

מערכות תעופה ב'

שתי יחידות לימוד

הוראות לנבחן

א. משך הבחינה: שלוש שעות.

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

פרק ראשון: אווירודינמיקה

פרק שני: תרמודינמיקה

פרק שלישי: מנועים

יש לענות על חמש שאלות. לכל שאלה – 20 נקודות, ובסך-הכול – 100 נקודות.

ג. חומר עזר מותר לשימוש: נוסחאון בית-ספרי, כלי סרטוט, מחשבון.

ד. הוראות מיוחדות:

1. עיין בשאלון, הכר את חלקיו, ורק אז ענה על השאלון בסדר הנראה לך.
2. בכל שאלה ניתנו הנתונים לפתרונה. אם לדעתך חסר נתון, הוסף אותו על-פי שיקול דעתך ופתור בעזרתו את השאלה. רשום בתשובתך את הנתון שבחרת להוסיף.
3. אם מספר השאלות שהספקת לפתור עולה על הנדרש, אינך צריך לבחור את התשובות שייבדקו. המעריך יבדוק את כל המבחן ויבחר את התשובות הטובות ביותר, לפי מספר שאלות החובה.
4. בתשובה לשאלה חישובית, עליך להציג את שלבי הפתרון באופן מפורט ולהסבירם בקצרה. קבלת מרב הנקודות מותנית במילוי דרישה זו.

בשאלון זה 9 עמודים ו-6 עמודי נספחים.

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

בהצלחה!

השאלות

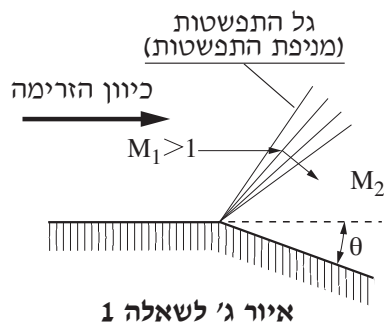
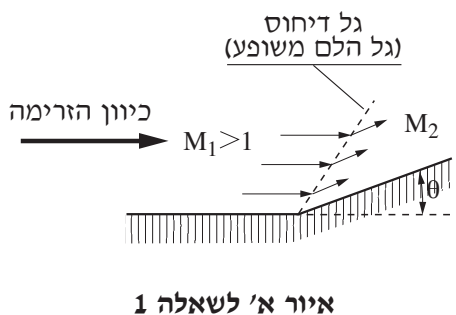
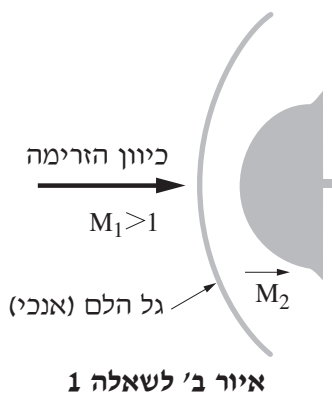
בשאלון זה שלושה פרקים.

יש לענות על חמש שאלות בסך-הכול. לכל שאלה – 20 נקודות.

פרק ראשון: אווירודינמיקה

שאלה 1

באיורים א'-ב' לשאלה זו מתוארים שני סוגים של גלי הלם, ובאיור ג' מתואר סוג של גל התפשטות.



$-M_1$ – מספר מאך של הזרימה לפני הגל.
 $-M_2$ – מספר מאך של הזרימה אחרי הגל.

- א. באילו איורים מתואר מצב שבו $M_2 < M_1$?
- ב. באילו איורים מתואר מצב שבו תמיד $M_2 < 1$?
- ג. באילו איורים מתואר מצב שבו הלחץ אחרי הגל עולה?
- ד. הסבר את הקשר שבין הטמפרטורה ובין מהירות הקול.
- ה. באיזה גובה מהירות הקול גבוהה יותר באטמוספירה סטנדרטית: בגובה פנייהים או בגובה 10 km ? נמק את תשובתך.

שאלה 2

- א. באיזה מספר מאך יתקבל גל הלם ניצב?
- ב. באיזה מספר מאך תתקבל זווית מאך של 30° ?
- ג. טמפרטורת האוויר יורדת ככל שעולים בגובה. כיצד משתנה מהירות הקול עם העלייה בגובה, באטמוספירה סטנדרטית? נמק את תשובתך באמצעות נוסחה מתאימה.
- ד. במטוסים המיועדים לטיסה במהירות עבר-קולית הכנף משוכה לאחור. הסבר מדוע.

שאלה 3

- א. מטוס טס במצב של שיווי משקל. משב רוח רגעי מגדיל את זווית ההתקפה של המטוס. הסבר בקצרה כיצד תשתנה זווית ההתקפה של המטוס כפונקציה של הזמן כאשר:
 1. המטוס יציב אורכית.
 2. המטוס אינו יציב אורכית.
- ב. הצע פתרון אחד להגדלת היציבות הרוחבית של מטוס.
- ג. מטוס לא יציב אורכית טס טיסה ישרה ואופקית. קבע היכן ממוקם מרכז הלחץ של המטוס ביחס למרכז הכובד שלו.

פרק שני: תרמודינמיקה

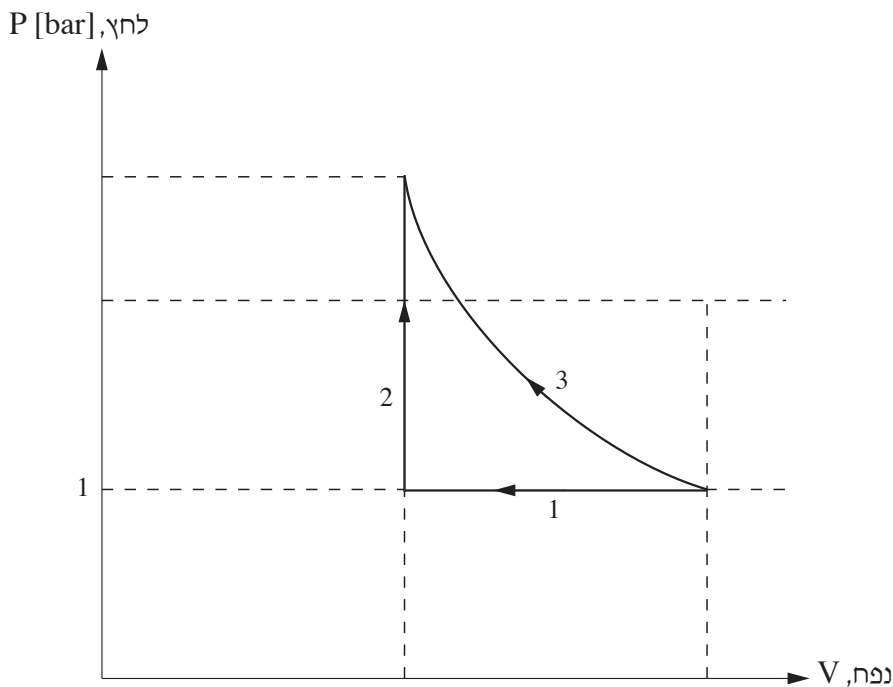
שאלה 4

באיור לשאלה זו מתוארים במישור לחץ-נפח ($P-V$) שלושה תהליכים המתרחשים בגז הנמצא במערכת סגורה. התהליכים מסומנים בספרות 1, 2, 3.

נתונים:

- קבוע הגז: $R = 287 \frac{\text{J}}{\text{kg} \cdot \text{K}}$

- יחס קיבולי החום הסגוליים של הגז: $\gamma = 1.4$



איור לשאלה 4

א. רשום במחברתך באיזו ספרה מסומן כל אחד מהתהליכים שלהלן:

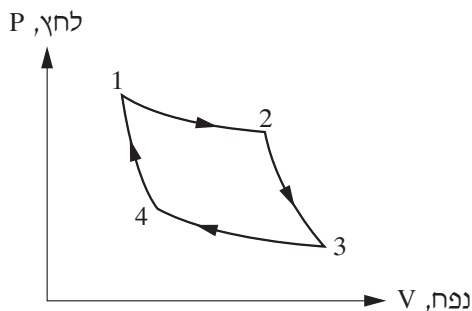
- תהליך אדיאבטי
- תהליך איזוברי
- תהליך איזוכורי

ב. נתון כי בעת התרחשות תהליכים 1 ו-3 (המתוארים באיור) קטן הנפח פי שניים. הלחץ בתחילת כל אחד מהתהליכים 1 ו-3 היה 1 bar. חשב את הלחצים בסיום התהליכים 1 ו-3.

ג. באיזה מבין התהליכים לא מתבצעת עבודה?

שאלה 5

מנוע חום פועל על-פי מחזור קרנו, המתואר בדיאגרמה שבאיור לשאלה זו.



איור לשאלה 5

נתונים:

- החום הנכנס: $Q_{in} = 100,000 \text{ J}$
- המנוע פועל בין הטמפרטורות: $T_H = 527^\circ\text{C}$ ו- $T_L = 27^\circ\text{C}$
- הלחץ בנקודה 4 במחזור: $P_4 = 2 \text{ bar}$

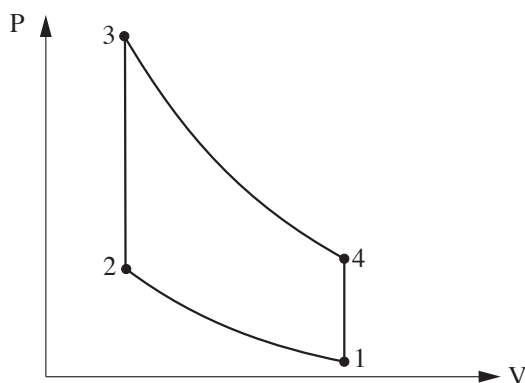
הגז הוא אוויר:

- קבוע הגז של האוויר: $R = 287 \frac{\text{J}}{\text{kg} \cdot \text{K}}$
- יחס מקדמי החום הסגוליים של האוויר: $\gamma = 1.4$

- א. 1. ציין את סוגי התהליכים המתבצעים בשלבי המחזור בין הנקודות 1-4, 4-3, 3-2, 2-1.
2. ציין בין אילו נקודות במחזור נכנס חום ובין אילו נקודות במחזור נפלט חום.
3. כיצד מוצגת בדיאגרמה שבאיור כמות העבודה המתבצעת במחזור?
- ב. ציין באיזו נקודה במחזור שורר הלחץ הגבוה ביותר. חשב לחץ זה.
- ג. מהי העבודה המתבצעת בין הנקודות 1 ו-2 ?
- ד. מהי העבודה המתבצעת במחזור כולו?

שאלה 6

באיור לשאלה זו מתואר מחזור אוטו.



איור לשאלה 6

בניסוי שבוצע במנוע הפועל על־פי מחזור אוטו נמדדו הערכים האלה:

- הטמפרטורה בנקודה 1 : $T_1 = 300 \text{ K}$
- הלחץ בנקודה 1 : $P_1 = 1 \text{ bar}$
- הלחץ בנקודה 3 (לאחר הוספת חום): $P_3 = 44 \text{ bar}$
- הטמפרטורה בנקודה 3 (לאחר הוספת חום): $T_3 = 1,600 \text{ K}$

נתונים נוספים:

- הגז הוא אוויר
- מסת האוויר: $m = 0.001 \text{ kg}$
- קבוע הגז: $R = 287 \frac{\text{J}}{\text{kg} \cdot \text{K}}$
- מקדם החום הסגולי בנפח קבוע: $C_v = 717.5 \frac{\text{J}}{\text{kg} \cdot \text{K}}$
- יחס קיבולי החום הסגוליים של האוויר: $\gamma = 1.4$

א. מצא את הנפחים V_1 ו- V_2 , בנקודות 1 ו-2 במחזור.

- ב. חשב את הנצילות התרמית של המחזור.
- ג. בניסוי אחר שבוצע במנוע התקבל יחס דחיסה של $r = 100$. הטמפרטורות T_1 ו- T_3 (בנקודות 1 ו-3) נותרו ללא שינוי ביחס לניסוי הקודם. קבע אם תוצאת הניסוי אפשרית. נמק את קביעתך.
- בתשובתך היעזר בחישוב הנצילות של מנוע הפועל על-פי מחזור אוטו ובחישוב הנצילות של מנוע הפועל על-פי מחזור קרנו. שני המנועים פועלים בין אותן טמפרטורות.

פרק שלישי: מנועים

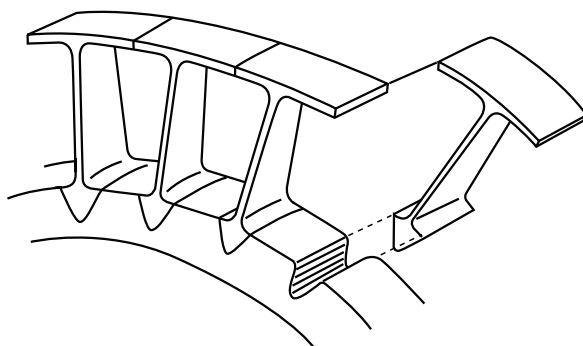
שאלה 7

להלן כמה נתונים של מנוע של מטוס הטס בגובה 3 km באטמוספירה סטנדרטית.

- מהירות הטיסה: $105 \frac{\text{m}}{\text{sec}}$
 - ספיקת האוויר: $60 \frac{\text{kg}}{\text{sec}}$
 - ספיקת הדלק: $0.75 \frac{\text{kg}}{\text{sec}}$
 - מהירות הפליטה של הגזים ביציאה מנחיר הפליטה: $650 \frac{\text{m}}{\text{sec}}$
 - הלחץ הסטטי במישור היציאה מנחיר הפליטה: $0.7010 \times 10^5 \text{ Pa}$
 - שטח חתך היציאה מנחיר הפליטה: 0.5 m^2
- א. האם נחיר הפליטה מתואם (יש התפשטות מלאה בנחיר) בגובה הטיסה? נמק את תשובתך.
- ב. חשב את דחף המנוע בגובה הטיסה.
- ג. חשב את תצרוכת הדלק הסגולית של המנוע.

שאלה 8

באיור לשאלה זו מתוארת טבעת היקפית המותקנת בקצות הלהבים של טורבינה (Shrouded Turbine Blades).

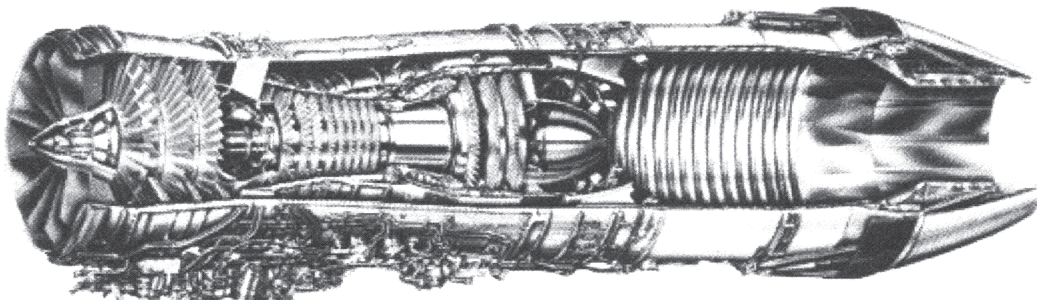


איור לשאלה 8

- א. ציין שתי סיבות להתקנת טבעת היקפית בקצות הלהבים של טורבינה.
- ב. הסבר כיצד משפיעה הטבעת ההיקפית הזאת על המאמץ בלהבי הטורבינה.
- ג. בחלק ממנועי טורבו-סילון מקררים את להבי הטורבינה באמצעות אוויר. מהיכן מגיע האוויר המשמש לקירור הלהבים?

שאלה 9

באיור לשאלה זו נתון חתך של מנוע.



איור לשאלה 9

- א. האם המנוע המתואר באיור הוא מנוע של מטוס נוסעים או של מטוס קרב? הבא שני נימוקים לתשובתך.
- ב. המנוע בעל 3 דרגות מניפה ו-9 דרגות מדחס לחץ-גבוה. המנוע נבדק במתקן הרצה קרקעי, ונמצא כי הלחץ ביציאה מהמניפה הוא 2.4 bar. בהנחה שיחס הלחצים זהה בכל דרגות המניפה, מצא את יחס הלחצים בדרגת מניפה אחת.
- ג. בהנחה שיחס הלחצים בכל דרגת מדחס שווה ליחס הלחצים בדרגת מניפה אחת, מהו הלחץ ביציאה מהמדחס, כלומר בכניסה לתא השריפה?

בהצלחה!

נספח א': נוסחאון למערכות תעופה (5 עמודים)

לשאלונים 853101, 853201, קיץ תשע"ז

תרמודינמיקה

הגדרת משתנים

P [Pa]	-	לחץ הגז
V [m ³]	-	נפח הגז
m [kg]	-	מסת הגז
$M \left[\frac{\text{kg}}{\text{kmol}} \right]$	-	המסה המולקולרית של הגז
r	-	יחס דחיסה במחזור תרמודינמי
r _c	-	יחס הפסקה במחזור דיזל
T [K]	-	טמפרטורה
T _H [K]	-	הטמפרטורה הגבוהה במחזור קרנו
T _L [K]	-	הטמפרטורה הנמוכה במחזור קרנו
$C_V \left[\frac{\text{J}}{\text{kg} \cdot \text{K}} \right]$	-	קיבול חום סגולי בנפח קבוע
$C_P \left[\frac{\text{J}}{\text{kg} \cdot \text{K}} \right]$	-	קיבול חום סגולי בלחץ קבוע
Q [J]	-	החום המסופק למערכת או נפלט ממנה
$R \left[\frac{\text{J}}{\text{kg} \cdot \text{K}} \right]$	-	קבוע הגז
W [J]	-	העבודה המופקת מן המערכת או מושקעת בה
W > 0	-	כאשר המערכת מפיקה עבודה
$q_{in} \left[\frac{\text{J}}{\text{kg}} \right]$	-	החום המסופק ליחידת מסה
$q_{out} \left[\frac{\text{J}}{\text{kg}} \right]$	-	החום הנפלט ליחידת מסה
$\rho \left[\frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \right]$	-	צפיפות או מסה סגולית
γ	-	יחס קיבולי חום סגוליים

קבועים ויחסי המרה בין יחידות

$$1 \text{ bar} = 10^5 \frac{\text{N}}{\text{m}^2} = 10^5 \text{ Pa}$$

$$1 \text{ BTU} = 252 \text{ cal}$$

$$1 \text{ cal} = 4.185 \text{ J (Joule)}$$

$$T [\text{K}] = T [^{\circ}\text{C}] + 273.15$$

קבוע הגזים האוניברסלי

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

קבועי האוויר

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

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

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

$$R = 287.05 \left[\frac{\text{J}}{\text{kg} \cdot \text{K}} \right]$$

$$\rho = \frac{m}{V}$$

צפיפות או מסה סגולית

$$R = \frac{\bar{R}}{M}$$

קבוע הגז

$$P = \rho RT \text{ או } PV = mRT$$

משוואת המצב של גזים אידאליים

$$C_P - C_V = R$$

$$C_P = \frac{\gamma R}{\gamma - 1}$$

מקדם קיבול החום הסגולי בלחץ קבוע

$$C_V = \frac{R}{\gamma - 1}$$

מקדם קיבול החום הסגולי בנפח קבוע

$$\gamma = \frac{C_P}{C_V}$$

יחס קיבולי החום

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

בתהליך כללי (פוליטרופי)

$$n = 0$$

בתהליך איזוברי

$$n = 1$$

בתהליך איזותרמי

$$n = \gamma$$

בתהליך אדיאבטי

$$n = \infty$$

בתהליך איזוכורי

$$\frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{V_1}{V_2} \right)^{n-1} = \left(\frac{P_2}{P_1} \right)^{\frac{n-1}{n}}$$

בתהליך פוליטרופי שהמעריך שלו הוא n

עבודה המופקת ממערכת העוברת ממצב 1 למצב 2

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

$$Q = m \cdot C_P \cdot (T_2 - T_1) \quad \text{מעבר חום בלחץ קבוע}$$

$$Q = m \cdot C_V \cdot (T_2 - T_1) \quad \text{מעבר חום בנפח קבוע}$$

$$\Delta U = m \cdot C_V \cdot (T_2 - T_1) \quad \text{שינוי האנרגיה הפנימית בגז אידאלי}$$

$$\Delta U = Q - W \quad \text{החוק הראשון של התרמודינמיקה}$$

$$W = q_{in} - q_{out} \quad \text{עבודה המופקת במחזור ליחידת מסה}$$

$$\eta_{th} = \frac{W}{Q_{in}} \quad \text{הנצילות של מחזור תרמודינמי}$$

$$\eta_{th} = 1 - \frac{1}{\left(\frac{P_2}{P_1}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \quad \text{הנצילות של מחזור ברייטון}$$

$$\eta_{th} = 1 - \frac{1}{r^{\gamma-1}} \quad \text{הנצילות של מחזור אוטו}$$

$$\eta_{th} = 1 - \frac{1}{r^{\gamma-1}} \left[\frac{r_c^{\gamma-1}}{\gamma(r_c - 1)} \right] \quad \text{הנצילות של מחזור דיזל}$$

$$\eta_{th} = \frac{T_H - T_L}{T_H} \quad \text{הנצילות של מחזור קרנו}$$

מדחפים

ההספק הדרוש להנעת מדחף

$$PW_p = \frac{T \cdot V_o}{\eta_p} \quad \begin{array}{l} T \quad - \quad \text{כוח הדחף} \\ V_o \quad - \quad \text{מהירות הטיסה} \\ \eta_p \quad - \quad \text{נצילות המדחף} \end{array}$$

מנועים

דחף נטו של מנוע טורבו-סילון		$F = \dot{m}_a [(1 + f)V_e - V_0] + (P_e - P_{amb})A_e$
– ספיקת האוויר	$\dot{m}_a \left[\frac{\text{kg}}{\text{sec}} \right]$	
– יחס דלק-אוויר	$f = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_a} = \frac{\text{ספיקת הדלק}}{\text{ספיקת האוויר}}$	
– מהירות הפליטה של הגזים מהנחיר	$V_e \left[\frac{m}{\text{sec}} \right]$	
– מהירות הטיסה	$V_o \left[\frac{m}{\text{sec}} \right]$	
– לחץ סטטי במישור היציאה מנחיר הפליטה	$P_e \text{ [Pa]}$	
– לחץ הסביבה	$P_{amb} \text{ [Pa]}$	
– שטח היציאה של נחיר הפליטה	$A_e \text{ [m}^2\text{]}$	
– תצרוכת דלק סגולית	$\text{TSFC} \left[\frac{\text{kg}}{\text{N} \cdot \text{sec}} \right]$	

דחף נטו של המנוע כאשר ההתפשטות בנחיר הפליטה היא מלאה (נחיר מתואם $P_e = P_{amb}$):

$$F_N = \dot{m}_a [(1 + f)V_e - V_o]$$

דחף נטו של המנוע כאשר ספיקת הדלק זניחה ביחס לספיקת האוויר, $f \ll 1$, ונחיר הפליטה

$$F_N = \dot{m}_a (V_e - V_o) \quad \text{מתואם:}$$

$$\text{TSFC} = \frac{\dot{m}_f}{F_N} \quad \text{תצרוכת דלק סגולית:}$$

אווירודינמיקה

– שטח החתך	A
– צפיפות או מסה סגולית	ρ
– מהירות	v
– לחץ	P
– לחץ עצירה	P_0
– מוטת הכנף	b

$\bar{c}$	-	מיתר ממוצע של הכנף
α	-	זווית התקפה
α_{0L}	-	זווית התקפה ללא עילוי
S	-	שטח
C_D	-	מקדם הגרר
μ	-	צמיגות דינמית
γ	-	זווית קונוס מאך

חוק הרציפות $r \cdot v \cdot A = \text{const.}$

חוק ברנולי לזרימה אופקית $P + \frac{1}{2} \rho v^2 = P_0 = \text{const.}$

מהירות הקול באוויר $a = \sqrt{\gamma \cdot R \cdot T} \cong 20 \sqrt{T}$

מספר מאך $M = \frac{v}{a}$

מספר ריינולדס $R_c = \frac{\rho \cdot v \cdot \bar{c}}{\mu}$

שטח הכנף $S = b \bar{c}$

מנת הממדים $AR = \frac{b^2}{S}$

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

כוח העילוי $L = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_L$

כוח הגרר $D = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_D$

סינוס זווית קונוס מאך $\sin \gamma = \frac{1}{M}$

נספח ב': טבלת אטמוספירה סטנדרטית

לשאלונים 853101, 853201, קיץ תשע"ז

גובה מעל פני-הים	טמפרטורת האוויר	מהירות הקול	לחץ האוויר	צפיפות האוויר	צמיגות האוויר
h	T	a	P	ρ	μ
(km)	(°C)	(m / sec)	(Pa) (N / m ²)	(kg / m ³)	(kg / m · sec)
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	-46.5	302	0.0117×10^5	0.018	1.488×10^{-5}