

סוג הבחינה: גמר לבתי-ספר לטכנאים ולהנדסאים

מועד הבחינה: אביב תשע"ז, 2017

סמל השאלון: 710933

נספחים: א. נוסחאות באווירודינמיקה

ומנועי מטוס

ב. טבלת אטמוספירה סטנדרטית

ג. מילון מונחים

אווירודינמיקה ומנועי מטוס ה'

(להנדסאי מכונות)

הוראות לנבחן

א. משך הבחינה: ארבע שעות.

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

פרק ראשון: אווירודינמיקה

פרק שני: מנועי מטוסים והנעה רקטית

פרק שלישי: חומרים תעופתיים ותחזוקת מטוסים

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

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

ד. הוראות מיוחדות:

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

2. ענה על השאלות על פי הסדר הנראה לך.

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

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

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

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

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

בהצלחה!

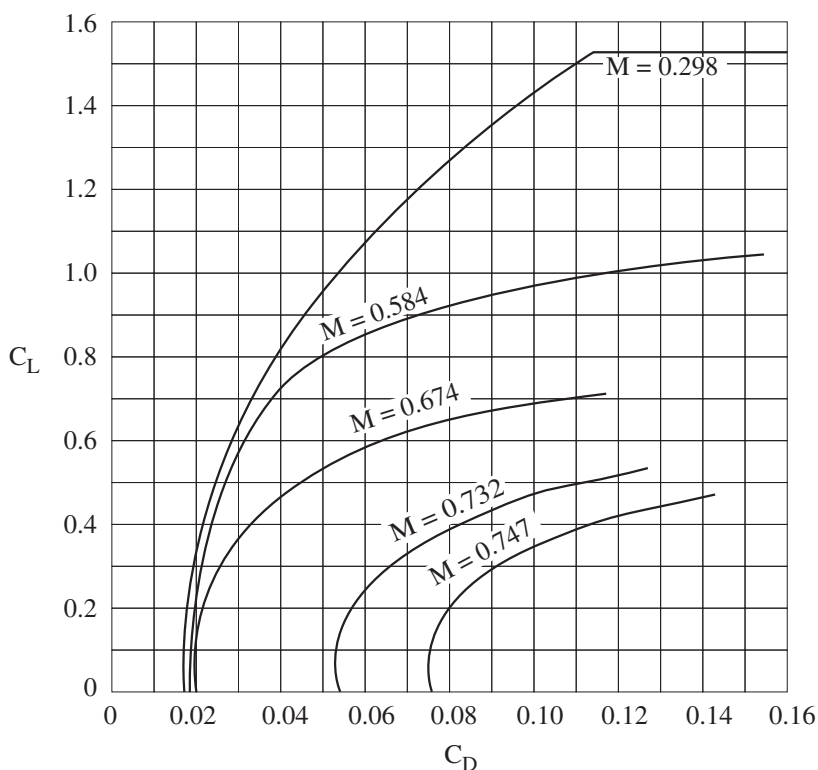
השאלות

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

פרק ראשון: אוורודינמיקה

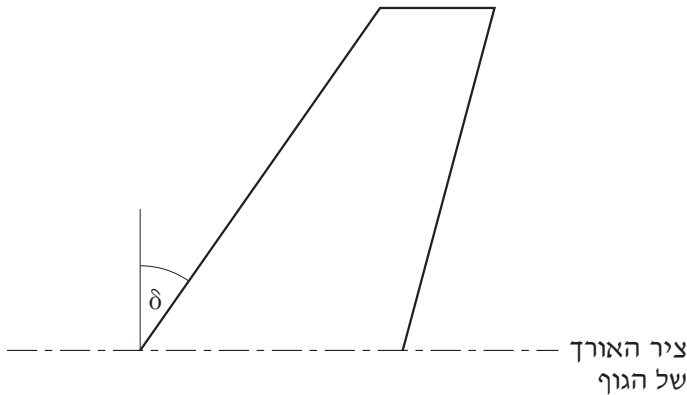
שאלה 1

- א. הסבר מהו מספר מאך קריטי. ציין גורם אחד המשפיע על מספר מאך הקריטי.
- ב. באיור א' לשאלה זו מתואר מקדם העילוי, C_L , של מטוס תת-קולי כתלות במקדם הגרר, C_D . הקווים באיור מייצגים מספרי מאך שונים.



איור א' לשאלה 1

1. מצא את היחס $\frac{L}{D}$ המרבי במספר מאך $M = 0.747$.
2. מבין כל הקווים המייצגים מספרי מאך שונים, מהו היחס $\frac{L}{D}$ המרבי ובאיזה מספר מאך הוא מתקבל?
3. מהי הסיבה ל"שבירה" בקו המתאים למספר מאך $M = 0.298$ בנקודה $C_L \approx 1.52$?
- ג. באיור ב' לשאלה זו מתוארת כנף המשוכה לאחור בזווית δ .



איור ב' לשאלה 1

1. העתק את האיור למחברתך וסמן עליו את רכיבי מהירות האוויר.
2. הסבר כיצד משיכת הכנף לאחור משפרת את התכונות האווירודינמיות של המטוס.
- ד. ציין חיסרון אחד של הכנף המשוכה לאחור לעומת כנף שאינה משוכה לאחור.

שאלה 2

להלן כמה נתונים של מטוס:

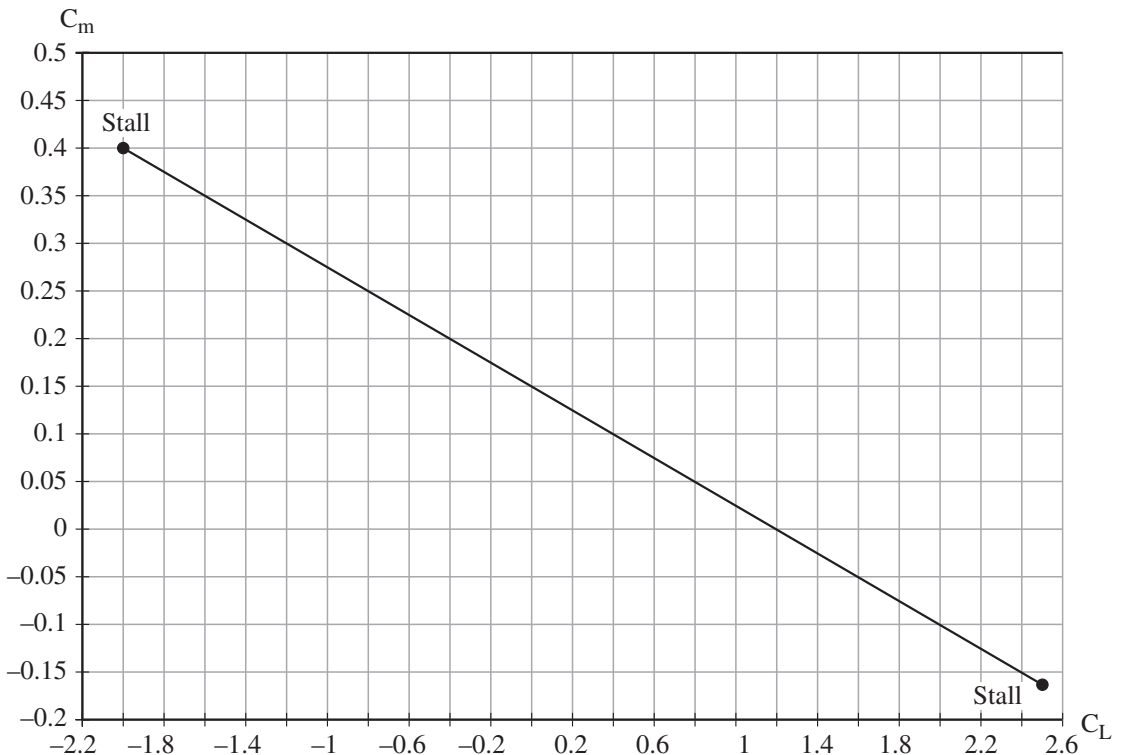
– שטח הכנף: $S = 1.2 \text{ m}^2$

– מקדם העילוי: $C_L = C_{L0} + C_{L\alpha} \cdot \alpha$

כאשר $C_{L0} = 0.4$, $C_{L\alpha} = 0.2 \left[\frac{1}{\text{deg}} \right]$

– המיתר האווירודינמי הממוצע: $\bar{C} = 0.75 \text{ m}$

באיור לשאלה זו נתון גרף המתאר את ההשתנות של מקדם מומנט העלרוד של המטוס, C_m , כתלות במקדם העילוי, C_L .



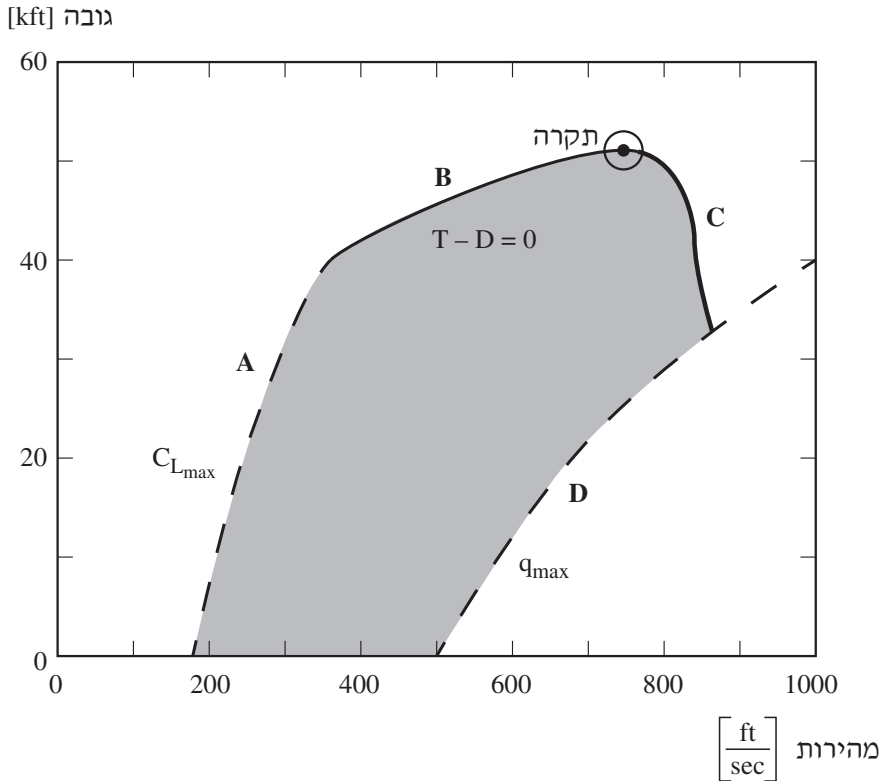
איור לשאלה 2

המטוס טס בגובה פני־הים, במהירות $V = 150 \left[\frac{m}{s} \right]$ בתנאי אטמוספירה סטנדרטית.

- א. רשום את התנאי ליציבות האורכית של המטוס (במישור העלרוד). נמק את תשובתך.
- ב. חשב את זווית ההתקפה בטיסה ישרה ואופקית.
- ג. חשב את משקל המטוס.
- ד. מצא על־פי הגרף את מקדם העילוי המרבי.
- ה. חשב את זווית ההתקפה במצב שבו עילוי המטוס שווה לאפס.
- ו. חשב את המומנט האוורודינמי בעלרוד במצב שבו העילוי מתאפס, במהירות הרשומה לעיל.

שאלה 3

באיור לשאלה זו נתונה מעטפת טיסה של מטוס (גובה טיסה כתלות במהירות הטיסה).



איור לשאלה 3

בגרף מסומנים ארבעה קטעים של עקומות המצוינים באותיות A , B , C ו- D .

- א. הסבר מה מתאר השטח האפור שבאיור עבור מטוס הטס בטיסה ישרה ואופקית, במהירות ובמצב מצערת קבועים.
- ב. הסבר מה מתאר כל השטח שאינו אפור באיור עבור מטוס הטס בטיסה ישרה ואופקית במהירות ובמצב מצערת קבועים.
- ג. מה יקרה למטוס שיטוס בתנאים המוגדרים בשטח שמימין לעקומה המסומנת ב- D ?

- ד. המטוס נסק מעלה בזווית נסיקה גבוהה וכתוצאה מכך מהירותו ירדה אל מתחת למהירות ההזדקרות.
- היכן ממוקמת בגרף הנקודה המייצגת את מצב המטוס לאחר שמהירותו ירדה אל מתחת למהירות ההזדקרות? נמק את תשובתך.
- ה. המטוס טס במצב מיוצב בתקרת הטיסה. לפתע נדרש המטוס לבצע פנייה חדה. מהירות ההזדקרות בפנייה החדה צפויה להיות גבוהה בהרבה ממהירות המטוס באותו רגע. המצערת במצב מרבי.
- מה צריך הטייס לעשות כדי לבצע את הפנייה?

שאלה 4

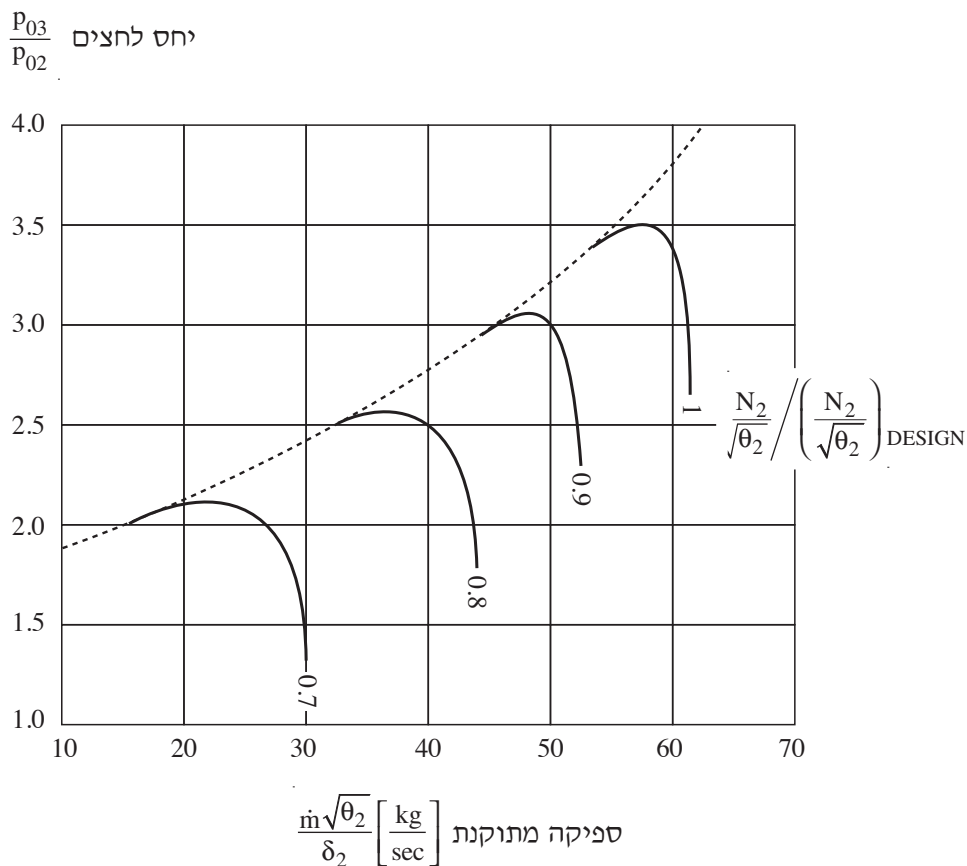
נתון מטוס בתצורת כנף-זנב-גוף.

- א. סרטט במחברתך סקיצה של המטוס במבט-על. סמן על-גבי הסקיצה את מיקום מרכז הכובד של המטוס ואת הנקודה הניטרלית עבור מטוס לא יציב. ציין בסקיצה את כיוון הטיסה.
- ב. האם תחום המיקום המותר למרכז הכובד של המטוס יגדל, יקטן או יישאר ללא שינוי לאחר הגדלת נפח הזנב האופקי?
- ג. האם הגבול הקדמי של מיקום מרכז הכובד יזוז קדימה, יזוז אחורה או יישאר במקומו לאחר הגדלת נפח הזנב האופקי? נמק את תשובתך.
- ד. האם הגבול האחורי של מיקום מרכז הכובד יזוז קדימה, יזוז אחורה או יישאר במקומו לאחר הגדלת נפח הזנב האופקי? נמק את תשובתך.
- ה. להלן כמה נתונים של מטוס:
- | | |
|------------------------------------|------------------|
| שטח הכנף: | 50 m^2 |
| המיתר האווירודינמי הממוצע של הכנף: | 3 m |
| שטח הזנב האופקי: | 12 m^2 |
| המרחק בין רבע מיתר הכנף ובין הזנב: | 9 m |
- חשב את נפח הזנב האופקי.

פרק שני: מנועי מטוסים והנעה רקטית

שאלה 5

באיור לשאלה זו מתוארת מפת מדחס דו-דרגתי של מנוע טורבו-פרופ בעל טורבינה חופשית. כונס המנוע אידאלי, ללא הפסדי לחץ בשבשבות ההכוונה.



איור לשאלה 5

- היחס בין קיבולי החום של האוויר: $\gamma = 1.4$
- המנוע בעל כונס אידאלי, ללא הפסדי לחץ בשבשבות ההכוונה.
- המנוע מותקן במטוס הטס בגובה 4 km , בתנאי אטמוספירה סטנדרטית, במספר מאך $M_a = 0.4$.
- קצב הסיבוב המתוקן של המדחס הוא 90% מהערך המתוכנן.
- זווית הכניסה של האוויר לדרגה הראשונה של המדחס, יחסית לכיוון הטיסה: $\alpha_1 = 20^\circ$
- שטח החתך בכניסה לדרגה הראשונה של המדחס: $A_2 = 0.53 \text{ m}^2$
- מספר המאך בכיוון המהירות המוחלטת בכניסה לדרגה הראשונה של המדחס: $M_2 = 0.25$
- העלייה בטמפרטורת העצירה בכל דרגה: $\Delta T_s = 62 \text{ K}$
- נצילות כל דרגה במדחס: $\eta_s = 0.82$
- א. חשב את לחץ העצירה, P_{02} , ואת הלחץ הסטטי, P_2 , בכניסה לדרגה הראשונה של המדחס.
- ב. חשב את טמפרטורת העצירה, T_{02} , ואת הטמפרטורה הסטטית, T_2 , בכניסה לדרגה הראשונה של המדחס.
- ג. חשב את יחס הלחצים הכולל של המדחס, $\frac{P_{03}}{P_{02}}$.
- ד. חשב את הספיקה העוברת במדחס $\dot{m}$, על-פי הנתונים בכניסה למדחס או על-פי מפת המדחס.
- ה. הסתמך על מפת המדחס, וחשב את הספיקה העוברת במדחס בתנאי הזדקרות, $\dot{m}_{\text{STALL}}$, ואת הספיקה המרבית העוברת במדחס, $\dot{m}_{\text{max}}$, בקצב הסיבוב המתוקן של המדחס.

שאלה 6

מנוע רקטי בעל הודף מוצק מתואם בגובה פני-הים, כלומר, $p_e = p_a$. הלחץ בתא השריפה $p_c = 70 \text{ atm}$.

המנוע פועל בגובה 5 km , והוא מספק דחף של 15 kN . ההודף בעל שטח בעירה קבוע.

נתוני ההודף:

- קצב בעירת ההודף: $\dot{r} = 1.4 p_c^{0.4}$
- כאשר $\dot{r}$ נמדד ביחידות $\frac{\text{mm}}{\text{s}}$ ו- p_c נמדד ביחידות atm .
- צפיפות ההודף: $\rho_p = 1,700 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$
- המהירות האופיינית של ההודף: $c^* = 1450 \frac{\text{m}}{\text{s}}$

תכונות תוצרי השריפה

- משקל מולקולרי: $\overline{M} = 26$
- יחס קיבולי חום סגוליים: $\gamma = 1.22$
- חשב את הגדלים שלהלן:
- א. מקדם הדחף, c_F^0 ויחס השטחים $\frac{A_e}{A_t}$.
- ב. קוטר צוואר הנחיר, d_t , וקוטר חתך היציאה מהנחיר, d_e .
- ג. הספיקה המסית של תוצרי שריפת ההודף, $\dot{m}_p$.
- ד. קצב בעירת ההודף המוצק, $\dot{r}$.
- ה. שטח ההודף הבוער, A_b .
- ו. התקיפה הסגולית של המנוע, I_{sp} , בגובה פעולה של 5 km .

פרק שלישי: חומרים תעופתיים ותחזוקת מטוסים

שאלה 7

- א. רשום **שלושה** מאפיינים של חומר מרוכב.
- ב. רשום **שני** סוגים של משריינים בחומר מרוכב. רשום **שתי** דוגמאות לכל סוג משריין.
- ג. סרטט במחברתך סרטוט סכמתי של קובייה העשויה מחומר מרוכב בעל תכונות מכניות **איזוטרופיות** וסרטוט סכמתי נוסף של קובייה העשויה מחומר מרוכב בעל תכונות מכניות **אנאיזוטרופיות**.

שאלה 8

- א. הסבר מהו חיסום פלדה ומהי הרפיה של פלדה.
- ב. דגם העשוי מנתך פלדה 4340 עבר חיסום, ובבדיקת נגיפה "שארפי" התקבלה אנרגיית נגיפה נמוכה.
- לאחר הבדיקה בוצעה הרפיה לדגם.
- איזה מבנה מטלוגרפי התקבל לאחר החיסום, ואיזה מבנה מטלוגרפי התקבל לאחר ההרפיה?
- ג. האם אנרגיית הנגיפה לאחר ההרפיה תהיה גבוהה יותר או נמוכה יותר מאנרגיית הנגיפה לאחר החיסום? נמק את תשובתך.

בהצלחה!

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

לשאלונים 710933, 710931, אביב תשע"ז

לנוחותך, תמצא בנספח זה חלק מהנוסחאות הדרושות לפתרון השאלות.

תרמודינמיקה

הגדרת משתנים

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

קבועים ויחסי המרה בין יחידות

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

קבוע הגזים האוניברסלי

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

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

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

קבועי האוויר

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

$$P = \rho RT \text{ או } PV = mRT$$

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

$$c_p = c_v + R$$

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

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

$$n = 0$$

$$n = 1$$

$$n = \gamma$$

$$n = \pm \infty$$

משוואת המצב של הגזים האידאליים

שינוי האנרגייה הפנימית בגז אידאלי

חום סגולי בלחץ קבוע

היחס בין ערכי החום הסגולי

בתהליך פוליטרופי

בתהליך איזובארי

בתהליך איזותרמי

בתהליך אדיאבטי

בתהליך איזוכורי

עבודה המופקת ממערכת העוברת ממצב 1 למצב 2

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

$$\Delta U = Q - W$$

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

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

החוק הראשון של התרמודינמיקה במערכת

עבודה המופקת במחזור, ליחידת מסה

נצילות מחזור

אווירודינמיקה ומנועי מטוס

A	-	שטח חתך
A*	-	שטח חתך של נחיר חנוק
v	-	מהירות זרימה
v _i	-	מהירות מושרית
A	-	שטח הִדְסֵקָה של הרוטור במסוק
T	-	עילוי (דחף) הרוטור
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 אינסופית)
$C_{L\alpha}$	-	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
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
ℓ	-	דרך
ℓ_t	-	אורך זרוע הזנב
n	-	ספרת עומס

C_{L_w}	-	מקדם עילוי של הכנף
C_{L_t}	-	מקדם עילוי של הזנב
$C_{L\alpha_t}$	-	שיפוע קו העילוי של הזנב
$C_{L\alpha_w}$	-	שיפוע קו העילוי של הכנף
e	-	זווית Downwash
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

$$E_k = \frac{1}{2} m V^2$$

אנרגייה פוטנציאלית כובדית

$$E_p = mgh$$

עבודה

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

חוק הרציפות

$$\rho A v = \text{const}$$

חוק ברנולי לזרימה אופקית

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

מהירות הקול

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

מספר מאך

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

זווית מאך

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

שטח הכנף

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

מנת הממדים

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

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

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

$C_L = C_{L\alpha}(\alpha - \alpha_{0L})$	מקדם העילוי
$L = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_L$	כוח העילוי
$M = \frac{1}{2} \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot c_{mac} \cdot C_M$	מומנט עלרוד
$K = \frac{1}{\pi AR \cdot e}$	קבוע הגרר המושרה
$C_D = C_{D0} + KC_L^2$	מקדם הגרר עבור כנף סופית
$V_{tH} = \frac{S_{tH}}{S} \cdot \frac{\ell_t}{c_{mac}}$	נפח הזנב האופקי
$V_{tV} = \frac{S_{tV}}{S} \cdot \frac{\ell_t}{b}$	נפח הזנב האנכי
$\Omega = \frac{g}{v} \sqrt{n^2 - 1}$	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

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

$$C_D^* = 2 C_{D0}$$

מקדם הגרר כאשר היעילות מרבית

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

זווית נסיקה מרבית

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

מקדם עילוי כאשר ההספק הנדרש לטיסה
הוא 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 הקריטית (המינימלית) שבה ניתן לאזן את הכוחות הרוחביים בכלי טיס
כאשר הדחף אינו סימטרי

ρ – צפיפות האוויר

$$\alpha_w = \alpha_f + i_w \quad \text{זווית ההתקפה של הכנף}$$

$$\alpha_t = \alpha_f - \varepsilon + i_t \quad \text{זווית ההתקפה של הזנב ביחס לציר הייחוס של הגוף}$$

$$\alpha_t = \alpha_w - i_w - \varepsilon + i_t \quad \text{זווית ההתקפה של הזנב ביחס לזווית ההתקפה של הכנף}$$

$$\alpha_t = \alpha_{\text{fuselage}} - \varepsilon + i_t \quad \text{זווית ההתקפה של הזנב ביחס לציר הייחוס של הגוף}$$

$$\varepsilon \cong \frac{2C_{Lw}}{\pi \cdot AR} \quad \text{זווית Downwash (ברדיאנים)}$$

$$C_{Lt} = C_{L\alpha_t}(\alpha_f - \varepsilon + i_t) \quad \text{מקדם העילוי של הזנב}$$

$$\eta = \frac{q_t}{q_w} \quad \text{היחס בין הלחץ הדינמי על הזנב והלחץ הדינמי על הכנף}$$

נוסחאות כנף סובבת (מסוקים)

$$\dot{m} = \rho A v \quad \text{ספיקת המסה}$$

$$d = \frac{T}{A} \quad \text{עומס הדסקה}$$

$$V_i = \sqrt{\frac{T}{2 \rho A}} \quad \text{מהירות מושרית בריחוף}$$

$$T_r = \dot{m} \cdot V_i \cdot 2 \quad \text{הדחף הנדרש מהרוטור בריחוף}$$

$$P_n = T_r \cdot V_i \quad \text{ההספק הנדרש מהרוטור בריחוף}$$

$$\text{Power} = m \cdot g \cdot V_v \quad \text{הספק בגלישה (באוטורוטציה)}$$

$$\bar{V}_c = \frac{V_c}{V_i} \quad \text{מהירות נסיקה מנורמלת}$$

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

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 גרר

L – כוח עילוי

W – משקל

m – מסה

מנועי סילון

T_0 – טמפרטורת העצירה (הטמפרטורה הטוטלית)

T – טמפרטורה סטטית

T_a – טמפרטורת הסביבה

T_{0a} – טמפרטורת העצירה (הטוטלית) של הזרימה החופשית

P_e – לחץ סטטי בחתך היציאה מנחיר הפליטה

P_a – לחץ הסביבה

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

זרימה איזנטרופית

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

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

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

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

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

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

ספיקה מסית דרך חתך A

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

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

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

כאשר $M = 1$ (מספר מאך)

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

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

דחף גולמי (gross thrust)

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

גרר מגח (ram drag)

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

דחף נטו (net thrust)

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

יחס דלק אוויר

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

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

תצרוכת דלק סגולית

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

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

ספיקת אוויר מתוקנת דרך המנוע

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

נצילות הנעה

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

כאשר $\dot{m}_f \ll \dot{m}_a$

המשך בעמוד 11

נספח א' לאווירודינמיקה ומנועי מטוס,
סמל 7,10933, 7,10931, אביב תשע"ז

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

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

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

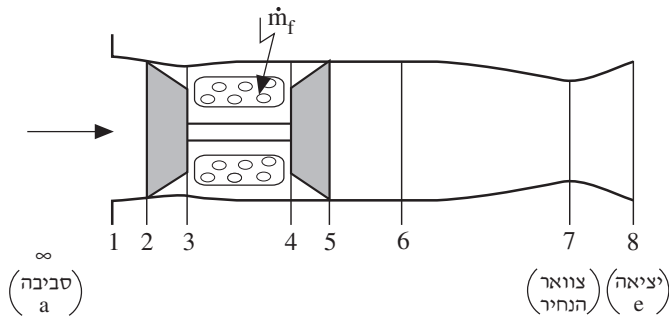
כאשר $f \ll 1$

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

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

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

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

מאזן הספק בין הטורבינה והמדחס כאשר P_x מבטא את ההספק לצרכנים

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

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

מהירות יציאה מהנחיר

$$U_e = \sqrt{\gamma R T_8}$$

מהירות יציאה מנחיר מתכנס חנוק

מאמץ צנטריפוגלי מרבי בשורש הלהב

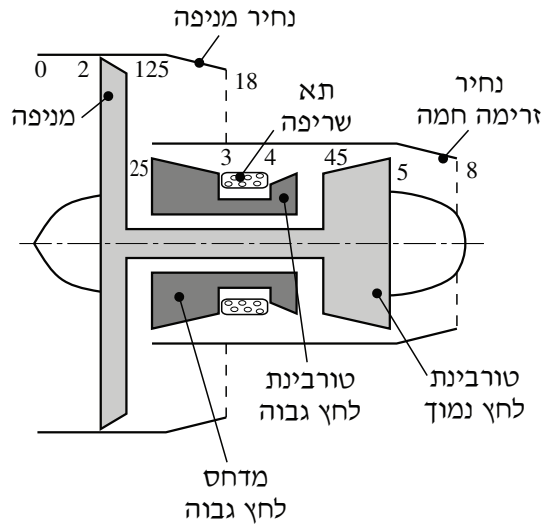
$$U_t - \text{מהירות קצה הלהב}$$

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

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

$$\rho - \text{צפיפות חומר הלהב}$$

במנוע טורבו-מניפה בעל נחירים נפרדים



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

מהירות יציאה ממוצעת מהנחיר

H זרימה חמה, C זרימה קרה

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

נצילות כללית

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

יחס לחצי העצירה במניפה

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

טמפרטורת העצירה אחרי המניפה

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

מהירות הזרימה ביציאה מנחיר המניפה

מאזן הספקים בין הטורבינות, המדחס והמניפה

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

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

BPR – יחס עקיפה

$$U_8 = \sqrt{2 \frac{\gamma_n}{\gamma_n - 1} RT_{05} \left[1 - \left(\frac{P_8}{P_{05}} \right)^{\frac{\gamma_n - 1}{\gamma_n}} \right]}$$

מהירות הזרימה החמה ביציאה מהנחיר החם

הנעה רקטית

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

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

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

תקיפה סגולית

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

תצרוכת דלק סגולית

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

דחף המנוע

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

מהירות אקוויוולנטית

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

מהירות הפליטה

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

קבוע

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

מקדם הדחף

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

מקדם הדחף לנחיר מתואם

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

יחס שטחי חתך

המשך בעמוד 17

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

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

מהירות אופיינית של ההודף

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

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

קצב בעירה של הודף מוצק

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

ספיקת תוצרי שריפת ההודף

נספח ב': טבלת אטמוספירה סטנדרטית

לשאלון 710933, 710931, אביב תשע"ז

גובה מעל פני הים	טמפרטורת האוויר	מהירות הקול	לחץ האוויר	צפיפות האוויר	צמיגות האוויר
h	T	a	P	ρ	μ
[km]	[°C]	$\left[\frac{\text{m}}{\text{sec}} \right]$	$\left[\frac{\text{N}}{\text{m}^2} \right] = [\text{Pa}]$	$\left[\frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \right]$	$\left[\frac{\text{kg}}{\text{m} \cdot \text{sec}} \right]$
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 الجوي القياسي	אטמוספירה סטנדרטית
anodization	Анодирование	التحليل بالكهرباء (أنود)	אילגון (אנודיזציה)
unstable	Неустойчивый самолет	غير مستقر	בלתי יציב
sea level	Уровень моря	مستوى سطح البحر	גובה פני-הים
shock wave	Ударная волна	موجة صدمية	גל הלם
roll	Качение/вращение	تَدَحْرُج	גלגול
thrust	Тяга	سحب	דחף
solid propellant	Твёрдое топливо	وقود دفعي صلب	הודף מוצק
alignment angle	Угол наведения	زاوية التوجيه	זווית הכוונה
angle of attack	Угол атаки	زاوية الهجوم	זווית התקפה
tail arm	Хвостовая балка	ذراع الذيل	זרוע זנב
maximum tensile strength	Максимальная прочность на разрыв	إجهاد الشد الأقصى	חוזק קריעה מקסימלי
stagnation temperature	Температура остановки	حرارة الركود	טמפרטורת עצירה
specific heat capacities ratio	Соотношение удельных теплоемкостей	نسبة الحرارة النوعية	יחס קיבולי חום סגוליים
aerodynamic efficiency	Аэродинамическая эффективность	النجاعة الإيروдинаميكية	יעילות אווירודינמית
stable	Устойчивый самолет	مستقر	יציב
static stability	статическая устойчивость	استقرار استاتي	יציבות סטטית

תרגום המונח			המונח
אנגלית	רוסית	ערבית	
supersonic wing	Крыло сверхзвукового самолета	الجنّاح الأسرع من الصوت	כנף על-קולית
subsonic wing	Крыло дозвукового самолета	جنّاح تحت الصّوت	כנף תת-קולית
dynamic pressure	Динамическое давление	الضغط الديناميكيّ	לחץ דינמי
axial compressor	Осевой компрессор	ضاغط محوريّ	מדחס צירי
multi-stage axial compressor	Многоступенчатый осевой компрессор	ضاغط محوريّ مُتعدّد الدرجات	מדחס צירי רב-דרגתי
propeller	Пропеллер	مروحة دافعة	מדחף
characterishc speed	Номинальная скорость	السرعة النموذجيّة	מהירות אופיינית
mean aerodynamic chord	Средняя аэродинамическая хорда	متوسّط الوتر الديناميكيّ الهوائيّ	מיתר אווירודינמי ממוצע
piston engine	Поршневой двигатель	مُحرّك مكبسيّ	מנוע בוכנה
rocket engine	Ракетный двигатель	مُحرّك 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	مُعامل السّحب	מקדם גרר
thrust coefficient	Коэффициент тяги	مُعامل الدّفع	מקדם דחף
pitch moment coefficient	коэффициент крутящего момента	مُعامل العزم الانحداريّ	מקדם מומנט עלרוד
lift coefficient	Коэффициент подъемной силы	مُعامل الرّفع	מקדם עילוי

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