

סוג הבחינה: גמר לבתי-ספר לטכנאים ולהנדסאים

מועד הבחינה: אביב תשפ"א, 2021

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 ובהם שמונה שאלות.

עליך לענות על חמש שאלות לפי בחירתך, מכל השאלון.

לכל שאלה - 20 נקודות, סך-הכול - 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 השאלון כולו 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, ולא יתייחס לתשובות נוספות.
4. בכל שאלה ניתנו הנתונים לפתרונה. אם לדעתך חסר נתון, השלם אותו על-פי שיקול דעתך ופתור בעזרתו את השאלה. כתוב 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 11 עמודים ו-21 עמודי נספחים.

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

בהצלחה!

השאלות

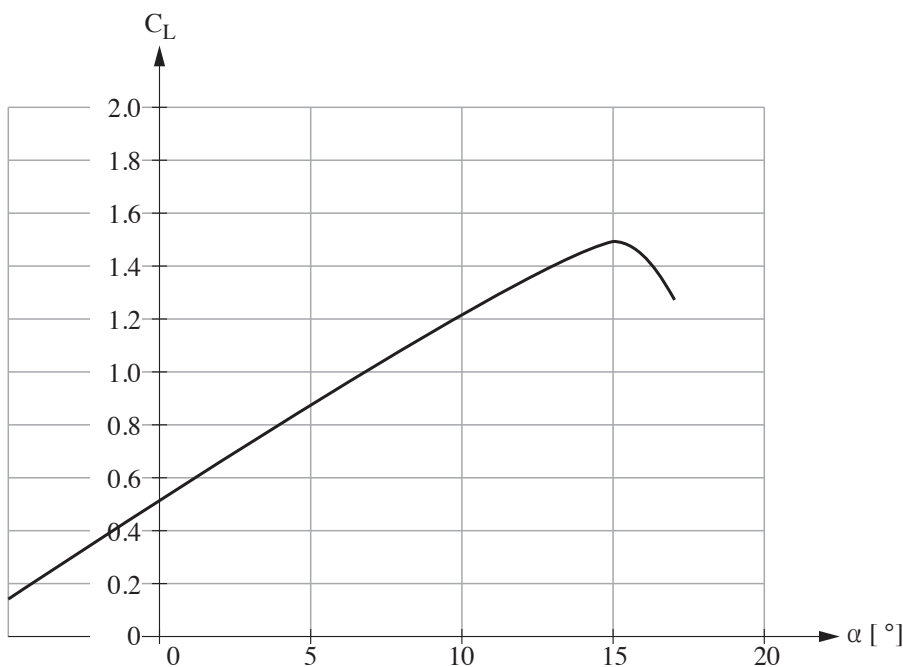
בשאלון זה שלושה פרקים ובהם שמונה שאלות.
עליך לענות על חמש שאלות לפי בחירתך, מכל השאלון (לכל שאלה – 20 נקודות).
פרק ראשון: אווירודינמיקה – כנף קבועה וכנף סובבת

שאלה 1

(4 נק') א. העתק את המשפט שלהלן למחברתך והשלם אותו:

בעת ההמראה, רגע אחרי הניתוק מהקרקע, דחף המנוע _____ (גדול מ- / קטן מ- / שווה ל-) כוח הגרר הפועל על המטוס.

באיור לשאלה זו נתון גרף המתאר את מקדם העילוי של כנף מטוס, בעל מדחף אחד, כפונקצייה של זווית ההתקפה שלה. המטוס ממריא ממסלול הנמצא בגובה פני הים, וטס בתנאי אטמוספירה סטנדרטית.



איור לשאלה 1

נתונים:

- משקל המטוס: $W = 19,600 \text{ N}$
- שטח הכנף: $S = 20 \text{ m}^2$
- ההספק הנדרש מהמנוע להמראה: $P = 390 \text{ kW}$
- נצילות המדחף: $\eta = 0.80$
- פולרת הגרר של המטוס: $C_D = 0.03 + 0.04 \cdot C_L^2$
- מקדם החיכוך הדינמי בין הקרקע לגלגלי המטוס: $\mu = 0.03$
- מהירות ההמראה גדולה ב-20% ממהירות ההזדקרות התיאורטית.
- המהירות הממוצעת של ריצת ההמראה קטנה ב-10% ממהירות ההזדקרות התיאורטית.

- ב. (4 נק') חשב את מהירות ההמראה של המטוס, רגע לפני הניתוק מהקרקע.
- ג. (4 נק') חשב את הדחף הממוצע הנדרש מהמנוע בעת ריצת ההמראה.
- ד. (4 נק') זווית ההתקפה בעת ההמראה היא $\alpha = 0^\circ$. חשב את כוח הגרר הממוצע המופעל על המטוס בעת ריצת ההמראה.
- ה. (4 נק') חשב את האורך של ריצת ההמראה.

שאלה 2

להלן נתוניו של מסוק שמרחף בגובה פני הים בתנאי אטמוספירה סטנדרטית:

- המסה הכוללת של המסוק: $m = 7,100 \text{ kg}$

- רדיוס הדסקה: $R = 8.1 \text{ m}$

- נצילות הרוטור: $\eta = 0.74$

- ביטוי להשפעת אפקט הקרקע על דחף הרוטור:
$$\frac{T_G}{T} = \frac{1}{1 - \left[\frac{R}{4h} \right]^2}$$

כאשר:

T_G – דחף הרוטור עם אפקט הקרקע

T – דחף הרוטור ללא אפקט הקרקע

h – גובה המסוק מעל פני הקרקע

R – רדיוס הדסקה

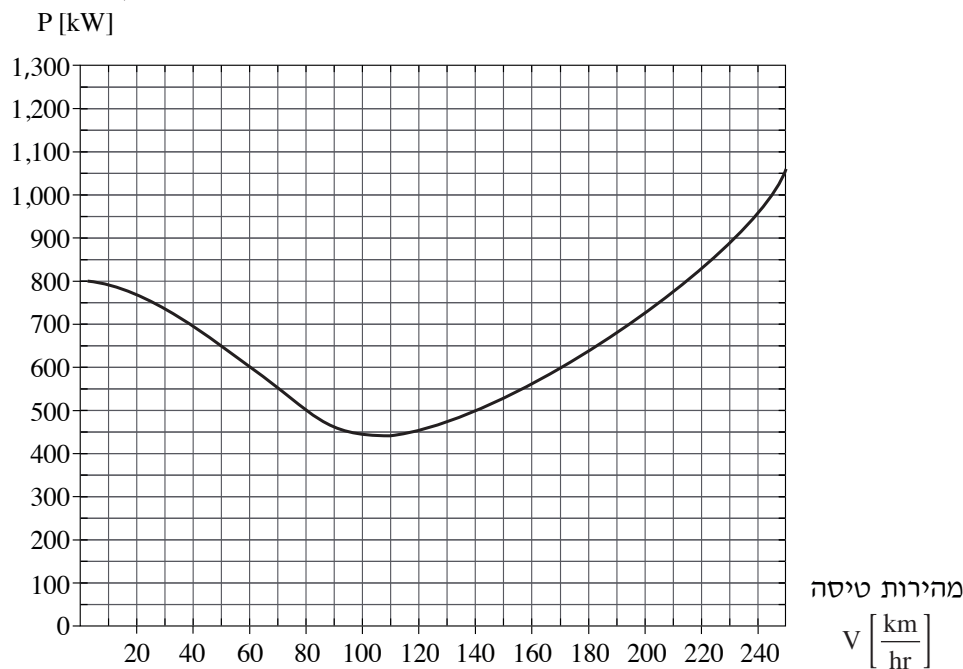
(2 נק') א. חשב את המהירות המושרית בעת הריחוף, מחוץ להשפעת אפקט הקרקע.

(2 נק') ב. חשב את הספק הרוטור בעת הריחוף, מחוץ להשפעת אפקט הקרקע ($T=T_G$).

(4 נק') ג. חשב את הדחף המופק מהרוטור, T , כאשר המסוק מרחף בהשפעת אפקט הקרקע, בגובה $h = \frac{R}{2}$ מעל פני הקרקע.

באיור לשאלה זו נתון גרף המתאר את הספק המנוע הדרוש לטיסה ישרה ואופקית של המסוק בגובה פני הים, כתלות במהירות הטיסה שלו.

הספק נדרש לטיסה



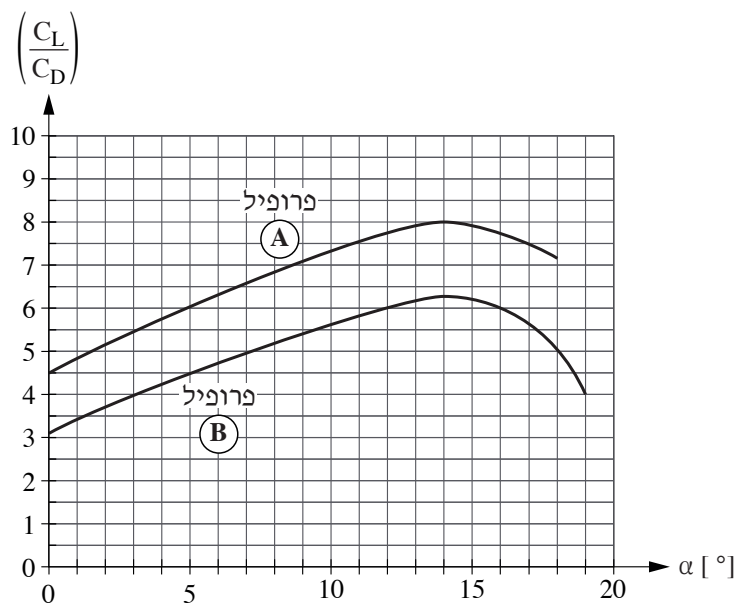
איור לשאלה 2

(12 נק') ד.

1. (3 נק') היעזר בגרף ומצא את מהירות המסוק לשהייה מרבית.
2. (3 נק') היעזר בגרף ומצא את המהירות וההספק המתאימים לטווח הטיסה המרבי של המסוק.
3. (3 נק') להלן נתונים נוספים:
 - מסת הדלק: $m_f = 2,100 \text{ kg}$
 - צריכת דלק סגולית לטווח מרבי: $S.F.C = 0.755 \frac{\text{kg}}{\text{kW} \cdot \text{hour}}$
4. (3 נק') חשב את משך הטיסה של המסוק במהירות ובהספק המתאימים לטווח טיסה מרבי.
4. (3 נק') חשב את טווח הטיסה המרבי של המסוק.

שאלה 3

באיור לשאלה זו נתון גרף המתאר את יחס מקדמי העילוי והגרר כתלות בזווית ההתקפה של שני פרופילי כנף שונים (A ו-B).



איור לשאלה 3

4 נק') א. ציין איזה משני פרופילי הכנף (A או B) הוא היעיל ביותר מבחינה אווירודינמית. נמק את תשובתך.

מטוס חד-מנועי, עם פרופיל הכנף היעיל אווירודינמית מבין שני הפרופילים, שוקל 20,000 N. המטוס טס במהירות קבועה בגובה 5 ק"מ בתנאי אטמוספירה סטנדרטית. דחף המנוע הוא 2,700 N. כמו כן, נתון כי מקדם הגרר הטפילי שלו הוא $C_{D0} = 0.1$, ושטח הכנף הוא $S = 10 \text{ m}^2$.

4 נק') ב. חשב את מקדם העילוי המרבי, C_L^* .

4 נק') ג. חשב את קבוע הגרר המושרה, K.

4 נק') ד. חשב את מהירות ההזדקרות של המטוס.

4 נק') ה. מהי זווית ההתקפה במצב הטיסה המתואר?

פרק שני: מנועי מטוסים

שאלה 4

(2 נק') א. העתק למחברתך את המשפט שלהלן והשלם אותו:

בזרימה תת-קולית בנחיר מנוע סילון, ככל ששטח חתך היציאה מהנחיר גדל, כך מהירות יציאת הגזים _____ (גדלה/קטנה/לא משתנה).

(2 נק') ב. בזרימה על-קולית בנחיר מנוע סילון, ככל ששטח חתך היציאה מהנחיר גדל, כך מהירות יציאת הגזים גדלה. מה הנימוק לכך? העתק למחברתך את התשובה הנכונה.

1. חוק שימור התנע

2. ספיקה מסית קבועה

3. אפקט ונטורי

4. חוק ברנולי

להלן נתונים של מטוס קרב בעל מנוע סילון הטס בתנאי אטמוספירה סטנדרטית:

– גובה הטיסה: $h = 8 \text{ km}$

– מספר המאך של הטיסה: $M = 1.3$

– ספיקת האוויר בכניסה למנוע: $\dot{m}_{\text{air}} = 50 \frac{\text{kg}}{\text{s}}$

– היחס דלק/אוויר: $f = 0.04$

– הלחץ ביציאה מהנחיר: $P_e = 2 \text{ bar}$

– קוטר היציאה מנחיר הפליטה: $d_e = 1 \text{ m}$

– מהירות יציאת הגזים מהמנוע: $U_e = 1,200 \frac{\text{m}}{\text{s}}$

(6 נק') ג. חשב את הדחף הגולמי של המנוע.

(4 נק') ד. חשב את כוח גרר המג"ח (F_R) ואת הדחף נטו (F_N) של המנוע במהלך הטיסה.

שטח חתך היציאה מהנחיר השתנה, וכתוצאה מכך השתנו שני הנתונים שלהלן:

– $d_{e \text{ שדח}} = 1.2 \text{ m}$

– $P_{e \text{ שדח}} = 1.8 \text{ bar}$

הדחף הגולמי של המנוע, מהירות הטיסה, גובה הטיסה וספיקות האוויר והדלק לא השתנו.

(4 נק') ה. חשב את מהירות יציאת הגזים מהנחיר לאחר השינוי, $U_{e \text{ שדח}}$.

שאלה 5

(2 נק') א. העתק למחברתך את התשובה הנכונה: במנוע סילון תהליך השריפה הוא: _____ .

1. בנפח סגולי קבוע.

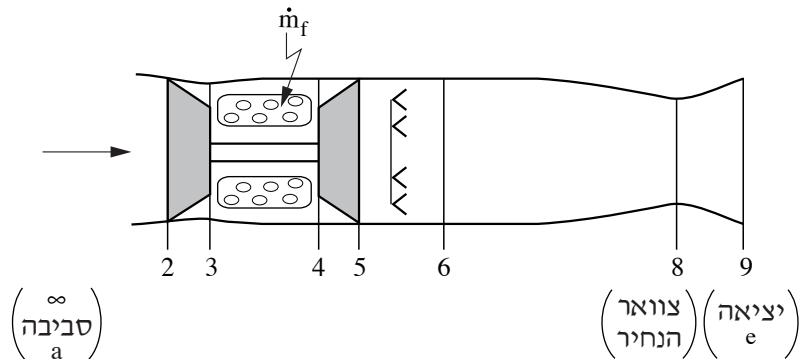
2. בטמפרטורה קבועה.

3. בלחץ קבוע.

4. בצפיפות קבועה.

(3 נק') ב. במהלך הפעולה של תא שריפה כְּדִי, נסתמו המזרקים של שני כְּדִים צמודים. מה יקרה לטמפרטורה הממוצעת בכניסה לטורבינה? כיצד זה ישפיע על ביצועי המנוע?

מטוס בעל מנוע טורבו סילון טס בגובה קבוע בתנאי אטמוספירה סטנדרטית. באיור לשאלה זו מתואר המנוע ומסומנות התחנות שלו.



איור לשאלה 5

נתונים:

- מהירות הטיסה: $U_a = 240 \frac{m}{s}$
- ספיקת האוויר העובר דרך המנוע: $\dot{m}_a = 75 \frac{kg}{s}$
- טמפרטורת הסביבה: $T_a = 270 K$
- לחץ הסביבה: $P_a = 0.8 \text{ bar}$
- יחס לחצי העצירה במדחס: $\frac{P_{03}}{P_{02}} = 10$
- נצילות המדחס: $\eta_c = 0.85$
- נצילות תא השריפה: $\eta_b = 0.95$

- טמפרטורת העצירה ביציאה מתא השריפה: $T_{04} = 1,400 \text{ K}$
- חום שריפת הדלק בתא השריפה: $q_R = 43 \cdot 10^6 \frac{\text{J}}{\text{kg}_{\text{fuel}}}$
- קיבול החום הסגולי בלחץ קבוע בכונס ובמדחס: $C_{pa} = 1,005 \frac{\text{J}}{\text{kg} \cdot \text{K}}$
- היחס בין קיבולי החום של האוויר בכונס ובמדחס: $\gamma_a = 1.4$
- קיבול החום הסגולי בלחץ קבוע בתא שריפה: $C_{pb} = 1,435 \frac{\text{J}}{\text{kg} \cdot \text{K}}$
- קבוע הגז האידיאלי של אוויר: $R = 287 \frac{\text{J}}{\text{kg} \cdot \text{K}}$

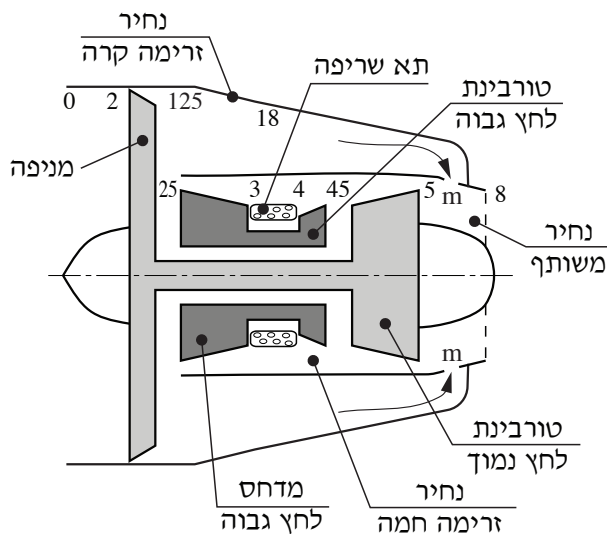
הנחות:

- הגז הוא אוויר והוא מתנהג כגז משוכלל.
- כונס המנוע אידיאלי (איזנטרופי).
- מהירות הזרימה במדחס ניתנת להזנחה.

- ג. (5 נק') חשב את לחץ העצירה ביציאה מהמדחס, P_{03} .
- ד. (5 נק') חשב את טמפרטורת העצירה ביציאה מהמדחס, T_{03} .
- ה. (5 נק') חשב את היחס, f , בין ספיקת הדלק ובין ספיקת האוויר.

שאלה 6

באיור לשאלה זו מתואר מנוע טורבו־מניפה בעל נחיר משותף. אוויר הליבה והאוויר העוקף מתערבבים ביציאה מטורבינת הלחץ הנמוך, ובהמשך מתפשטים יחד בנחיר אחד, מתכנס וחנוק. בתהליך הערבוב אין הפסדים. כמו כן, אין הפסדים בלחץ העצירה ובטמפרטורת העצירה בנחיר. הנח כי הגז הוא אוויר, והוא מתנהג כגז משוכלל. הזנח את תוספת מסת הדלק.



איור לשאלה 6

נתונים:

- מספר המאך של הטיסה: $M_a = 0.8$
- טמפרטורת הסביבה: $T_a = 230 \text{ K}$
- לחץ הסביבה: $P_a = 0.3 \text{ bar}$
- לחץ העצירה של האוויר העוקף: $P_{0125} = 0.7 \text{ bar}$
- טמפרטורת העצירה בכניסה לנחיר המשותף: $T_{0m} = T_{08} = 446 \text{ K}$
- הספיקה המסית הכוללת של האוויר (אוויר ליבה + אוויר עוקף): $\dot{m}_{a, \text{total}} = 600 \frac{\text{kg}}{\text{s}}$
- שטח חתך היציאה מהנחיר: $A_8 = 0.15 \text{ m}^2$
- קבוע הגז האידיאלי: $R = 287 \frac{\text{J}}{\text{kg} \cdot \text{K}}$
- היחס בין קיבולי החום של האוויר: $\gamma = 1.4$

- 5 נק') א. חשב את מהירות הזרימה ביציאה מהנחיר המשותף ($U_{em} = U_g$).
- 5 נק') ב. האם הנחיר המשותף מתואם? הסבר את תשובתך באמצעות חישוב.
- 5 נק') ג. חשב את דחף המנוע, F_m .
- 5 נק') ד. ציין שני שימושים שיש לאוויר העוקף במנוע טורבו־מניפה בעל מבער אחורי.

פרק שלישי: חומרים תעופתיים ותחזוקת מטוסים

שאלה 7

- 8 נק') א. 1. פרט את תהליך מדידת הקשיות על־פי שיטת ברינל.
4 נק') 2. ציין יתרון אחד וחיסרון אחד של שיטת ברינל.
- 8 נק') ב. נמדדה קשיות של לוחות נחושת בשיטת ברינל. קוטר החודרן היה 10 mm. הפעלת עומס של 3000 kgf הניבה קשיות של $BHN = 35$ לפי שיטת ברינל. חשב את קוטר העקבה, d.
- 4 נק') ג. מהי השיטה הרצויה למדידת קשיות של מתכת בעלת פני־שטח מחוספסים – שיטת רוקוול C או שיטת ברינל? הסבר את תשובתך.

שאלה 8

- 5 נק') א. ציין שלוש סיבות להיווצרות קורוזיה.
- 5 נק') ב. במפעל הממוקם סמוך לים (סביבת לחות גבוהה) הוחלט לבנות האנגר. באיזו מתכת רצוי להשתמש לבניית ההאנגר הזה? הסבר את תשובתך.
- 5 נק') ג. ציין שתי הגנות מפני קורוזיה המיועדות לסגסוגות אלומיניום תעופתיות.
- 5 נק') ד. ציין שתי הגנות מפני קורוזיה המיועדות לפלדות דלות־פחמן.

בהצלחה!

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

לשאלונים 710931, 710933, אביב תשפ"א

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 תשפ"א

$$P = \rho RT \text{ או } PV = nRT$$

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

$$c_p = c_v + R$$

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

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

$$n = 0$$

$$n = 1$$

$$n = \gamma$$

$$n = \pm \infty$$

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

$$\Delta U = Q - W$$

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

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

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 $AR > 3$)

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

$$E_p = mgh$$

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

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

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

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

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

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

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

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

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

נספח א' לאווירודינמיקה ומנועי מטוס,

סמל 710933, 710931, אביב תשפ"א

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

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

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 תשפ"א

$$\alpha_w = \alpha_f + i_w$$

זווית ההתקפה של הכנף

$$\alpha_t = \alpha_f - \varepsilon + i_t$$

זווית ההתקפה של הזנב ביחס לציר הייחוס של הגוף

$$\alpha_t = \alpha_w - i_w - \varepsilon + i_t$$

זווית ההתקפה של הזנב ביחס לזווית ההתקפה של הכנף

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

זווית ההתקפה של הזנב ביחס לציר הייחוס של הגוף

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

זווית Downwash (ברדיאנים)

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

מקדם העילוי של הזנב

$$\eta = \frac{q_t}{q_w}$$

היחס בין הלחץ הדינמי על הזנב ובין הלחץ הדינמי על הכנף

נוסחאות כנף סובבת (מסוקים)

$$\dot{m} = \rho A v$$

ספיקת המסה

$$d = \frac{T}{A}$$

עומס הדסקה

$$V_i = \sqrt{\frac{T}{2 \rho A}}$$

מהירות מושרית בריחוף

$$T_r = \dot{m} \cdot V_i \cdot 2$$

הדחף הנדרש מהרוטור בריחוף

$$P_n = T_r \cdot V_i$$

ההספק הנדרש מהרוטור בריחוף

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

הספק בגלישה (באוטורוטציה)

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

מהירות נסיקה מנורמלת

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

מהירות טיסה מנורמלת

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

היחס בין המהירות המושרית בנסיקה ובין המהירות המושרית בריחוף

$$P = \frac{T(V_c + \bar{\sigma} V_i)}{\eta}$$

הספק נדרש מהמנוע בנסיקה

המראה

$$\bar{a}_{T.O.} = \frac{T - D - \eta(W - L)}{m}$$

תאוצה ממוצעת בהמראה

$$S_{T.O.} = \frac{V_{T.O.}^2}{2\bar{a}_{T.O.}}$$

אורך המסלול של ריצת ההמראה

$\bar{a}_{T.O.}$	-	תאוצה ממוצעת בהמראה
$S_{T.O.}$	-	אורך ריצת ההמראה
η	-	מקדם חיכוך בין גלגלי המטוס ובין המסלול
$V_{T.O.}$	-	מהירות הניתוק מן הקרקע
T	-	דחף
D	-	כוח 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 תשפ"א

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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 תשפ"א

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

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

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

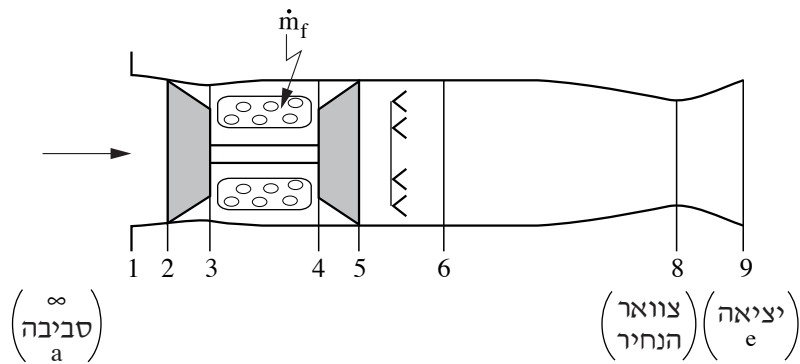
כאשר $f \ll 1$

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

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

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

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 תשפ"א

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

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

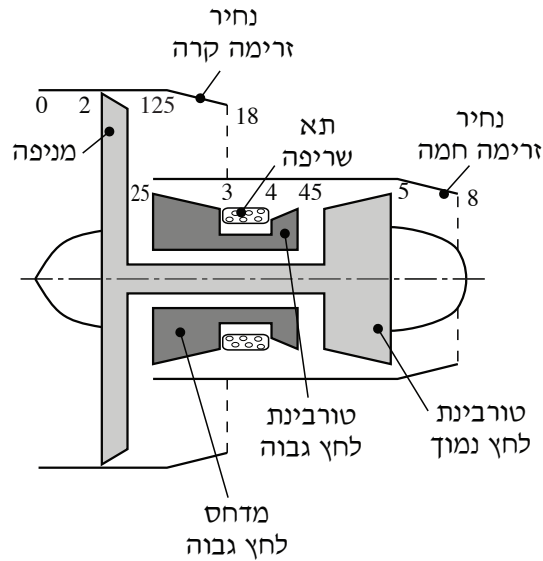
U_t – מהירות קצה הלהב

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

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 תשפ"א

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

תקיפה סגולית

$$TSFC = \frac{\dot{m}_p}{F}$$

תצרוכת דלק סגולית

$$F = \dot{m}_p \cdot u_e + (P_e - P_a) \cdot A_e$$

דחף המנוע

$$u_{eq} = \frac{F}{\dot{m}_p} = I_{sp} \cdot g_o = u_e + \frac{\frac{P_e - P_a}{A_e}}{\dot{m}_p}$$

מהירות אקוויוולנטית

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

מהירות הפליטה

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

קבוע

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

מקדם הדחף

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

מקדם הדחף לנחיר מתואם

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

יחס שטחי חתך

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

מהירות אופיינית של ההודף

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

ספיקת הגזים העוברים דרך נחיר חנוק

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

קצב בעירה של הודף מוצק

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

ספיקת תוצרי שריפת ההודף

נספח ב': טבלת אטמוספירה סטנדרטית

לשאלונים 710931, 710933, אביב תשפ"א

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	
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	جَرَّ	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	قُدْرَة	הספק
relaxation	Релаксация	إنفراج	הרפיה
climb angle	Угол набора высоты	زاوية الصعود	זווית נסיקה
pitch angle	угол наклона	زاوية الانحدار / التسلُّق	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	مُسْتَقْبِلُ الْمُحَرِّك	כונס מנוע
hardenability	Способность закалки металла	مُقاوَمَة بالسَّقْي	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 المُسْتَحَثَّة	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	مُعَامِلُ الرَّفْع	מקדם עילוי
weight	вес	ثَقْل (وزن)	משקל
climb	Взлет	تحليق	נסיקה

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