו של המנוע, F_N , ואת תצרוכת הדלק הסגולית, TSFC.

שאלה 6

המנוע הרקטי המתואר באיור לשאלה זו הוא בעל הודף מוצק. המנוע פועל בגובה פני-הים. הלחץ בתא השריפה הוא $p_c = 75 \text{ atm}$. נחיר המנוע מותאם ללחץ הסביבה בגובה פני-הים, כלומר $P_e = P_{a, h=0}$. בתנאים אלה, התקיפה הסגולית של המנוע היא $I_{sp} = 250 \text{ s}$.

נתוני ההודף:

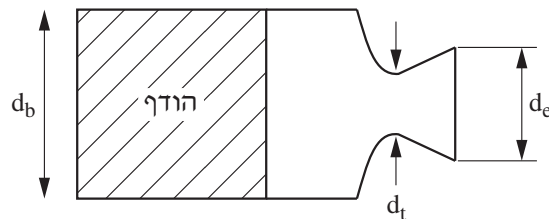
- קצב בעירת ההודף: $\dot{r} = 0.3 p_c^{0.35}$

כאשר $\dot{r}$ נמדד ביחידות $\frac{\text{cm}}{\text{s}}$ ו- p_c נמדד ביחידות atm.

- צפיפות ההודף: $\rho_p = 1,680 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$

מטען ההודף הוא גליל הבוער בעירת קצה.

- קוטר שטח החתך הבוער: $d_b = 50 \text{ cm}$



איור לשאלה 6

תכונות תוצרי השריפה:

- משקל מולקולרי: $\bar{M} = 26 \frac{\text{kg}}{\text{kmol}}$

- יחס קיבולי חום סגולים: $\gamma = 1.24$

16 נק' א. חשב את הגדלים שלהלן:

1. מקדם הדחף, c_F^0 . (2 נק')
2. יחס השטחים $\frac{A_e}{A_t}$. (2 נק')
3. קצב בעירת ההודף המוצק, $\dot{r}$. (2 נק')
4. הספיקה המסית של תוצרי השריפה של ההודף, $\dot{m}_p$. (2 נק')
5. קוטר צוואר הנחיר, d_t . (2 נק')
6. קוטר חתך היציאה מהנחיר, d_e . (2 נק')
7. המהירות האופיינית של ההודף, c^* . (2 נק')
8. הטמפרטורה בתא השריפה, T_c . (2 נק')

4 נק' ב. ציין מה תהיה ההשפעה של העלייה בגובה הטיסה על כל אחד מהפרמטרים הבאים (יעלה/ירד/ישאר ללא שינוי): c^* , P_e , F , I_{sp} . הנח כי אין שינוי בגיאומטריית ההודף, בסוג ההודף ובגיאומטריית הנחיר.

פרק שלישי: חומרים תעופתיים ותחזוקת מטוסים

שאלה 7

- א. (2 נק') הגדר את המונח "חומר מרוכב".
- ב. (4 נק') ציין **שלושה** סוגים של משריינים בחומר מרוכב. הסבר בקצרה את ההבדל ביניהם.
- ג. (4 נק') ציין **שלוש** תכונות של חומרים קרמיים.
- ד. (6 נק') ציין **שלושה** יתרונות ו**שלושה** חסרונות של השימוש בחומרים פלסטיים.
- ה. (4 נק')
1. (2 נק') הסבר מהו פולימר.
2. (2 נק') הסבר מהו מונומר.

שאלה 8

- א. (5 נק') ציין **שלושה** יתרונות ו**שני** חסרונות של שיטת חיבור בהדבקה.
- ב. (5 נק') תאר את תהליך הריתוך באמצעות אלקטרודת טונגסטן TIG.
- ג. (5 נק') תאר את תהליך הריתוך באמצעות אלקטרודת מתכת MIG.
- ד. (5 נק') תאר את תהליך הריתוך הנקודתי SW (Spot welding).

בהצלחה!

נספח א': נוסחאות באוירודינמיקה 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 האויר

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

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

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

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

הגדרת משתנים

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

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

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

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

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

$$P = \rho RT \text{ או } PV = mRT$$

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

$$c_p = c_v + R$$

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

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

$$n = 0$$

$$n = 1$$

$$n = \gamma$$

$$n = \pm \infty$$

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

$$\Delta U = Q - W$$

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

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

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 $AR > 3$)

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

$$E_p = mgh$$

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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_{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 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
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 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 7,710933, 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

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

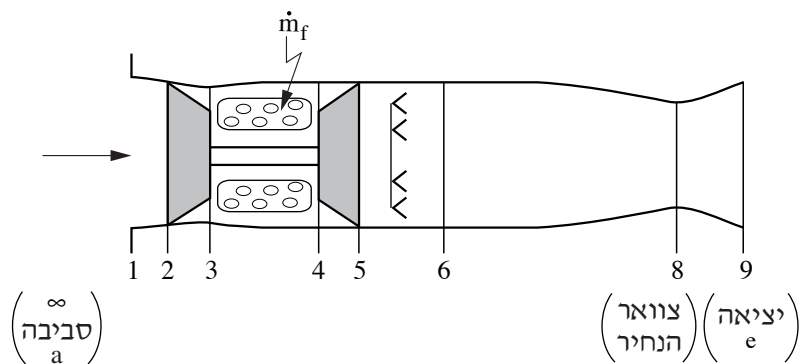
כאשר $f \ll 1$

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

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

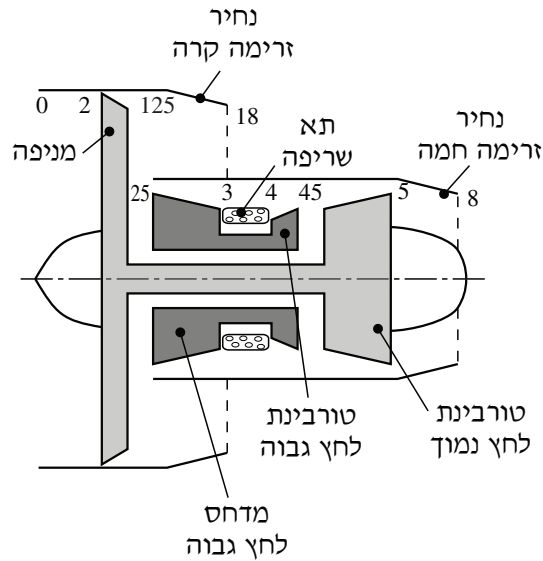
U_t – מהירות קצה הלהב

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

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

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

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
–	ρ_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 אקוויוולנטית

$$u_e = \sqrt{\frac{2 \gamma}{\gamma - 1} \frac{R_0}{M} T_c \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} \right]}$$

מהירות הפליטה

$$\Gamma = \left[\gamma \cdot \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma + 1}{\gamma - 1}} \right]^{\frac{1}{2}}$$

קבוע

$$c_F = \frac{F}{p_c A_t} = C_f^0 + \left(\frac{p_e}{p_c} - \frac{p_a}{p_c} \right) \frac{A_c}{A_f}$$

מקדם הדחף

$$c_F^0 = \Gamma \sqrt{\frac{2 \gamma}{\gamma - 1} \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} \right]}$$

מקדם הדחף לנחיר מתואם

$$\frac{A_e}{A_t} = \frac{\Gamma^2}{\left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{1}{\gamma}} \cdot c_F^0}$$

יחס שטחי חתך

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

מהירות אופיינית של ההודף

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

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

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 الإيروдинаميكية	יעילות אווירודינמית
stable	Устойчивый самолет	مستقر	יציב
static stability	статическая устойчивость	استقرار استاتي	יציבות סטטית
supersonic wing	Крыло сверхзвукового самолета	الجناح الأسرع من الصوت	כנף על-קולית
subsonic wing	Крыло дозвукового самолета	جناح تحت الصوت	כנף תת-קולית
dynamic pressure	Динамическое давление	الضغط الديناميكي	לחץ דינמי
axial compressor	Осевой компрессор	ضاغط محوري	מדחס צירי

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 مكبسيّ	מנוע בוכנה
rocket engine	Ракетный двигатель	مُحَرِّك صاروخيّ	מנוע רקטי
Mach number	Число Маха	عدد ماخ	מספר מאך
critical Mach number	Критический число Маха	العدد الماخّي الحرج	מספר מאך קריטי
compressor map	Карта компрессора	خريطة الضاغط	מפת מדחס
drag coefficient	Коэффициент аэродинамического сопротивления	مُعَامِل السَّحَب	מקדם גרר
thrust coefficient	Коэффициент тяги	مُعَامِل الدَّفْع	מקדם דחף
pitch moment coefficient	коэффициент крутящего момента	مُعَامِل العزم الانحداريّ	מקדם מומנט עלרוד
lift coefficient	Коэффициент подъемной силы	مُعَامِل الرَّفْع	מקדם עילוי
center of gravity	Центр тяжести	مَرَكز الثَّقَل	מרכז כובד
molecular weight	Молекулярный вес	الوزن الجزيئيّ	משקל מולקולרי
nozzle	Сопло	فُوهة	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	Условный предел текучести	نهاية حدّ المرونة	נקודת כניעה מוסכמת
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