

אווירודינמיקה ומנועי מטוס ה'

(להנדסאי מכונות)

הוראות לנבחנים

א. משך הבחינה: ארבע שעות.

ב. מבנה השאלון ומפתח ההערכה: בשאלון זה שלושה פרקים ובהם שמונה שאלות. עליכם לענות על ארבע שאלות לפי בחירתכם, מן השאלון כולו. לכל שאלה – 25 נקודות. סך-הכול – 100 נקודות.

ג. חומר עזר מותר בשימוש: מחשבון, כל חומר עזר כתוב בכתב יד או מודפס על נייר ומילוניית שמאפשרת על ידי אגף הבחינות.

ד. הוראות מיוחדות:

- בטרם תתחילו לענות על השאלות, קראו בעיון את השאלון כולו וודאו שההנחיות בדף השער מובנות לכם היטב.
- ענו על השאלות לפי הסדר הנראה לכם.
- ענו על מספר השאלות הנדרש בשאלון. המעריך יקרא ויעריך את מספר התשובות הנדרש בלבד, ולא יתייחס לתשובות הנוספות.
- בכל שאלה ניתנו הנתונים לפתרונה. אם לדעתכם חסר נתון, השלימו אותו לפי שיקול דעתכם ופתרו בעזרתו את השאלה. כתבו בתשובתכם את הנתון שהוספתם.
- בתשובה על שאלת חישוב, עליכם להציג את שלבי הפתרון באופן מפורט ולהסבירם בקצרה. קבלת מרב הנקודות מותנית במילוי דרישה זו.
- בנספח ג' לשאלון זה מובא מילון מונחים בשפות עברית, ערבית, אנגלית ורוסית. תוכלו להיעזר בו בעת הצורך.

כתבו במחברת הבחינה בלבד, בעמודים נפרדים, כל מה שברצונכם לכתוב כטייטה (ראשי פרקים, חישובים וכדומה). כתבו "טייטה" בראש כל עמוד טייטה. כתיבת טיוטות כלשהן על דפים שמחוץ למחברת הבחינה עלולה לגרום לפסילת הבחינה!

בשאלון זה 9 עמודים ו-18 עמודי נספחים.

השאלות בשאלון זה מנוסחות בלשון רבים, אף על פי כן על כל תלמידה וכל תלמיד להשיב עליהן באופן אישי.

בהצלחה!

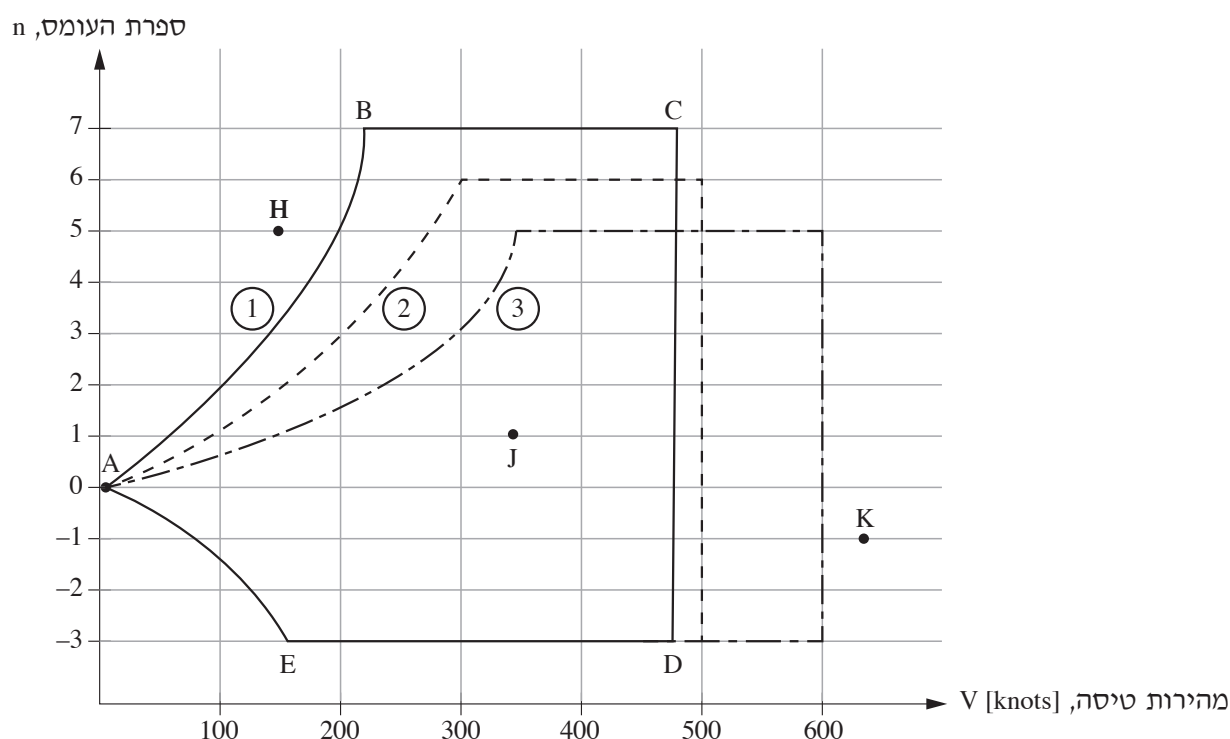
השאלות

בשאלון זה שלושה פרקים ובהם שמונה שאלות.
עליכם לענות על ארבע שאלות לפי בחירתכם מן השאלון כולו.
לכל שאלה – 25 נקודות. סך-הכול – 100 נקודות.

פרק ראשון: אוורודינמיקה

שאלה 1

באיור לשאלה 1 מוצג גרף המתאר את מעטפת העומסים של מטוס כתלות במהירות הטיסה שלו עבור שלושה גובהי טיסה שונים: גובה פני הים, $H = 10 \text{ km}$, $H = 15 \text{ km}$.



איור לשאלה 1

א. (5 נק') מבין שלושת הקווים בגרף (1-3), כתבו את מספר הקו המייצג את גובה הטיסה המרבי ואת מספר הקו המייצג את גובה הטיסה הנמוך ביותר. נמקו את תשובתכם.

ב. (4 נק') העתיקו את הטבלה למחברת והשלימו ליד כל קו בגרף את המגבלה המתאימה לו ממאגר המגבלות המופיע למטה.

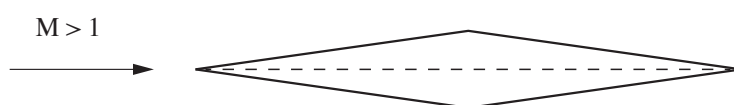
קו בגרף	המגבלה
AB	מגבלת ההזדקרות של המטוס V_{min} (מצב שבו זווית ההתקפה מרבית)
BC	
CD	
DE	
EA	

מאגר מגבלות:

- מגבלת עומס שלילי מרבי שבו ניתן לטוס ($g < 0$)
 - מגבלת המהירות האמיתית המרבית V_{max}
 - מגבלת זווית התקפה שלילית מרבית
 - מגבלת עומס מרבי n_{max} עבור עומס חיובי ($g > 0$)
- ג. (5 נק') המטוס טס טיסה ישרה ואופקית בגובה 10 ק"מ. מהי המהירות **המרבית** שבה ניתן לטוס בתנאים אלה? נמקו את תשובתכם.
- ד. (5 נק') בגובה הטיסה המרבי הטייס מבצע תמרון, שבמהלכו הוא מבצע פנייה מתואמת תוך כדי הפלת כנף בזווית גלגול $\varphi = 70.53^\circ$. מהי המהירות **המינימלית** שבה ניתן לטוס בתנאים אלה?
- ה. (6 נק') קבעו האם ניתן לטוס בתנאי הטיסה שמייצגות הנקודות K, J, H בגרף הנתון. נמקו את תשובתכם.

שאלה 2

- א. (6 נק') הסבירו מהו ההבדל בתצורה בין פרופיל כנף המתאים למהירות **תת-קולית** לבין פרופיל כנף המתאים למהירות **על-קולית**, וכתבו מה הסיבה להבדל זה.
- ב. (7 נק') מטוס טס בזווית התקפה $\alpha = 0^\circ$ במאך $M = 2$ בגובה פני הים.
1. (3 נק') חשבו את זווית המאך עבור תנאי טיסה אלה.
2. (4 נק') אם המטוס יטוס באותה זווית התקפה ($\alpha = 0^\circ$) במאך $M = 1.5$, האם יחול שינוי בזווית המאך שחישבתם? אם כן – חשבו את זווית המאך החדשה, ואם לא – נמקו מדוע.
- ג. (6 נק') באיור לשאלה 2 נתון פרופיל כנף, המתאים למהירות על-קולית, הנע בשדה זרימה. העתיקו את הפרופיל למחברת וסמנו על גביו את כל גלי ההלם ומניפות ההתפשטות הנוצרות בשדה זרימה זה.



איור לשאלה 2

- ד. (6 נק') בטבלה שלפניכם מצוינות תכונות של גלי הלם.
- העתיקו את הטבלה למחברת, והשלימו את המאפיינים החסרים לכל סוג של גל הלם – ניצב או נטוי, מתוך מאגר המאפיינים המופיע למטה.

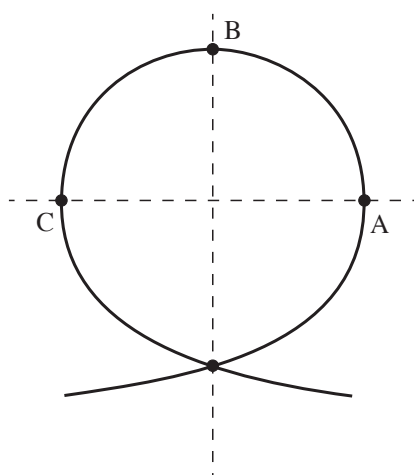
התכונה	גל הלם ניצב	גל הלם נטוי
כיוון הזרימה		
מהירות הזרימה לאחר גל ההלם		
לחץ		

מאגר מאפיינים:

1. לא משתנה
2. קטנה רק לתת-קולית
3. קטנה לתת-קולית או לעל-קולית
4. משתנה
5. גדל במידה רבה
6. גדל במידה מועטה

שאלה 3

- א. (5 נק') איזו צורת כנף תורמת יותר ליציבות של מטוס נוסעים: כנף ישרה או כנף משוכה לאחור? הסבירו את תשובתכם.
- ב. (4 נק') מטוס נוסעים טס טיסה ישרה ואופקית. הפרעה פתאומית במהלך הטיסה גרמה לנדנד המטוס למעלה ולמטה, עד שחזר למצב הטיסה המקורי. מהו סוג היציבות הדינמית שבו נמצא המטוס בעת הנדנד?
- ג. (5 נק') הסבירו כיצד התקנת הכנפיים בזווית מתונה יחסית למשטח מייצב הגובה (אנהדרל אורכי) מסייעת ליציבות האורכית של המטוס.
- ד. (5 נק') במטוס נוסעים יציב, האם העברת המטען מחלקו הקדמי של המטוס לחלקו האחורי תגדיל או תקטין את היציבות הסטטית של המטוס? הסבירו את תשובתכם.
- ה. (6 נק') באיור לשאלה 3 מסומנות שלוש נקודות בלולאה מעגלית:
- נקודה A – הנקודה בלולאה שבה המטוס נמצא בזווית של 90 מעלות ביחס לאופק בעת הטיפוס.
- נקודה B – הנקודה הגבוהה ביותר בלולאה.
- נקודה C – הנקודה שבה המטוס נמצא בזווית של 90 מעלות ביחס לאופק בעת ההנמכה.



איור לשאלה 3

ציינו עבור כל אחת מן הנקודות אם התאוצה המורגשת שמופעלת על המטוס (G) גבוהה, נמוכה או שווה ביחס למשקל המטוס.

פרק שני: מנועי מטוסים והנעה רקטית

שאלה 4

להלן נתונים של הודף:

$$T_c = 2850 \text{ K}$$

טמפרטורת תא השַׁרְפָּה

$$\gamma = 1.2$$

יחס קיבולי החום הסגוליים

$$M = 25 \left[\frac{\text{kg}}{\text{kmole}} \right]$$

המסה המולקולרית של ההודף

$$P_c = 60 \text{ [atm]}$$

הלחץ בתא השַׁרְפָּה

$$P_a = 1 \text{ [atm]}$$

לחץ הסביבה

$$F = 800 \text{ [kgf]}$$

כוח הדחף

$$C_F = 1580$$

מקדם הדחף

$$\frac{A_e}{A_t} = 8.07$$

יחס שטחי חתך

$$\frac{P_c}{P_e} = 60$$

יחס לחצים

א. (6 נק') חשבו את המהירות האופיינית של ההודף C^* .

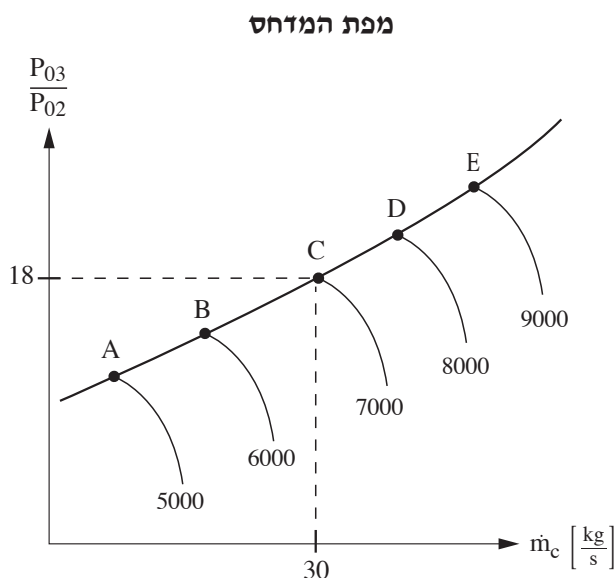
ב. (6 נק') חשבו את התקיפה הסגולית I_{sp} , ואת הספיקה המסית של ההודף $\dot{m}_p$.

ג. (7 נק') חשבו את קוטר נחיר הפליטה d_e , ואת קוטר צוואר הנחיר d_t .

ד. (6 נק') האם גיאומטריית הנחיר ותנאי הסביבה משפיעים על המהירות האופיינית של ההודף $[C^*]$?
נמקו את תשובתכם.

שאלה 5

באיור לשאלה 5 נתונה מפה של מדחס המותקן במנוע של מטוס הטס בתנאי אטמוספירה סטנדרטית.



איור לשאלה 5

נתונים:

יחס קיבולי החום הסגוליים של האוויר $\gamma = 1.4$

גובה הטיסה $h = 7 \text{ [km]}$

סל"ד המדחס $N = 7,036 \text{ [rpm]}$

תנאי הכניסה והיציאה מהכונס שווים, כלומר: $T_{0a} = T_{02}$, $P_{0a} = P_{02}$.

- א. (6 נק') חשבו את הטמפרטורה הטוטלית T_{02} ואת הלחץ הטוטלי P_{02} בכניסה למדחס.
- ב. (6 נק') חשבו את הטמפרטורה המתוקנת θ_{02} ואת הסל"ד המתוקן N_c של המדחס.
- ג. (6 נק') נתון כי המדחס על סף הזדקרות. על פי האיור, כתבו מהי נקודת הפעולה של המדחס (A/B/C/D/E), וחשבו את ספיקת האוויר למדחס $\dot{m}_c$ ואת יחס הלחצים במדחס $\frac{P_{03}}{P_{02}}$.
- ד. (7 נק') כתוצאה מרוח צידית, ספיקת האוויר המתוקנת ירדה רגעית ב- $5 \left[\frac{\text{kg}}{\text{s}} \right]$. לא חל שינוי בסל"ד וביחס הלחצים. כתבו איזו בעיה תיווצר במדחס, וכיצד יתגבר המדחס על בעיה זו.

שאלה 6

מטוס בעל מנוע סילון בעל מבער אחורי (מב"א) טס בתנאי אטמוספירה סטנדרטית.

סעיפים א' ו-ב' מתייחסים למצב שבו המבער האחורי אינו מופעל.

נתונים ללא מב"א:

$M_e = 0.85$ [mach]	מהירות הטיסה
$h = 10$ [km]	גובה הטיסה
$\eta_p = 62\%$	נצילות ההנעה
$\dot{m}_a = 32 \left[\frac{\text{kg}}{\text{s}} \right]$	ספיקת האוויר במנוע
$F_N = 23,500$ [N]	הדחף נטו

(6 נק') א. הסבירו כיצד מופעל המבער האחורי במנוע, ומדוע נדרש מנגנון של נחיר פליטה מתכנס/מתבדר.

(5 נק') ב. חשבו את מהירות יציאת הגזים בנחיר הפליטה (V_e) כאשר המבער האחורי לא מופעל.

שימו לב, כאשר המבער האחורי לא מופעל, ספיקת הדלק זניחה.

סעיפים ג' ו-ד' מתייחסים למצב שבו המבער האחורי כן מופעל.

נתונים עם מב"א:

$M_a = 1.3$ mach	מהירות הטיסה
$M_e = 1.8$ mach	מספר המאך בצינור הפליטה
$T_{0e} = 1900$ [K]	טמפרטורת הגזים בצינור הפליטה
$\gamma_e = 1.35$	יחסי קיבולי החום הסגוליים בצינור הפליטה
$R_e = 287 \left[\frac{\text{J}}{\text{kg} \cdot \text{K}} \right]$	קבוע הגז בצינור הפליטה
$P_{0e} = 8$ [bar]	הלחץ הטוטלי בצינור הפליטה
$F_{Nb} = 3 F_N$	הדחף נטו
$\dot{m}_a = 50 \left[\frac{\text{kg}}{\text{s}} \right]$	ספיקת האוויר במנוע
$h = 10$ [km]	גובה הטיסה
$\eta_p = 62\%$	נצילות ההנעה

(8 נק') ג. חשבו את מהירות הקול המקומית בצינור פליטה a_e , את מהירות הפליטה של הגזים ביציאה מן הנחיר U_e , את הלחץ הסטטי בנחיר P_e , ואת מהירות הטיסה U_a .

(6 נק') ד. עבור המהירויות שחישבתם בסעיף ג', חשבו את ספיקת הדלק של המנוע $\dot{m}_f$ ואת יחס $\frac{\text{דלק}}{\text{אוויר}}$ (f).

פרק שלישי: חומרים תעופתיים ותחזוקת מטוסים

שאלה 7

- (5 נק') א. מהי הטכנולוגיה הקרויה בשם מטלורגיית אבקות?
- (5 נק') ב. מהם שלבי הייצור של מתכת באמצעות אבקה?
- (5 נק') ג. כתבו **חמישה** יתרונות שיש לשימוש בטכנולוגייה של מטלורגיית אבקות.
- (5 נק') ד. כתבו חסרון **אחד** שיש בשימוש בטכנולוגייה של מטלורגיית אבקות.
- (5 נק') ה. כתבו **שלושה** יתרונות שיש למתק"ש העשוי אבקות לעומת כלי שיבוב העשויים מחומרים אחרים.

שאלה 8

- (8 נק') א. כתבו עבור ציפוי כרום למה **הוא משמש**, מהן **התכונות** שלו, מהן **שיטות היישום** של הציפוי, מהם **יתרונותיו וחסרונותיו**, ואילו **טיפולים נוספים** הוא דורש.
- (5 נק') ב. מה היתרון של ציפוי אבץ לעומת ציפויים מתכתיים אחרים?
- (6 נק') ג. כתבו **שלוש** סיבות מדוע ישנה העדפה לשימוש במשחות סיכה על פני שימוש בשמן נוזלי בתחזוקת מטוסים. ציינו **שלושה** יתרונות שיש לשימוש במשחות סיכה בתחזוקת המטוסים.
- (6 נק') ד. כתבו **שלושה** קריטריונים לבחירה של משחת סיכה, והביאו **שלוש** דוגמאות לשימוש במשחות סיכה בחלקי מטוס שונים.

בהצלחה!

נוסחאות באווירודינמיקה ומנועי מטוס (15 עמודים)

לשאלונים 710931, 710933, אביב תשפ"ה

תרמודינמיקה

קבועים ויחסי המרה בין יחידות

- 1 HP = 735.5 Watt
- 1 lb = 0.4536 kg
- 1 bar = 10⁵ N/m² = 10⁵ Pa
- 1 BTU = 252.2 cal
- 1 cal = 4.184 J
- T [°K] = T [°C] + 273

קבוע הגזים האוניברסלי

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

קבועי האוויר

- $c_p = 1004.5 \left[\frac{\text{J}}{\text{kg} \cdot \text{K}} \right]$
- $c_v = 717.5 \left[\frac{\text{J}}{\text{kg} \cdot \text{K}} \right]$
- $M = 28.97 \left[\frac{\text{kg}}{\text{kmole}} \right]$
- $R = 287 \left[\frac{\text{J}}{\text{kg} \cdot \text{K}} \right]$

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

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

$R = \frac{\bar{R}}{M}$ קבוע הגז

$$P = \rho RT \text{ או } PV = nRT$$

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

$$c_p = c_v + R$$

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

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

$$n = 0$$

$$n = 1$$

$$n = \gamma$$

$$n = \pm \infty$$

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

$$\Delta U = Q - W$$

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

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

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

אוירודינמיקה ומנועי מטוס

A – שטח חתך

A* – שטח חתך של נחיר חנוק

v – מהירות זרימה

v_i – מהירות מושרית

A – שטח הִדְסָקָה של הרוטור במסוק

T – עילוי (דחף) הרוטור

T_g – עילוי (דחף) הרוטור הכולל את השפעת אפקט הקרקע

c_{mac} – מיתר אוירודינמי ממוצע

c_r – מיתר שורש הכנף

c_t – מיתר קצה הכנף

P – לחץ סטטי

P₀ – לחץ עצירה

∅ – 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
$C_{l\alpha}$	-	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

פולרת גרר	- C_D	
מקדם גרר טפילי	- CD_0	
מקדם עילוי של הכנף	- C_{L_w}	
מקדם עילוי של הזנב	- C_{L_t}	
שיפוע קו העילוי של הזנב	- $C_{L\alpha_t}$	
שיפוע קו העילוי של הכנף	- $C_{L\alpha_w}$	
	Downwash זווית -e	
זווית התקפה של הכנף	- α_w	
זווית התקפה של הגוף	- α_f	
זווית התקפה של הזנב	- α_t	
זווית הכוונה של הכנף	- i_w	
	זווית הכוונה של הזנב - i_t	
לחץ דינמי בזנב	- q_t	
לחץ דינמי בכנף	- q_w	
		אנרגייה קינטית
$E_k = \frac{1}{2}mv^2$		
$E_p = mgh$		אנרגייה פוטנציאלית כובדית
$Work = F \cdot \ell$		עבודה
$\rho Av = \text{const.}$		חוק הרציפות
$P_{\text{tot}} = P + \frac{1}{2}\rho v^2$		חוק ברנולי לזרימה אופקית
$a = \sqrt{\gamma \cdot R \cdot T}$		מהירות הקול
$M = \frac{v}{a}$		מספר מאך
$\sin \mu = \frac{1}{M}$		זווית מאך
$S = b\bar{c}$		שטח הכנף
$AR = \frac{b^2}{S}$		מנת הממדים
$C_{L\alpha} = \frac{C_{\ell\alpha}}{1 + C_{\ell\alpha}/(\pi \cdot AR)}$		שיפוע קו העילוי לכנף סופית (ביחידות $\frac{1}{\text{rad}}$, עבור $AR > 3$)

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

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

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

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

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

$$V_{crit} = \sqrt{\frac{T \cdot d}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S_{v.t.} \cdot C_{Lmax_{v.t.}} \cdot \ell_{v.t.}}}$$

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

$C_{Lmax_{v.t.}}$ - 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

$\alpha_w = \alpha_f + i_w$ 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

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

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

$C_{Lt} = C_{L\alpha_t}(\alpha_f - \varepsilon + i_t)$ 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
$Power = m \cdot g \cdot V_v$	הספק בגלישה (באוטורוטציה)
$\bar{V}_c = \frac{V_c}{V_i}$	מהירות נסיקה מנורמלת
$\tilde{v} = \frac{v}{\Omega \cdot R}$	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 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
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

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

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

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

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

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

ספיקה מסית דרך חתך A

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

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

כאשר $M = 1$ (מספר מאך)

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

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

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

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

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

תצרוכת דלק סגולית

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

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

ספיקת אוויר מתוקנת דרך המנוע

נצילות הנעה

כאשר $\dot{m}_f \ll \dot{m}_a$

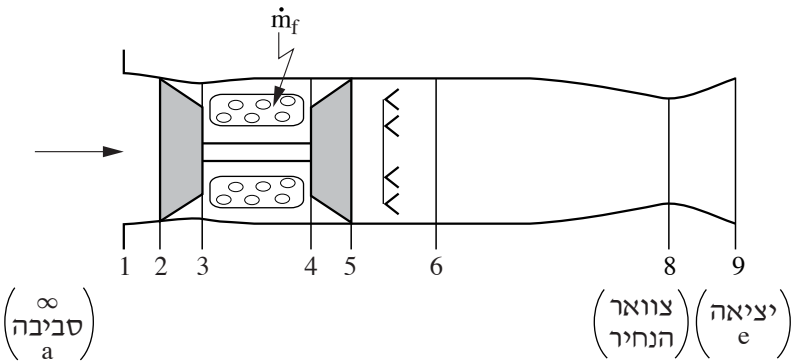
וכאשר גם $P_e = P_a$

נצילות תרמית

כאשר $f \ll 1$

נצילות כללית

כאשר $f \ll 1$ וכן $P_e = P_a$



תחנות מנוע טורבו סילון

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

טמפרטורת עצירה (טוטלית) של הזרימה החופשית

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

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 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

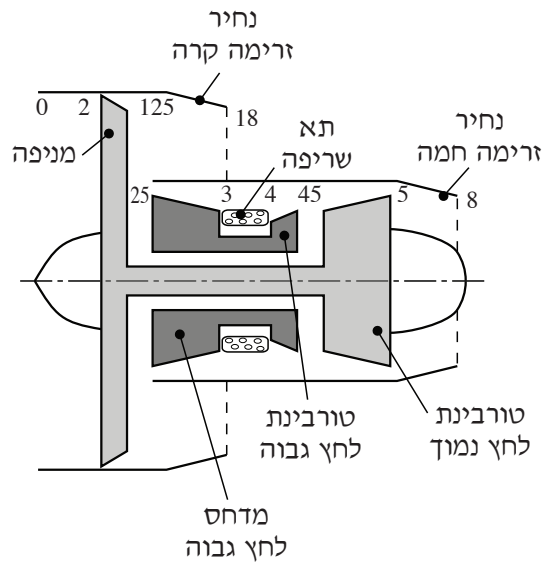
ξ -

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

ρ - צפיפות חומר הלהב

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

מנוע 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

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

טמפרטורת העצירה אחרי המניפה

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

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_o – 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)
- $\bar{M}$ – 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

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

תקיפה סגולית

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

תצרוכת דלק סגולית

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

דחף המנוע

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

מהירות אקוויולנטית

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

מהירות הפליטה

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

קבוע

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

מקדם הדחף

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

מקדם הדחף לנחיר מתואם

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

יחס שטחי חתך

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

מהירות אופיינית של ההודף

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

ספיקת הגזים העוברים דרך נחיר חנוק

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

קצב בעירה של הודף מוצק

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

ספיקת תוצרי שריפת ההודף

נספח ב': טבלת אטמוספירה סטנדרטית

לשאלונים 710931, 710933, אביב תשפ"ה

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}

נספח ג': מילון מונחים (2 עמודים)

לשאלון 710933, אביב תשפ"ה

המונח	תרגום המונח		
	ערבית	רוסית	אנגלית
אטמוספירה סטנדרטית	الغلاف الجوّي القياسي	Стандартная атмосфера	standard atmosphere
אלגון (אנודיזציה)	التحليل بالكهرباء (أنود)	Анодирование	anodization
בלתי יציב	غير مستقر	Неустойчивый самолет	unstable
גובה פני הים	مستوى سطح البحر	Уровень моря	sea level
גל הלם	موجة صدمية	Ударная волна	shock wave
גלגול	تَدَحُّج	Качение/вращение	roll
דחף	سحب	Тяга	thrust
הודף מוצק	وقود دفعي صلب	Твёрдое топливо	solid propellant
זווית הכוונה	زاوية التوجيه	Угол наведения	alignment angle
זווית התקפה	زاوية الهجوم	Угол атаки	angle of attack
זרוע זנב	ذراع الذيل	Хвостовая балка	tail arm
חוזק קריעה מקסימלי	إجهاد الشد الأقصى	Максимальная прочность на разрыв	maximum tensile strength
טמפרטורת עצירה	حرارة الركود	Температура остановки	stagnation temperature
יחס קיבולי חום סגוליים	نسبة الحرارة النوعية	Соотношение удельных теплоемкостей	specific heat capacities ratio
יעילות אווירודינמית	النجاعة الإيروديناميكية	Аэродинамическая эффективность	aerodynamic efficiency
יציב	مستقر	Устойчивый самолет	stable
יציבות סטטית	استقرار استاتي	статическая устойчивость	static stability
כנף על-קולית	الجناح الأسرع من الصوت	Крыло сверхзвукового самолета	supersonic wing
כנף תת-קולית	جناح تحت الصوت	Крыло дозвукового самолета	subsonic wing
לחץ דינמי	الضغط الديناميكي	Динамическое давление	dynamic pressure
מדחס צירי	ضاغط محوري	Осевой компрессор	axial compressor
מדחס צירי רב-דרגתי	ضاغط محوري مُتعدد الدرجات	Многоступенчатый осевой компрессор	multi-stage axial compressor
מדחף	مروحة دافعة	Пропеллер	propeller
מהירות אופיינית	السرعة النموذجية	Номинальная скорость	characteristic speed
מיתר אווירודינמי ממוצע	متوسط الوتر الديناميكي الهوائي	Средняя аэродинамическая хорда	mac - mean aerodynamic chord
מנוע בוכנה	مُحرك مكبسي	Поршневой двигатель	piston engine
מנוע רקטי	مُحرك صاروخي	Ракетный двигатель	rocket engine

תרגום המונח			המונח
אנגלית	רוסית	ערבית	
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 السَّحْب	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	مَرْكَز 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
yield point	предел текучести	نهاية حدّ المرونة	נקודת כניעה
breaking point	Предел прочности	نقطة الانهيار	נקודת שבר
flow rate at stall condition	Объемный расход при сваливании самолета	الضخّ بشروط الانهيار	ספיקה בתנאי הזדקרות
maximum flow rate	Максимальная производительность	الضخّ الأقصى	ספיקה מרבית
wing profile	Профиль крыла	بروفيل الجناح	פרופיל כנף
coating	Покрытие	دهان	ציפוי
trim	Дифферент	تعويض	קיצוז
burning rate	Скорость горения	وتيرة الاحتراق	קצב בעירה
relative rotation rate	Относительная скорость вращения	وتيرة الدوران النسبيّ	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 مُحدّد	תקיפה סגולית