

סוג הבחינה: גמר לבתי-ספר לטכנאים ולהנדסאים

מועד הבחינה: אביב תשפ"ב, 2022

סמל השאלון: 710933

נספחים: א. נוסחאות באווירודינמיקה

ומנועי מטוס

ב. טבלת אטמוספירה סטנדרטית

ג. מילון מונחים

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 חמש שאלות לפי בחירתכם, מכל השאלון.

כל שאלה – 20 נקודות. סך-הכול – 100 נקודות.

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

ד. הוראות מיוחדות:

1. בטרם תתחילו לענות על השאלות, קראו בעיון את השאלון כולו וודאו שההנחיות בדף השער מובנות לכם היטב.
2. ענו על השאלות על-פי הסדר הנראה לכם.
3. ענו על מספר השאלות הנדרש בשאלון.
המעריך יקרא ויעריך את מספר התשובות הנדרש בלבד, ולא יתייחס לתשובות הנוספות.
4. בכל שאלה ניתנו הנתונים לפתרונה. אם לדעתכם חסר נתון, השלימו אותו על-פי שיקול דעתכם ופתרו בעזרתו את השאלה. כתבו בתשובה את הנתון שהוספתם.
5. בתשובה על שאלת חישוב, עליכם להציג את שלבי הפתרון באופן מפורט ולהסבירם בקצרה. קבלת מִרְב הנקודות מותנית במילוי דרישה זו.
6. 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 טייטות כלשהן על דפים שמחוץ למחברת הבחינה עלולה לגרום לפסילת הבחינה!

בשאלון זה 10 עמודים ו-21 עמודי נספחים.

בהצלחה!

השאלות

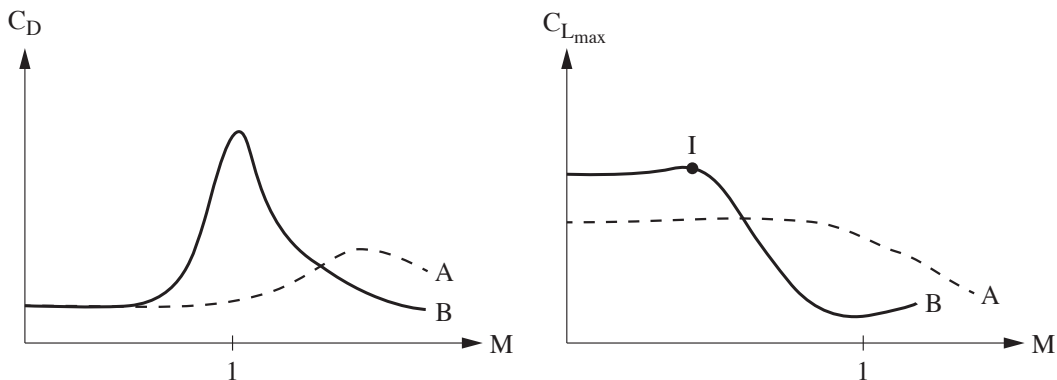
בשאלון זה שלושה פרקים ובהם שמונה שאלות. עליכם לענות על חמש שאלות לפי בחירתכם, מן השאלון כולו. לכל שאלה – 20 נקודות, סך-הכל – 100 נקודות.

פרק ראשון: אוירודינמיקה

שאלה 1

באיור א' לשאלה 1 נתון גרף המתאר את השתנות מקדם הגרר, C_D , של שני פרופילי כנף (A, B) כתלות במספר המאך של הטיסה.

באיור ב' לשאלה 1 נתון גרף המתאר את השתנות מקדם העילוי המרבי, $C_{L_{max}}$, של שני פרופילי כנף (A, B) כתלות במספר המאך של הטיסה.



איור א' לשאלה 1

איור ב' לשאלה 1

6 נק') א. איזה מבין שני הפרופילים (A או B) מייצג פרופיל של כנף ישרה, ואיזה מהם מייצג פרופיל של כנף משוכה לאחר? נמקו את התשובה.

9 נק') ב. באיור ב' לשאלה 1 מסומנת הנקודה I על העקומה המייצגת את פרופיל B.

2 נק') 1. כיצד נקרא מספר המאך בנקודה I?

7 נק') 2. הסבירו מדוע מקדם העילוי המרבי, $C_{L_{max}}$, קטן כאשר מהירות הזרימה מתקרבת למאך 1. נמקו את התשובה, והשתמשו במונח "זרימה טורבולנטית".

5 נק') ג. מהנדסים יצרו רובוט בצורת דג, שמסוגל לשחות בים במהירויות גבוהות מאוד.

האם כאשר הרובוט ינוע בעומק רב ויעבור את המהירות שבה מספר מאך הוא 1 ($M \geq 1$) ייווצר

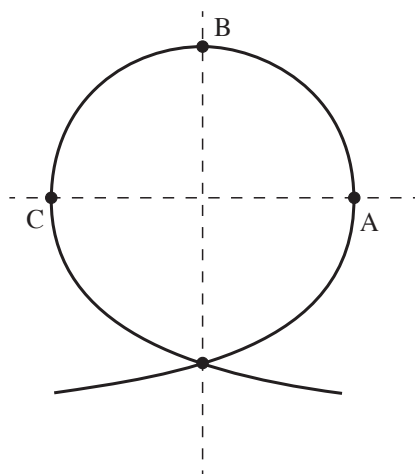
גל הלם? נמקו את התשובה, והתייחסו בה להגדרה של מספר מאך.

שאלה 2

א. (12 נק') מטוס פעלולים קטן בעל מנוע בוכנה טס בגובה פנייהם בתנאי אטמוספירה סטנדרטית. הטייס מחליט לבצע לולאה מעגלית אנכית בזווית התקפה קבועה.

1. איזה רדיוס לולאה מסוגל המטוס לבצע – קטן או גדול? נמקו.

באיור לשאלה 2 מסומנות שלוש נקודות עיקריות בלולאה מעגלית:
נקודה A – הנקודה בלולאה שבה המטוס נמצא בזווית של 90 מעלות ביחס לאופק בעת טיפוס.
נקודה B – הנקודה הגבוהה ביותר של הלולאה.
נקודה C – הנקודה בלולאה שבה המטוס נמצא בזווית של 90 מעלות ביחס לאופק בעת הנמכה.



איור לשאלה 2

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

ב. (8 נק') מטוס יציב סטטית, בעל אנהדרל אנכי, טס בתנאי אטמוספירה סטנדרטית בגובה פנייהם בזווית התקפה אפס, היוצרת עילוי מתון. הטייס מושך את מוט ההיגוי של המטוס, כדי לבצע לולאה אנכית. מהם התנאים המאפשרים את ביצוע הלולאה? ניתן להיעזר בדג"ח.
הניחו כי מייצבי הגובה והכנפיים נמצאים באותו מישור.

שאלה 3

מטוס טס בתנאי אטמוספירה סטנדרטית. הוא מבצע פנייה בזווית של $\varphi = 25^\circ$.

מד מהירות המטוס מורה: $M = 0.6$

מד הלחץ החיצוני מורה: $P_{amb} = 0.31 \text{ [bar]}$

נתון כי משקל המטוס הוא $W = 2.5 \text{ ton}$ ותאוצת הכובד, $g = 9.81 \left[\frac{\text{m}}{\text{s}^2} \right]$, קבועה.

א. חשבו את מהירות הטיסה לפנייה מתואמת, את ספרת העומס ואת רדיוס הפנייה. (5 נק')

ב. נתון כי היחס בין מקדם הגרר למקדם העילוי הוא: $\frac{C_D}{C_L} = 0.8$. (5 נק')

מהו הדחף המקסימלי המאפשר לבצע את הפנייה המתואמת בסעיף א'?

ג. הטייס שינה את תנאי הטיסה, וכעת המהירות שחישבתם בסעיף א' היא מהירות ההזדקרות. (4 נק')

נתונים נוספים:

רדיוס הפנייה הוא: $R = 2,500 \text{ [m]}$

שטח כנף המטוס הוא: $S = 10 \text{ [m}^2\text{]}$

מקדם העילוי הוא: $C_L = 0.64$

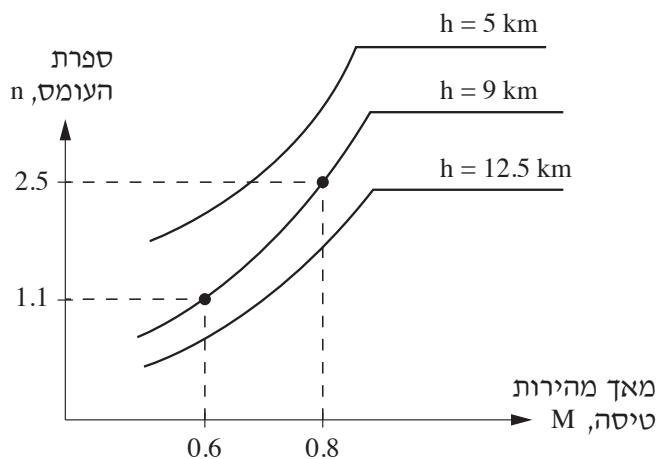
חשבו באיזה גובה המטוס נמצא.

ד. באיור לשאלה 3 מוצג גרף חלקי של מעטפת העומסים של המטוס, כתלות במספר המאך של הטיסה. (4 נק')

המטוס חזר לגובה הטיסה ההתחלתי שלו (כלומר, מד הלחץ החיצוני מצביע: $P_{amb} = 0.310 \text{ bar}$), ומבצע פנייה אופקית.

נתון כי מהירות הטיסה היא: $V = 245 \frac{\text{m}}{\text{s}}$.

מצאו את זווית הפנייה, φ .



איור לשאלה 3

ה. איך תיראה טיסה בספרת עומס שלילית? (2 נק')

פרק שני: מנועי מטוסים והנעה רקטית

שאלה 4

באיור לשאלה 4 מתואר הודף מוצק גלילי חלול (מבט וחתך A-A) המותקן במנוע רקטי, ובו **בעירה פנימית בלבד** (בעירה רדיאלית, מבפנים החוצה, **ללא קצוות**).

נתונים:

המנוע פועל בגובה 5 ק"מ. הלחץ בתחילת פעולת המנוע: $P_{ci} = 70 \text{ atm}$
מטען ההודף מתוכנן כך שהלחץ בתא השריפה לא יעלה על $P_{cmax} = 120 \text{ atm}$ כל זמן הפעולה.

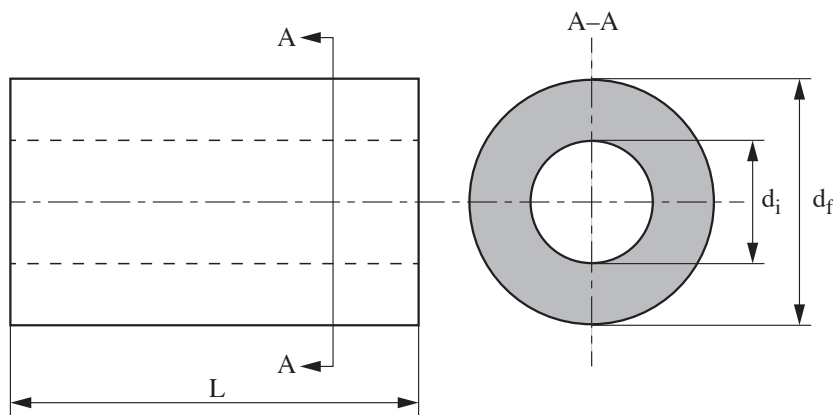
$$L = 1.5 \text{ m} ; d_i = 50 \text{ cm} ; \frac{P_c}{P_e} = 90$$

קצב בעירת ההודף: $\dot{r} = 0.04 P_c^{0.4}$, כאשר $\dot{r}$ נמדד ביחידות cm/s, והלחץ P_c נמדד ביחידות atm.

צפיפות ההודף: $\rho_p = 1.6 \frac{\text{gr}}{\text{cm}^3}$

המהירות האופיינית של ההודף: $C^* = 1550 \frac{\text{m}}{\text{s}}$

יחס קיבולי החום הסגוליים של ההודף: $\gamma = 1.22$



איור לשאלה 4

- א. (4 נק') סרטטו גרף המתאר את השתנות הלחץ בתא השריפה כתלות בקוטר של המטען ההודף. הסבירו את הגרף.
- ב. (2 נק') האם מדובר במנוע רקטי המיועד לשיוט או להאצה? נמקו.
- ג. (4 נק') חשבו את קוטר צוואר הנחיר, d_t .
- ד. (4 נק') חשבו את הדחף בתחילת הפעולה, F_i .
- ה. (4 נק') חשבו את הקוטר המקסימלי, d_f , של המטען ההודף.
- ו. (2 נק') האם במהלך פעולת המנוע קיים רגע שבו הנחיר מתואם? אם כן – מצאו את הקוטר הפנימי של הגליל החלול שעברו הנחיר מתואם. אם לא – נמקו את התשובה.

שאלה 5

מטוס בעל מנוע עם טורבינה חופשית טס בתנאי אטמוספירה סטנדרטית.

נתונים:

לחץ העצירה ביציאה מן הטורבינה: $P_{05} = 0.77$ [bar]

נצילות הטורבינה: $\eta_t = 70\%$

סל"ד מתוקן בטורבינה: $N_{Ccor} = 0.4$

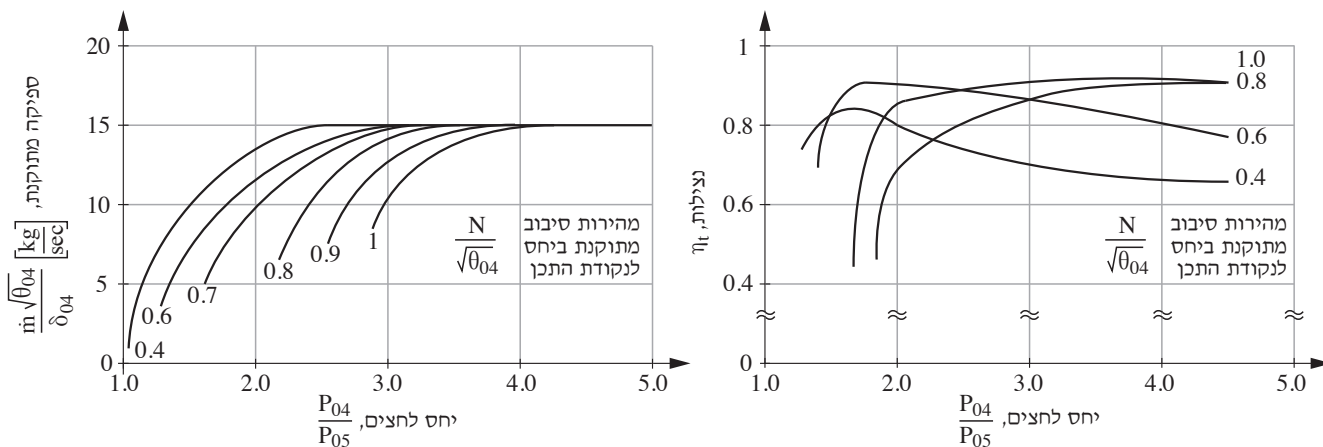
יחס קיבולי החום הסגוליים בטורבינה: $\gamma_t = 1.35$

4 נק') א. באיור א' לשאלה 5 נתונים שני גרפים המייצגים את מפת הטורבינה. מצאו את יחס הלחצים של הטורבינה

P_{04}/P_{05} , ואת הספיקה המתוקנת בטורבינה $\dot{m}_{Ccor}$.

6 נק') ב. חשבו את הפרמטרים האלה: T_{04} , P_{04} , δ_{04} , $\dot{m}_t$, T_{05}

נתון: $\theta_{04} = 6.65$



איור א' לשאלה 5

5 נק') ג. באיור ב' לשאלה 5 נתונה מפת המדחס המותקן במנוע.

המטוס טס בגובה $h = 12$ km, במהירות $V = 200 \frac{m}{s}$.

נתון כי המנוע בעל כונס אידיאלי ללא הפסדים.

1. מהו יחס לחצי העצירה של המדחס $\frac{P_{03}}{P_{02}}$?

2. מהי הספיקה המתוקנת, $\dot{m}_{Ccor}$, ומהו הסל"ד המתוקן, N_{Ccor} ?

3. חשבו את לחץ העצירה ואת טמפרטורת העצירה ביציאה מן המדחס: P_{03} ו- T_{03} .

נתונים נוספים:

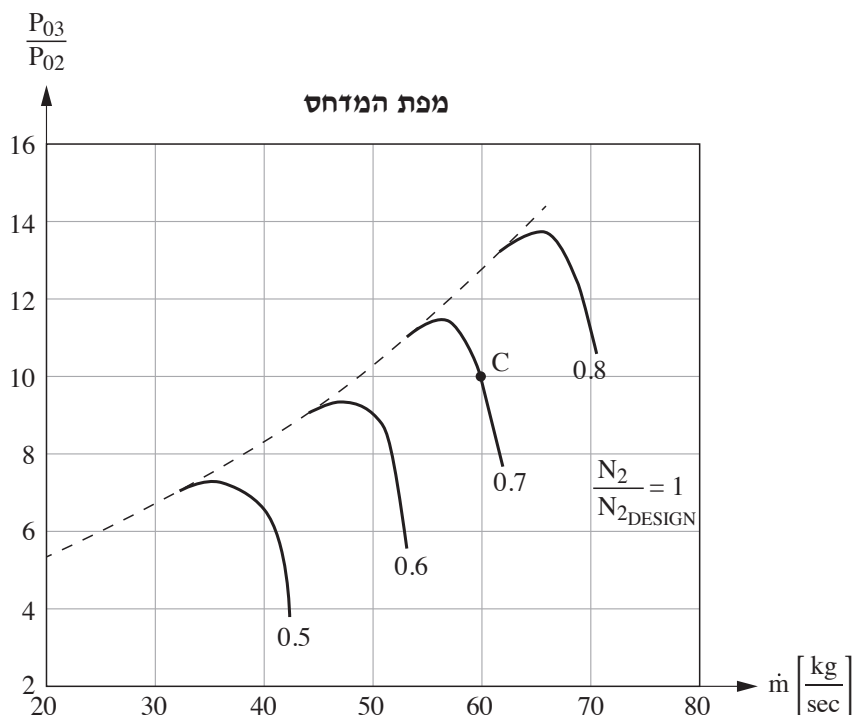
טמפרטורת העצירה בכניסה למדחס: $T_{02} = 1.3 \cdot T_{amb}$

לחץ העצירה בכניסה למדחס: $P_{02} = 1.2 \cdot P_{amb}$

יחס קיבולי החום הסגוליים במדחס: $\gamma_c = 1.4$

נצילות המדחס: $\eta_c = 82\%$

נקודת פעולת המדחס היא נקודה C.



איור ב' לשאלה 5

ד. (3 נק') להלן נתונים עבור תא השריפה:

החום הסגולי של גזי השריפה: $C_{p_b} = 1006 \frac{J}{kgK}$

ערך היסק הדלק (ערך קלורי): $q_R = 0.5 \cdot 10^8 \frac{J}{kg_{fuel}}$

יחס דלק/אוויר בתא השריפה: $f = 0.03$

1. חשבו מהי נצילות הבעירה בתא השריפה, η_b .

2. חשבו את מפל הלחץ בתא השריפה, ΔP_b (הפרש לחצי עצירה בתא השריפה).

ה. (2 נק') הסבירו מדוע נדרשים חורי דילול אוויר בתא השריפה.

שאלה 6

א. (2 נק') איזו תופעה מתרחשת במנוע סילון בעל נחיר מתכנס-מתבדר, שבו הלחץ ביציאה מן הנחיר גבוה מן הלחץ האטמוספרי? ציינו את מספרה של התשובה הנכונה.

I. התפשטות מלאה של הגז

II. התפשטות לא מלאה של הגז, תת-התפשטות

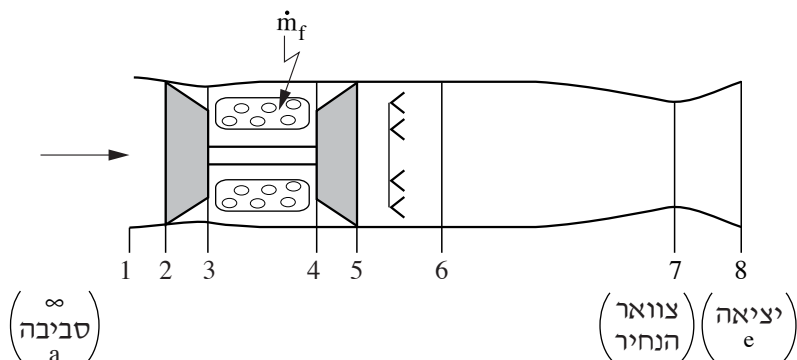
III. חניקה בצוואר הנחיר

IX. תת-התפשטות וחניקה בצוואר הנחיר

ב. (4 נק') 1. הסבירו איך מתבצעת האטת הזרימה בכונס על-קולי.

2. מדוע יש צורך בכונסים בעלי גיאומטריה משתנה?

ג. (14 נק') באיור לשאלה 6 מתואר מנוע טורבו-סילון עם מבער אחורי, ומסומנות בו תחנות המנוע.



איור לשאלה 6

נחיר הפליטה **מתכנס-מתבדר** והזרימה בו חנוקה.

נתוני הסביבה והמנוע:

גובה הטיסה (אטמוספירה סטנדרטית): $h = 2 \text{ km}$

מספר מאך ביציאה מן הנחיר: $M_8 = 1.85$

קוטר צוואר הנחיר: $d_t = 25 \text{ cm}$

היחס $\frac{\text{דלק}}{\text{אוויר}}$ בתא השריפה, ללא מבער אחורי: $f_1 = 0.022$

לחץ העצירה של הגז ביציאה מן הטורבינה: $P_{05} = 8 \text{ bar}$

טמפרטורת העצירה של הגז ביציאה מן הטורבינה: $T_{05} = 1100 \text{ K}$

טמפרטורת העצירה של הגז כשהמבער פועל: $T_{06b} = 1700 \text{ K}$

הנחות:

הגז הוא אוויר ומתנהג כגז משוכלל.
נחיר המנוע הוא אידיאלי (מתרחש תהליך של התפשטות איזנטרופית).
אין הפסדים בלחץ העצירה בין תחנה 5 לתחנה 6.
תכונות הגזים עם מבער אחורי ובלעדיו:

תחנות	γ	$R, \text{J/kg K}$
8-6 ללא מבער	1.31	287
8-6 עם מבער	1.36	

הערה: בסעיפים 1-3 שלהלן המנוע פועל ללא המבער האחורי.

1. (4 נק') האם הנחיר מתואם? נמקו באמצעות חישוב.
2. (3 נק') חשבו את ספיקת האוויר דרך המנוע, $\dot{m}_a$.
3. (2 נק') חשבו את המהירות של האוויר ביציאה מן הנחיר, U_g .
4. (5 נק') כמה דלק, $\dot{m}_{f2}$, יש להוסיף כשמפעילים את המבער האחורי, אם ידוע כי שטח החתך של צוואר הנחיר גדל ב-30%? הניחו כי הנחיר חנוק.

פרק שלישי: חומרים תעופתיים ותחזוקת מטוסים

שאלה 7

- (5 נק') א. תארו את תהליך הריתוך באמצעות קרן אלקטרונים.
(5 נק') ב. ציינו **חמישה** יתרונות שיש לריתוך באמצעות קרן אלקטרונים לעומת שיטות ריתוך אחרות.
(5 נק') ג. כתבו **שתי** דוגמאות לשימושים בריתוך באמצעות קרן אלקטרונים במטוסים.
(5 נק') ד. ציינו **שני** חומרים שמהם מייצרים את הקתודה המשמשת לריתוך באמצעות קרן אלקטרונים.

שאלה 8

- (3 נק') א. מהי בדיקת נגיפה?
(3 נק') ב. כיצד משפיעה טמפרטורת הפלדה על התוצאה המתקבלת בבדיקת הנגיפה?
(3 נק') ג. ציינו **שני** נתונים שניתן לקבל מבדיקת הנגיפה למתכות.
(4 נק') ד. ציינו **שני** גורמים חיצוניים לפריכות סגסוגת אלומיניום.
(3 נק') ה. סרטטו גרף איכותי של אנרגיית הנגיפה של פלדת פחמן כתלות בטמפרטורה שלה. ציינו מהו המבנה של סגסוגת הפלדה שתוארתם בגרף.
(4 נק') ו. ציינו **שתי** שיטות לבדיקת נגיפה והסבירו אותן. ציינו בתשובה את ממדי הדגם **בכל אחת** מן השיטות שציננתם.

בהצלחה!

נוסחאות באווירודינמיקה ומנועי מטוס (17 עמודים)

לשאלונים 710931, 710933, אביב תשפ"ב

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

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

קבוע הגז $R = \frac{\bar{R}}{M}$

$$P = \rho RT \text{ או } PV = nRT$$

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

$$c_p = c_v + R$$

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

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

$$n = 0$$

$$n = 1$$

$$n = \gamma$$

$$n = \pm \infty$$

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

$$\Delta U = Q - W$$

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

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

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

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

אנרגייה קינטית

אנרגייה פוטנציאלית כובדית

עבודה

חוק הרציפות

חוק ברנולי לזרימה אופקית

מהירות הקול

מספר מאך

זווית מאך

שטח הכנף

מנת הממדים

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

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

$$E_p = mgh$$

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

$$\alpha_w = \alpha_f + i_w$$

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 (באווטורוציה)

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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 $\dot{m}_f \ll \dot{m}_a$

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

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

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

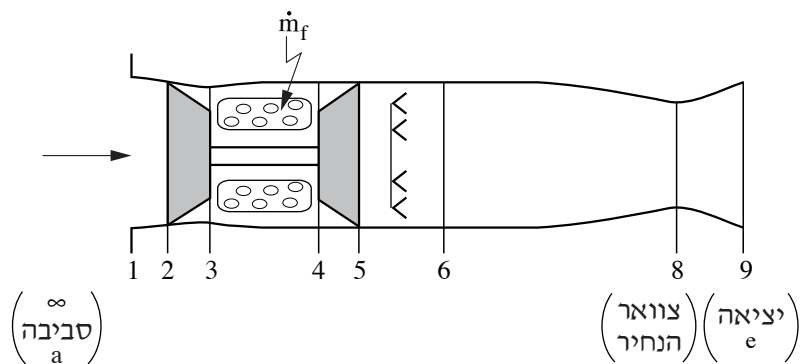
כאשר $f \ll 1$

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

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

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

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

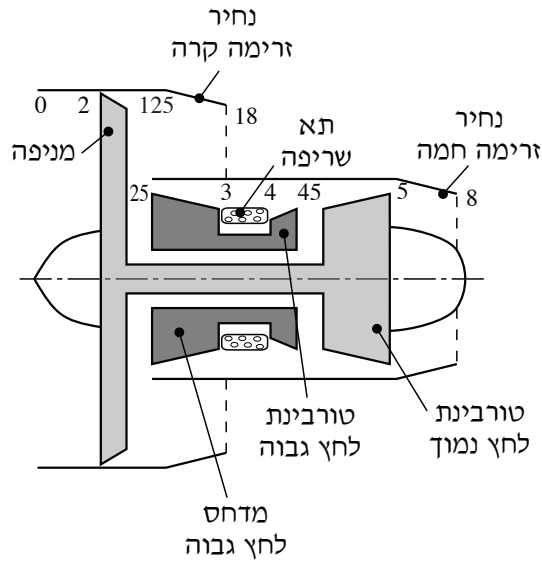
U_t – מהירות קצה הלהב

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

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)
$\bar{M}$	–	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"ב

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}

נספח ג': מילון מונחים (3 עמודים)

לשאלון 710933, אביב תשפ"ב

תרגום המונח			המונח
אנגלית	רוסית	ערבית	
standard atmosphere	Стандартная атмосфера	الغلاف الجويّ القياسيّ	אטמוספירה סטנדרטית
anodization	Анодирование	التحليل بالكهرباء (أنود)	אלגון (אנודיזציה)
unstable	Неустойчивый самолет	غير مستقرّ	בלתי יציב
sea level	Уровень моря	مستوى سطح البحر	גובה פני הים
shock wave	Ударная волна	موجة صدميّة	גל הלם
roll	Качение/вращение	تَدَخُّرج	גלגול
thrust	Тяга	سَحْب	דחף
solid propellant	Твёрдое топливо	وقود دفعيّ 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 الشدّ الأقصى	חוזק קריעה מקסימלי
stagnation temperature	Температура остановки	حرارة الركود	טמפרטורת עצירה
specific heat capacities ratio	Соотношение удельных теплоемкостей	نسبة الحرارة النوعيّة	יחס קיבולי חום סגוליים
aerodynamic efficiency	Аэродинамическая эффективность	النجاعة الإيرو ديناميكيّة	יעילות אווירודינמית
stable	Устойчивый самолет	مستقرّ	יציב
static stability	статическая устойчивость	استقرار استاتيّ	יציבות סטטית
supersonic wing	Крыло сверхзвукового самолета	الجناح الأسرع من الصوت	כנף על-קולית
subsonic wing	Крыло дозвукового самолета	جناح تَحْتَ الصَّوت	כנף תת-קולית
dynamic pressure	Динамическое давление	الضغط الديناميكيّ	לחץ דינמי
axial compressor	Осевой компрессор	ضاغط محوريّ	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 النموذجيّة	מהירות אופיינית
mac - mean aerodynamic chord	Средняя аэродинамическая хорда	متوسط الوتر الديناميكيّ الهوائي	מיתר אווירודינמי ממוצע
piston engine	Поршневой двигатель	مُحَرِّك مكبسي	מנוע בוכנה
rocket engine	Ракетный двигатель	مُحَرِّك صاروخي	מנוע רקטי
Mach number	Число Маха	عدد ماخ	מספר מאך
critical Mach number	Критический число Маха	العدد الماخّي الحرج	מספר מאך קריטי
compressor map	Карта компрессора	خريطة الضاغط	מפת מדחס
drag coefficient	Коэффициент аэродинамического сопротивления	مُعَامِل السَّحَب	מקדם גרר
thrust coefficient	Коэффициент тяги	مُعَامِل الدَّفْع	מקדם דחף
pitch moment coefficient	коэффициент крутящего момента	مُعَامِل العزم الانحداريّ	מקדם מומנט עלרוד
lift coefficient	Коэффициент подъемной силы	مُعَامِل الرَّفْع	מקדם עילוי
center of gravity	Центр тяжести	مَرَكز الثَّقَل	מרכז כובד
molecular weight	Молекулярный вес	الوزن الجزيئيّ	משקל מולקולרי
nozzle	Сопло	فُوّهة	נחיר
adapted nozzle	Комбинированный двигатель	مُحَرِّك عامّ	נחיר מתואם
tail volume	Объем хвостового оперения	حجم الذيل	נפח זנב
breaking point	Предел прочности	نقطة الانهيار	נקודת שבר
yield point	предел текучести	نهاية حدّ المرونة	נקודת כניעה
flow rate at stall condition	Объемный расход при сваливании самолета	الضخّ بشروط الانهيار	ספיקה בתנאי הזדקרות

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