

סוג הבחינה: גמר לבתי-ספר לטכנאים ולהנדסאים

מועד הבחינה: אביב תשפ"ב, 2022

סמל השאלון: 710931

נספחים: א. מילון מונחים

ב. טבלת אטמוספירה סטנדרטית

ג. נוסחאות באווירודינמיקה

ומנועי מטוס

אווירודינמיקה ומנועי מטוס ט'

(לטכנאי 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, מן השאלון כולו. לכל שאלה - 20 נקודות. סך-הכול - 100 נקודות.

ג. חומר עזר מותר בשימוש: מחשבון, כל 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 לפי הסדר הנראה לכם.
3. ענו על מספר השאלות הנדרש בשאלון.
- המעריך יקרא ויעריך את מספר התשובות הנדרש בלבד, ולא יתייחס לתשובות נוספות.
4. בכל שאלה ניתנו הנתונים לפתרונה. אם לדעתכם חסר נתון, השלימו אותו לפי שיקול דעתכם ופתרו בעזרתו את השאלה. כתבו בתשובתכם את הנתון שהוספתם.
5. בתשובה על שאלת חישוב, עליכם להציג את שלבי הפתרון באופן מפורט ולהסבירם בקצרה. קבלת מֶרֶב הנקודות מותנית במילוי דרישה זו.
6. בנספח א' לשאלון זה מובא מילון מונחים בשפות עברית, ערבית, אנגלית ורוסית. תוכלו להיעזר בו בעת הצורך.

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-הכול – 100 נקודות.

פרק ראשון: אוורודינמיקה – כנף קבועה וכנף סובבת

שאלה 1

להלן נתונים של מסוק:

$$W = 50 \text{ kN}$$

משקל המסוק:

$$R = 5 \text{ m}$$

רדיוס הדיסקה:

$$v_t = 250 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

מהירות קצה הלהב:

א. (4 נק') חשבו את עומס הדיסקה בעת ריחוף.

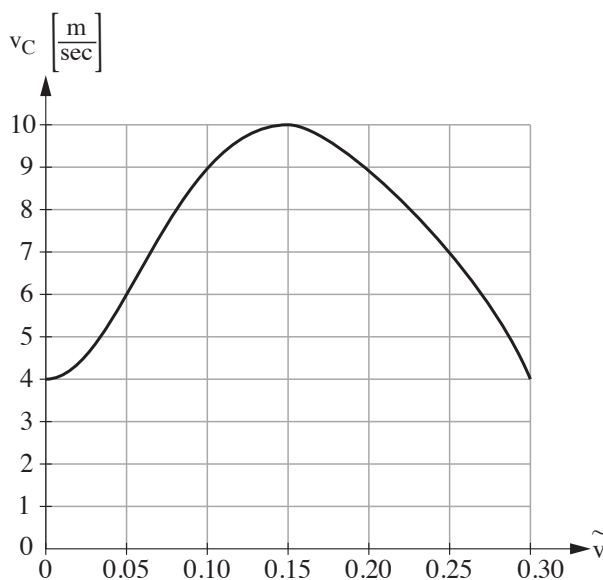
ב. (4 נק') חשבו את ההספק הנדרש מהרוטור בעת ריחוף בגובה פני-הים בתנאי אטמוספירה סטנדרטית.

ג. (6 נק') באיור א' לשאלה זו נתון גרף המתאר את מהירות הנסיקה, v_C , של המסוק, כפונקצייה של מהירות הטיסה המנורמלת שלו בעת טיסה קדימה, $\tilde{v} = \frac{v}{v_t}$.

כאשר:

v – מהירות הטיסה

v_t – מהירות קצה הלהב

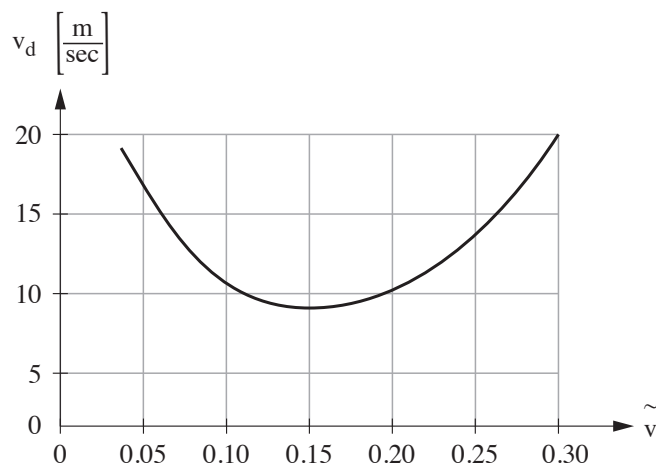


איור א' לשאלה 1

1. מצאו על-פי הגרף את מהירות הטיסה שבה מתקבלת נסיקה במהירות מרבית.

2. מצאו על-פי הגרף את זווית הנסיקה המרבית ואת מהירות הנסיקה בזווית זו.

ד. (6 נק') באיור ב' לשאלה זו נתון גרף המתאר את מהירות ההנמכה, v_d , של המסוק כפונקציה של מהירות הטיסה המנורמלת שלו כאשר הוא טס קדימה, $\tilde{v} = \frac{v}{v_t}$, ללא מנוע (אוטורוטציה).



איור ב' לשאלה 1

1. מצאו על-פי הגרף את מהירות הטיסה שבה מתקבלת מהירות ההנמכה המרבית.

2. מצאו על-פי הגרף את מהירות הטיסה שבה מתקבלת זווית ההנמכה המזערית.

שאלה 2

מטוס טס טיסה ישרה ואופקית בגובה 4 ק"מ בתנאי אטמוספירה סטנדרטית.

נתונים:

משקל המטוס: $W = 3,000 \text{ kN}$

מוטת הכנף: $b = 51.5 \text{ m}$

שטח הכנף: $S = 500 \text{ m}^2$

מקדם הגרר הטפילי: $C_{D0} = 0.05$

מקדם יעילות הכנף: $e = 1$

מהירות הטיסה: $v = 160 \frac{\text{m}}{\text{s}}$

(4 נק') א. חשבו את פולרת הגרר של המטוס.

(4 נק') ב. חשבו את הדחף הממוצע הנדרש ממנועי המטוס.

ידוע שהמטוס מבצע פנייה מתואמת ביעילות האווירודינמית המרבית שלו.

(4 נק') ג. חשבו את רדיוס הפנייה המינימלי של המטוס.

(4 נק') ד. חשבו את ספרת העומס עבור הפנייה שחישבתם בסעיף ג'.

(4 נק') ה. חשבו את ההספק הנדרש לטיסה ביעילות האווירודינמית המרבית.

שאלה 3

מטוס נוסעים **דו־מנועי** הטס בתנאי אטמוספירה סטנדרטית מגיע לנחיתה בשדה התעופה. שדה התעופה נמצא בגובה פני־הים.

נתונים:

משקל המטוס: $W = 3,000 \text{ [N]}$

נתוני הכנף:

שטח הכנף: $S = 12 \text{ m}^2$

מוטת הכנף: $b = 15 \text{ m}$

מקדם היעילות של הכנף: $e = 0.8$

מקדם עילוי מרבי: $C_{L_{\max}} = 1.5$

מקדם הגרר הטפילי: $C_{D_0} = 0.012$

בגובה 2 ק"מ מעל שדה התעופה, מנועי המטוס כבו כתוצאה מתקלה. הטייס נאלץ להנחית את המטוס בגלישה. זווית הגלישה זניחה.

3 נק') א. חשבו את פולרת הגרר של המטוס בגלישה, וכתבו את הביטוי במחברת.

3 נק') ב. חשבו את מהירות ההזדקרות של המטוס.

3 נק') ג. מה יקרה למטוס אם מהירות הגלישה שלו תהיה $v = 16 \frac{\text{m}}{\text{s}}$?

3 נק') ד. בגובה 1 ק"מ מעל שדה התעופה הצליח הטייס לייצב את המטוס כך שהתקבל מקדם עילוי: $C_L = 0.16$. חשבו את מהירות הגלישה של המטוס במצב זה.

8 נק') ה. בגובה 1 ק"מ אחד המנועים חזר לתפקד.

נתונים:

מרחק ציר הדחף ממרכז הכובד: $d = 2 \text{ [m]}$

שטח הזנב האנכי: $S_{v.t.} = 4 \text{ [m}^2\text{]}$

מקדם העילוי של הזנב האנכי: $C_{L_{v.t.}} = 0.11$

המרחק בין הכוח השקול של העילוי על הזנב האנכי לבין מרכז הכובד: $\ell_{v.t.} = 4 \text{ [m]}$

1. כיצד מכונה מצב שבו אחד מבין שני המנועים פועל?
2. בהנחה שמערכת הבקרה מושבתת, הסבירו כיצד הטייס מייצב את המטוס.
3. עבור המהירות שמצאתם **בסעיף ב'**, חשבו את דחף המנוע.

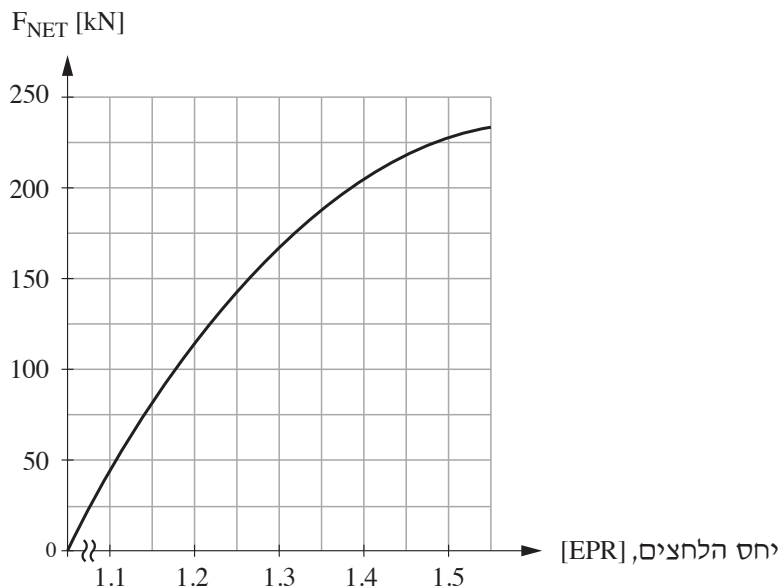
פרק שני: מנועי מטוסים

שאלה 4

מטוס בעל מנוע טורבו סילון טס בתנאי אטמוספירה סטנדרטית.

נתונים

$M = 0.9 \text{ mach}$	מספר המאך של הטיסה:
$h = 12 \text{ km}$	גובה הטיסה:
$d_{in} = 1 \text{ m}$	קוטר פתח כניסת האוויר למנוע:
$f = 1:60$	היחס דלק/אוויר הכולל במנוע:
$U_e = 600 \frac{\text{m}}{\text{s}}$	מהירות יציאת הגזים מן הנחיר:
$d_e = 0.8 \text{ m}$	נחיר הפליטה מתכנס וחנוק וקוטרו:
$EPR = 1.45$	יחס הלחצים במנוע:



איור לשאלה 4

- א. (4 נק') חשבו את ספיקת האוויר בכניסה למנוע, $\dot{m}_a$.
- ב. (4 נק') באיור לשאלה זו מוצג גרף המתאר את הדחף נטו של המנוע כפונקצייה של יחס הלחצים במנוע. עיינו בגרף וקבעו מהו הדחף נטו של המנוע, F_N .
- ג. (4 נק') חשבו מהו הלחץ הנמדד בנחיר הפליטה, P_e .

- ד. (4 נק') משנים את הקוטר של נחיר הפליטה כך שהזרימה של הגזים בהתפשטות מלאה (הנחיר מתכנס). הניחו כי תרומת תנע האוויר והדלק אינן משתנות. בשלב מסוים הקוטר של צוואר הנחיר הוא $d_t = 0.8 \text{ m}$, ובשלב אחר – קוטר הצוואר הוא $d_t = 0.9 \text{ m}$. האם יהיה שינוי בדחף המנוע בין שני השלבים הללו? נמקו את התשובה.
- ה. (4 נק') הסבירו מדוע במנוע טורבו-הספק (טורבו ציר) דחף המנוע שואף לאפס.

שאלה 5

- א. (2 נק') בסעיפים 1-4 שלפניכם נתונות סדרות של מנועים. כתבו **במחברת** את מספר הסעיף שבו המנועים מסודרים על פי מהירותם בסדר עולה.
1. מג"ח, טורבו-סילון, טורבו-מניפה, טורבו-פרופ
 2. טורבו-מניפה, מגח, טורבו-פרופ, טורבו-סילון
 3. טורבו-פרופ, טורבו-מניפה, טורבו-סילון, מג"ח
 4. מג"ח, טורבו-מניפה, טורבו-סילון, טורבו-פרופ
- ב. (2 נק') העתיקו למחברת את המשפט שלהלן והשלימו אותו:
- אחד הדברים המבדילים בין מנוע טורבו-פרופ ממנוע טורבו-סילון הוא ש:
- ביחס למנוע טורבו-סילון, במנוע טורבו-פרופ _____ (יותר, פחות) מסת אוויר יוצאת מהמנוע במהירות _____ (נמוכה, גבוהה).
- מנוע טורבו-סילון של מטוס נוסעים על-קולי טס בגובה 8 ק"מ בתנאי אטמוספירה סטנדרטית.

מספר המאך של הטיסה: $M_a = 1.6$

תצרוכת הדלק הסגולית: $TSFC = 3.5 \times 10^{-5} \frac{\text{kg}}{\text{s} \cdot \text{N}}$

ספיקת האוויר: $\dot{m}_a = 56 \frac{\text{kg}}{\text{s}}$

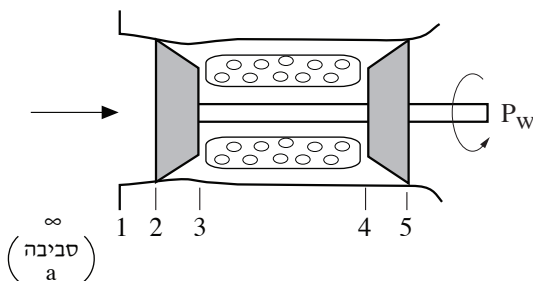
חום שריפת הדלק: $q_R = 42 \times 10^6 \frac{\text{J}}{\text{kg}_{\text{fuel}}}$

יחס דלק/אוויר: $f = 0.02$

- ג. (2 נק') חשבו את דחף המנוע נטו, F_N .
- ד. (2 נק') חשבו את מהירות הטיסה, U_a .
- ה. (3 נק') בהנחה שנחיר המנוע מתואם, חשבו את מהירות פליטת הגזים ביציאה מן הנחיר, U_e .
- ו. (3 נק') חשבו את נצילות ההנעה של המנוע, η_p .
- ז. (3 נק') חשבו את הנצילות התרמית של המנוע, η_{th} .
- ח. (3 נק') חשבו את הנצילות הכוללת של המנוע, η_0 .

שאלה 6

מטוס בעל מנוע טורבו-הספק, כמתואר באיור לשאלה זו, טס במהירות $U_a = 300 \text{ km/h}$ בגובה שבו הלחץ וטמפרטורת הסביבה הם: $P_a = 0.8 \text{ bar}$ ו- $T_a = 7^\circ\text{C}$, בהתאמה.



איור לשאלה 6

נתונים:

$$\frac{P_{03}}{P_{02}} = 9$$

יחס לחצי העצירה במדחס:

$$\dot{m}_a = 45 \frac{\text{kg}}{\text{s}}$$

ספיקת האוויר דרך המנוע:

$$T_{04} = 1073 \text{ K}$$

טמפרטורת העצירה בכניסה לטורבינה:

$$\eta_B = 0.93$$

נצילות הבעירה בתא השריפה:

$$q_R = 42 \cdot 10^6 \frac{\text{J}}{\text{kg}_{\text{fuel}}}$$

חום שריפת הדלק:

זכרו כי במנוע ציר – לעומת מנוע סילון – אין תרומת דחף בנחיר, וההספק נטו שווה להספק דרוש לסיבוב הפרופלור (המדחף).

הנחות:

– הגז הוא אוויר והוא מתנהג כגז משוכלל.

– הכונס, המדחס והטורבינה איזותרופיים.

$$C_p = 1005 \frac{\text{J}}{\text{kg} \cdot \text{K}}$$

– קיבול החום הסגולי בלחץ קבוע הוא קבוע:

$$\gamma = 1.4$$

– היחס בין קיבולי החום של האוויר:

$$R = 287 \frac{\text{J}}{\text{kg} \cdot \text{K}}$$

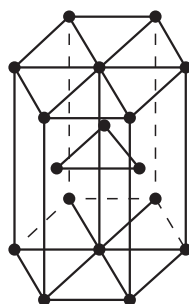
– קבוע הגזים האידיאליים:

- א. (2 נק') חשבו את מספר המאך של הטיסה, M_a .
- ב. (2 נק') חשבו את טמפרטורת העצירה ביציאה מן המדחס, T_{03} .
- ג. (2 נק') חשבו את לחץ העצירה ביציאה מן המדחס, P_{03} .
- ד. (2 נק') חשבו את ההספק שמספק המדחס, P_C .
- ה. (3 נק') חשבו את היחס $\frac{\text{דלק}}{\text{אוויר}}$, f .
- ו. (3 נק') נתון כי יחס לחצי העצירה בטורבינה שווה ליחס בין לחץ הסביבה ובין לחץ העצירה ביציאה מן המדחס $\left[\frac{P_{05}}{P_{04}} = \frac{P_a}{P_{03}} \right]$. חשבו את טמפרטורת העצירה ביציאה מן הטורבינה, T_{05} .
- ז. (3 נק') חשבו את ההספק שמספקת הטורבינה, P_T .
- ח. (3 נק') חשבו את ההספק נטו הנדרש להנעת הפרופלור (המדחף), P_{NET} .

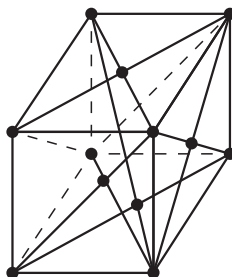
פרק שלישי: חומרים תעופתיים ותחזוקת מטוסים

שאלה 7

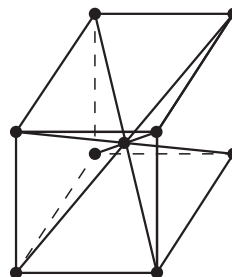
- א. ציינו **שתי** תכונות פיזיקליות ו**שתי** תכונות כימיות של מתכות.
 ב. באיור שלפניכם מוצגים שלושה סוגים של מבנים גבישיים נפוצים של מתכות: (12 נק')



HCP



FCC



BCC

איור לשאלה 7

על-פי האיור:

- ציינו את השם של כל אחד מן המבנים המוצגים באיור לפי צורת ההתגבשות שלו.
 - עבור כל סוג של מבנה גבישי, מה מספר האטומים בכל אחד מסריגיו?
 - עבור כל סוג של מבנה גבישי, כתבו את שמותיהן של **שתי** מתכות בעלות מבנה זהה.
- ג. איזה מבין שלושת המבנים הגבישיים פלסטי יותר? (4 נק')

שאלה 8

- א. הגדירו את המונח "קורוזיה". (4 נק')
- ב. מהי "קורוזיית גימום" ומהי "קורוזיית נקיקים"? הביאו דוגמה לכל **אחת** מהן מעולם התעופה. (4 נק')
- ג. הסבירו מהי "קורוזיית מאמצים", וציינו מהו המאפיין העיקרי שלה. (4 נק')
- ד. ציינו **שלושה** אמצעי הגנה מתכתיים מפני קורוזיה ו**שני** אמצעי הגנה כימיים מפני קורוזיה. (5 נק')
- ה. בשבשבת של משאבה הידראולית העשויה ממתכת התגלתה קורוזיה. ציינו איזה סוג קורוזיה התגלתה במשאבה, והסבירו איך ניתן למנוע אותה. (3 נק')

בהצלחה!

זכות היוצרים שמורה למדינת ישראל.
אין להעתיק או לפרסם אלא ברשות משרד החינוך.

תרגום המונח			המונח
אנגלית	רוסית	ערבית	
flight altitude	Высота полета	ارتفاع الطَّيْرَان	גובה טיסה
sea level	Уровень моря	مستوى سطح البحر	גובה פני הים
perfect gas	Идеальный газ	غاز مُطَوَّر	גז משוכלל
roll	Качение/вращение	تَدَحْرُج	גלגול
glide	скольжение	انزلاق	גלישה
drag	Прицеп/буксир	جَرَّ	גרר
thrust	Тяга	سَحَب	דחף
cathodic protection	Катодная защита от коррозии	حماية مهبطية	הגנה קתודית
stall	Сваливание	انهيار	הזדקרות
take-off	Взлет	إقلاع	המראה
power	Мощность	قُدْرَة	הספק
relaxation	Релаксация	إنفراج	הרפיה
climb angle	Угол набора высоты	زاوية الصعود	זווית נסיקה
pitch angle	угол наклона	زاوية الانحدار / التسلُّق	זווית עלרוד
combustion heat	Теплота сгорания топлива	حرارة حرق الوقود	חום שריפת הדלק
maximum range	Максимальный диапазон	المدى الأقصى	טווח מרבי
turbofan	Турбовентилятор	مروحية توربو	טורבו מניפה
turbojet	турбореактивный двигатель	توربو نفاث	טורבו סילון
thermal treatment	Термическая обработка	مُعَالَجَة حراريّة	טיפול תרמי

תרגום המונח			המונח
אנגלית	רוסית	ערבית	
ambient temperature	Температура окружающей среды	درجة الحرارة المحيطة	טמפרטורת סביבה
isentropic stagnation temperature	Изоэнтروпический теплоперепад	القصور الحراري؛ أنتروپيا	טמפרטורת עצירה איזנטרופית
bypass ratio	Степень двухконтурности	نسبة الالتفاف	יחס עקיפה
optimal aerodynamic efficiency	Оптимальная аэродинамическая эффективность	النجاعة الإيروديناميكية المثالية	יעילות אווירודינמית מיטבית
engine inlet	Воздухозаборник	مُسْتَقْبِل المَحْرَك	כונס מנוע
hardenability	Способность закалки металла	مُقاوَمَة بالسَّقْي	כושר חיסום
ambient pressure	Давление окружающего воздуха	ضغط البيئة	לחץ סביבה
stagnation pressure	Давление стагнации	ضغط الركود	לחץ עצירה
compressor	Компрессор	ضاغط	מדחס
multi-stage compressor	Многоступенчатый компрессор	ضاغط مُتَعَدِّد المستويات	מדחס רב־דרגתי
flap	полка	رَفّ	מדף
induced velocity	Индукцированная скорость	السرعة المُسْتَحَثَّة	מהירות מושרית
exhaust gas velocity	Скорость выхлопных газов	سرعة انبعاث الغازات	מהירות פליטה של גזים
helicopter	Вертолет	هليكوبتر (طائرة عمودية)	מסוק
flight Mach number	Число Маха	عدد ماخ للرحلة الجوية	מספר מאך של הטיסה
lift coefficient	Коэффициент подъемной силы	مُعَامِل الرفع	מקדם עילוי
weight	вес	ثَقْل (وزن)	משקל
climb	Взлет	تحليق	נסיקה

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

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}

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
$C_{l\alpha}$	-	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

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

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

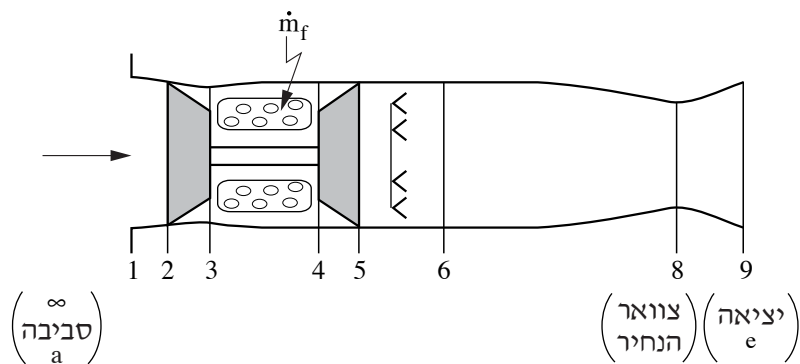
כאשר $f \ll 1$

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

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

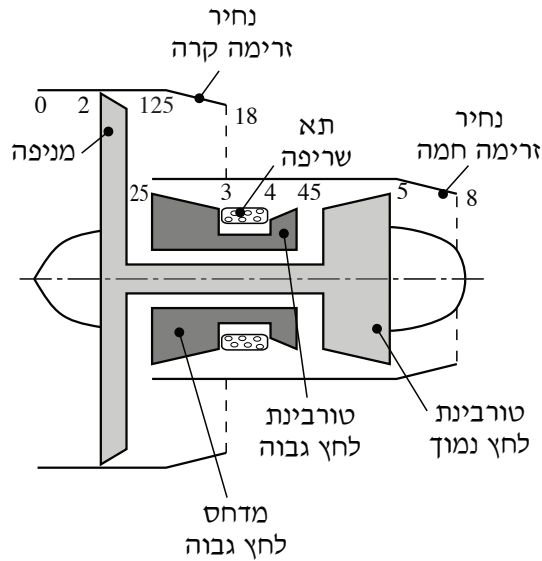
U_t – מהירות קצה הלהב

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

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