עודכן לאחרונה: November 1, 2026

🗺️ מפת דרכים לארבע שנים · שנה 3, אביב · 🧱 מחשבון מובנה

על הקורס

לקורס החינמי הזה יש 10 יחידות ו-6 מעבדות. אלה המספרים האמיתיים, לא תוכנית ארוכה יותר שקוצרה.

בדיקה היא מספר או תוצאת קוד בעמוד קורס שסקריפט מחשב מחדש לפני הפרסום. המספר המודפס והמספר שחושב מחדש חייבים להתאים.

זהו מתווה של קורס חינמי ללימוד עצמי שנכתב על ידי Saving Planets. הוא אינו קורס אוניברסיטאי, אינו מעניק נקודות זכות אקדמיות, ואף מוסד לימודים אינו מעורב בו.

היקפו תואם קורס סמסטריאלי בהנעה לשנה האחרונה למהנדסי אווירונאוטיקה וחלל. הוא מבוסס על הנושאים והעומק של MIT 16.50 Introduction to Propulsion Systems ו־MIT 16.512 Rocket Propulsion (חינמיים ב־MIT OpenCourseWare), ומשתמש ב־Beginner’s Guide to Propulsion החינמי של NASA Glenn, שאליו אנו מקשרים היכן שהוא עוזר. אף אחד מהמחברים, המוסדות או הגופים האלה אינו תומך בדף זה.

מה אנחנו מוסיפים: כל יחידה קשורה לעבודה אמיתית עם מקור ציבורי מצוטט (מנועי RS-25 של NASA, מחקר ליבות המנוע של NASA ועבודת משרד האנרגיה של ארצות הברית על דלק תעופה בר־קיימא), כל מספר בדף מחושב מחדש בסקריפט בדיקה לפני הפרסום, ולכל מעבדה יש סימולציה חינמית או גיליון אלקטרוני.

עברו עליו לפי הסדר. בכל יחידה יש מטרות, רעיונות מרכזיים, משוואות, דוגמאות צעד אחר צעד, תרגול עם תשובות מלאות, טעויות נפוצות, כרטיסיות ובוחן. ההתקדמות שלכם נשמרת רק בדפדפן הזה.

איך הקורס הזה עוזר להציל את כדור הארץ

בהנעה נקבעות צריכת הדלק והפליטות של התעופה: כל נקודת נצילות במנוע היא דלק שלא נשרף, ודלקים חדשים יכולים להפחית את הפחמן במה שנשרף.

רקטות מביאות למסלול לווייני תצפית על כדור הארץ, ומנועים נקיים ויעילים יותר הופכים את הגישה הזו לבת־קיימא יותר. כל יחידה מסתיימת בפרק קצר עם מקורות. ערכים שאינם ממקור מסומנים כערכי דוגמה או ערכי ספר לימוד.

למורים

אפשר ללמד את הקורס הזה, או לתת לתלמיד לעבור אותו לבד. הוא חינם. Saving Planets לא נותנת ציון ולא נקודות זכות.

- העמוד הזה הוא כל הקורס: 10 יחידות ו-6 מעבדות (AERO 410).
- תכננו 15 שבועות, בערך 6 עד 9 שעות בשבוע, כולל שבועות המעבדה.

- עקבו אחרי לוח 15 השבועות. קראו את היחידה, פתרו על הנייר, ואז פתחו את התשובה. בשבוע מעבדה עשו את המעבדה או את הגרסה הביתית.
- בדיקה היא מספר או תוצאת קוד בעמוד שסקריפט מחשב מחדש לפני הפרסום. המספר שרואים והמספר שחושב מחדש חייבים להתאים.
- השתמשו בהדפסת העמוד, או הורידו את מדריך הלימוד ב-PDF. דף הנוסחאות נמצא לקראת הסוף.
- שאלו: איך היחידה הזו עוזרת לאנשים ולכוכב? בכל יחידה יש תיבה ירוקה עם עובדה ומקור.
- העתיקו את תבנית המדריך למורה וכתבו את שם הכיתה, הזמן שיש לכם, והשאלות שתשאלו. פתיחת תבנית המדריך למורה

לפני שמתחילים

ידע מוקדם

- תרמודינמיקה: החוק הראשון והשני, גזים אידיאליים ומחזורים.
- מכניקת זורמים: נפחי בקרה, יסודות הזרימה הדחיסה.
- אווירודינמיקה I וביצועי מטוסים: גרר, דחף נדרש וטווח.
- מכניקה מסלולית: משוואת הרקטה ו־Δv.

איך ללמוד

- שרטטו נפח בקרה סביב המנוע וסמנו כניסה ויציאה לפני כתיבת משוואה כלשהי.
- שמרו טמפרטורות בקלווין והשתמשו בערכי עצירה (כוללים) היכן שהזרימה מהירה.
- הפרידו בין נצילות תרמית (חום לאנרגיה קינטית) לנצילות הנעה (אנרגיה קינטית להספק דחף מועיל).
- בדקו כל תשובה מול סדר הגודל של מנוע אמיתי.
- עקבו אחר יחידות: דחף בניוטון, ספיקת מסה ב־kg/s, דחף סגולי בשניות.
- פתרו כל תרגיל על נייר לפני שאתם פותחים את התשובה, וחזרו על הבחנים כעבור כמה ימים.

מה צריך

- מחשב או טאבלט לסימולציות החינמיות PhET Gas Properties ו־Energy Skate Park.
- תוכנת גיליון אלקטרוני (כל תוכנה חינמית מתאימה), או Python.
- דפי Beginner’s Guide to Propulsion של NASA Glenn בדפדפן.
- מחשבון.

לוח זמנים מוצע ל־15 שבועות

כ־6 עד 9 שעות בשבוע: קריאה, תרגילים, ובשבועות המעבדה גם המעבדה.

שבוע	יחידה	נושאים	קריאה
1	דחף, תנע ונצילות הנעה	דחף ונצילות הנעה; מעבדה A	NASA Glenn
2	מחזור בריטון ונצילות תרמית	מחזור בריטון; מעבדה B	NASA Glenn
3	זרימה דחיסה: כונסים ונחירים	תכונות עצירה וחנק	MIT 16.50

שבוע	יחידה	נושאים	קריאה
4	זרימה דחיסה: כונסים ונחירים	נחירים וכונסים; מעבדה C	MIT 16.50
5	מנועי סילון טורבינתיים: רכיבים וניתוח מחזור	תחנות מנוע הטורבו־סילון ומאזן עבודה	MIT 16.50
6	מנועי סילון טורבינתיים: רכיבים וניתוח מחזור	נצילות רכיבים ומבערים אחוריים	NASA Glenn
7	מנועי טורבו־מניפה וטורבו־מדחף	טורבו־מניפה; מעבדה D; תרגול לבוחן אמצע	NASA Glenn
8	צריכת דלק, TSFC ופליטות	צריכת דלק, TSFC ו־CO_2	NASA HyTEC
9	יסודות הרקטות ודחף סגולי	דחף רקטות ו־Isp	NASA Glenn
10	יסודות הרקטות ודחף סגולי	חקר מקרה RS-25	NASA RS-25
11	נחירי רקטה, חומרי הנעה וויסות דחף	נחירי רקטה וויסות דחף; מעבדה E	MIT 16.512
12	משוואת הרקטה והנעה חשמלית	משוואת הרקטה והנעה חשמלית	MIT 16.512
13	הנעה בת־קיימא: SAF, מימן ותעופה חשמלית	SAF, מימן וסוללות; מעבדה F	DOE SAF
14	הנעה בת־קיימא: SAF, מימן ותעופה חשמלית	מטוסים חשמליים וחזרה	DOE SAF
15	הנעה בת־קיימא: SAF, מימן ותעופה חשמלית	חזרה; תרגול למבחן הסופי	MIT 16.50

ההתקדמות שלכם

סמנו יחידות ומעבדות כשאתם מסיימים אותן, ועשו את הבחנים. ההתקדמות והציונים נשמרים רק בדפדפן הזה ולעולם לא נשלחים אלינו.

יחידות

דחף, תנע ונצילות הנעה

משוואת הדחף בנפח בקרה, דחף לחץ, דחף סגולי, הספק דחף, הספק סילון, נצילות הנעה, ולמה סילונים גדולים ואיטיים יעילים.

מטרות הלמידה

בסוף היחידה הזו תוכלו:

- גזרו דחף משטף התנע.
- חשבו דחף סגולי והספק דחף.
- לחשב נצילות הנעה.
- הסבירו למה יחס עקיפה גבוה חוסך דלק.

מושגי מפתח

- דחף הוא שטף התנע נטו היוצא מהמנוע ועוד איבר לחץ: F = ṁ_eV_e − ṁ_0V_0 + (p_e − p_0)A_e.
- למנוע נושם אוויר עם ספיקת דלק קטנה ונחיר מותאם, F ≈ ṁ(V_e − V_0).
- דחף סגולי F/ṁ (N·s/kg) אומר כמה דחף נותן כל קילוגרם לשנייה של אוויר.
- נצילות ההנעה η_p = 2/(1 + V_e/V_0) היא החלק מההספק הקינטי של הסילון שהופך להספק דחף מועיל F·V_0.
- האצה קטנה של הרבה אוויר (V_e קרובה ל־V_0) יעילה אך דורשת מנוע גדול; זו הפשרה של הטורבו־מניפה.

משוואות מפתח

$$F = \dot{m}_e V_e - \dot{m}_0 V_0 + (p_e - p_0) A_e$$

```
F= m_eV_e- m_0V_0+(p_e-p_0)A_e
```

משוואת הדחף

$$F \approx \dot{m}(V_e - V_0)$$

דחף פשוט

$$\eta_p = \frac{2}{1 + V_e/V_0}$$

```
_p=(2)/(1+V_e/V_0)
```

נצילות הנעה

$$P_{thrust} = F V_0$$

```
P_thrust=FV_0
```

דוגמאות פתורות שלב אחר שלב

דוגמה 1.1 מנוע מזיז 100 kg/s אוויר מ־250 m/s ל־600 m/s (ערכי דוגמה). מצאו את הדחף.

1. $F = 100 \times (600 - 250)$.

תשובה: $F = 35\ \text{kN}$.

דוגמה 1.2 מצאו את נצילות ההנעה שלו.

1. $\eta_p = 2/(1 + 600/250)$.

תשובה: $\eta_p = 0.588$.

דוגמה 1.3 בדקו נצילות זו בעזרת ההספקים.

1. הספק דחף $= 250 \times 35000 = 8.75\ \text{MW}$.
2. הספק סילון $= \tfrac{1}{2} \times 100 \times (600^2 - 250^2) = 14.875\ \text{MW}$.

תשובה: $8.75/14.875 = 0.588$.

תרגילים

פתרו כל אחד קודם על נייר, ואז בדקו.

1. הדחף הסגולי של המנוע הזה?

   $350\ \text{N·s/kg}$.

2. η_p אם $V_e = 300\ \text{m/s}$ ב־$V_0 = 250\ \text{m/s}$?

   0.909.

3. למה מטוסי קרב משתמשים בסילונים קטנים ומהירים?

   דחף סגולי גבוה על חשבון הנצילות.

4. מתי דחף הלחץ חשוב?

   כשלחץ היציאה מהנחיר שונה מלחץ הסביבה, כמו ברקטות רבות.

תפיסות שגויות נפוצות

מיתוס: מהירות פליטה גבוהה יותר פירושה תמיד נצילות גבוהה יותר.

בפועל: נצילות ההנעה יורדת ככל ש־V_e/V_0 גדל.

מיתוס: הדחף דוחף את האוויר שמאחור.

בפועל: הוא התגובה להאצת הזרימה.

מיתוס: דחף הלחץ תמיד אפס.

בפועל: רק בנחיר מותאם לחלוטין.

כרטיסיות

דחף

שטף תנע נטו + איבר לחץ.

דחף סגולי

$F/\dot{m}$.

η_p

$2/(1 + V_e/V_0)$.

הספק דחף

$F \cdot V_0$.

הספק סילון

$\frac{1}{2}\dot{m}(V_e^2 - V_0^2)$.

נחיר מותאם

$p_e = p_0$.

בוחן לבדיקה עצמית

1. η_p = …

$2/(1 + V_e/V_0)$

V_e/V_0

$1 - V_0/V_e$

FV_e

$2/(1 + V_e/V_0)$. פרוד.

2. יחידות הדחף הסגולי…

N·s/kg

N

kg/s

s

.N·s/kg. F/ṁ

3. מנועים יעילים מזיזים…

הרבה אוויר לאט

מעט אוויר מהר

אין אוויר

רק דלק

הרבה אוויר לאט. $Low\ V_e/V_0$.

4. הספק דחף הוא…

FV_0

FV_e

ṁV_e²

F/ṁ

FV_0. הספק מועיל.

לנסות שוב את הבוחן

איך זה עוזר להציל את כדור הארץ

המדריך של NASA Glenn מסביר שרוב מטוסי הנוסעים המודרניים משתמשים במנועי טורבו־מניפה בזכות הדחף הגבוה ויעילות הדלק הטובה, ושמנועי טורבו־מניפה בעלי יחס עקיפה גבוה יעילים בדלק כמעט כמו מנועי טורבו־מדחף.

יעילות זו נובעת ישירות מהמשוואה של יחידה זו: הזזת יותר אוויר במהירות קרובה יותר למהירות הטיסה מעלה את נצילות ההנעה, כלומר פחות דלק נשרף ופחות CO_2 לאותה נסיעה.

ב־Saving Planets: ביצועי מטוסים · פתרונות

מקורות: NASA Glenn Beginner's Guide: Turbofan thrust (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/turbfan.html)

מקורות לימוד חינמיים

- MIT OpenCourseWare 16.50 Introduction to Propulsion Systems (Spring 2012) (https://ocw.mit.edu/courses/16-50-introductio n-to-propulsion-systems-spring-2012/): הרצאות MIT חינמיות.
- NASA Glenn Beginner's Guide: Specific impulse (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/specimp.html): הסבר חינמי של NASA.

סיימתי את היחידה הזו

מחזור בריטון ונצילות תרמית

מחזור בריטון האידיאלי, דחיסה והתפשטות איזנטרופיות, נצילות תרמית כפונקציה של יחס הלחצים, עבודת המדחס והטורבינה, נצילויות רכיבים ונצילות כוללת.

מטרות הלמידה

בסוף היחידה הזו תוכלו:

- חשבו נצילות בריטון אידיאלית מיחס הלחצים.
- מצאו טמפרטורות אחרי דחיסה איזנטרופית.
- חשבו את עבודת המדחס.
- שלבו נצילות תרמית ונצילות הנעה.

מושגי מפתח

- טורבינת גז פועלת לפי מחזור בריטון: דחיסה איזנטרופית, הוספת חום בלחץ קבוע, התפשטות איזנטרופית ופליטת חום.
- הנצילות התרמית האידיאלית תלויה רק ביחס הלחצים: η_th = 1 − π^(−(γ−1)/γ).
- דחיסה איזנטרופית מעלה את הטמפרטורה לפי T₂/T₁ = π^((γ−1)/γ).
- עבודת המדחס לכל kg היא c_p(T₂ − T₁); הטורבינה חייבת לספק אותה לפני שנשאר משהו לסילון.
- נצילות כוללת η₀ = η_th × η_p: מחום להספק דחף מועיל.

משוואות מפתח

$$\eta_{th} = 1 - \pi^{-(\gamma-1)/\gamma}$$

_th=1-π^-(γ-1)/γ

נצילות בריטון אידיאלית

$$\frac{T_2}{T_1} = \pi^{(\gamma-1)/\gamma}$$

(T_2)/(T_1)=π^(γ-1)/γ

דחיסה איזנטרופית

$$w_c = c_p(T_2 - T_1)$$

w_c=c_p(T_2-T_1)

עבודת המדחס

$$\eta_0 = \eta_{th}\eta_p$$

דוגמאות פתורות שלב אחר שלב

דוגמה 2.1 מצאו את נצילות בריטון האידיאלית ליחסי לחצים 10 ו־(γ = 1.4) 30.

1. 1 − 10^(−0.2857); 1 − 30^(−0.2857).

תשובה: 48.2% ו־62.2%.

דוגמה 2.2 אוויר ב־288 K נדחס ביחס 30. מצאו T_2.

1. $T_2 = 288 \times 30^{0.2857} = 288 \times 2.643$.

תשובה: $T_2 = 761$ K.

דוגמה 2.3 מצאו את עבודת המדחס לכל kg.

1. 1005 × (761 − 288).

תשובה: w_c = 475 kJ/kg.

תרגילים

פתרו כל אחד קודם על נייר, ואז בדקו.

1. נצילות ב־π = 20?

57.5%.

2. נצילות ב־π = 40?

65.1%.

3. נצילות כוללת עבור η_th = 0.5 ו־η_p = 0.8?

0.40.

4. למה לא להעלות את π בלי סוף?

יציאת המדחס נעשית חמה וכבדה מדי; הטורבינה מגבילה.

תפיסות שגויות נפוצות

מיתוס: נצילות בריטון תלויה בטמפרטורת השיא.

בפועל: הנצילות האידיאלית תלויה רק ב־π.

מיתוס: כל עבודת המדחס אובדת.

בפועל: הטורבינה משיבה אותה מהגז החם.

מיתוס: הנצילות התרמית היא כל הסיפור.

בפועל: הכפילו בנצילות ההנעה.

כרטיסיות

מחזור בריטון

דחיסה, בעירה, התפשטות.

יחס לחצים π

p_2/p_1.

η_th

1 − π^(−0.2857).

עבודת המדחס

$c_p\Delta T$.

נצילות כוללת

η_p η_th.

איזנטרופי

הפיך ואדיאבטי.

בוחן לבדיקה עצמית

1. η של בריטון אידיאלי תלויה ב...

יחס לחצים

דלק

גודל

הגובה בלבד

יחס לחצים. נוסחה.

2. החום מוסף ב...

לחץ קבוע

נפח קבוע

T קבועה

לחץ אפס

לחץ קבוע. תא שריפה.

3. η_0 = ...

$\eta_p \times \eta_{th}$

$\eta_p + \eta_{th}$

η_p/η_{th}

1

$\eta_p \times \eta_{th}$. שרשרת.

4. דחיסת אוויר...

מחממת אותו

מקררת אותו

כלום

מנזילה אותו

מחממת אותו. איזנטרופי.

לנסות שוב את הבוחן

איך זה עוזר להציל את כדור הארץ

פרויקט Hybrid Thermally Efficient Core (HyTEC) של NASA עבד עם התעשייה לפיתוח טכנולוגיות ליבה קטנה המאפשרות הפחתת צריכת דלק, הפקת יותר הספק חשמלי למערכות המטוס ותאימות טובה יותר לדלקי תעופה ברי־קיימא. NASA מציינת

שהפרויקט הסתיים.

ליבות קטנות, חמות ובלחץ גבוה יותר הן נוסחת הנצילות של יחידה זו בחומרה: העלאת יחס הלחצים מעלה את הנצילות התרמית, וכל אחוז חוסך דלק בכל טיסה.

ב־Saving Planets: תרמודינמיקה · פתרונות

מקורות: NASA Aeronautics: Hybrid Thermally Efficient Core (HyTEC) project (https://www.nasa.gov/directorates/armd/aavp/hytec/)

מקורות לימוד חינמיים

- NASA Glenn Beginner’s Guide: Brayton cycle (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/brayton.html): הסבר חינמי של NASA.
- PhET: Gas Properties (https://phet.colorado.edu/en/simulations/gas-properties): חימום בדחיסה באופן אינטראקטיבי.

סיימתי את היחידה הזו

זרימה דחיסה: כונסים ונחירים

טמפרטורת ולחץ עצירה, קשרים איזנטרופיים עם מספר מאך, זרימה חנוקה, קשרי שטח–מאך, נחירים מתכנסים ומתכנסים־מתבדרים, והשבת לחץ בכונס.

מטרות הלמידה

בסוף היחידה הזו תוכלו:

- השתמשו ביחסי עצירה לסטטי.
- מצאו את התנאים הקריטיים (הקוליים).
- השתמשו בקשר שטח–מאך.
- חשבו את מהירות היציאה האידיאלית מהנחיר.

מושגי מפתח

- טמפרטורת עצירה $T_0 = T(1 + (\gamma - 1)M^2/2)$; לחץ העצירה נגזר בחזקה האיזנטרופית $\gamma/(\gamma - 1)$.
- בצוואר של נחיר חנוק $M = 1$, עם $T^*/T_0 = 0.833$ ו־$p^*/p_0 = 0.528$ לאוויר.
- זרימה תת־קולית מואצת בתעלה מתכנסת; זרימה על־קולית מואצת בתעלה מתבדרת. A/A^* נותן את השטח הנדרש לכל מספר מאך.
- מהירות יציאה אידיאלית: $V_e = \sqrt{2c_pT_0(1 - (p_e/p_0)^{((\gamma-1)/\gamma)})}$.
- כונסים מאטים את האוויר למהירות תת־קולית עבור המדחס; הפסדי לחץ עצירה מקטינים דחף ונצילות.

משוואות מפתח

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

(T_0)/(T)=1+(γ-1)/(2)M^2

טמפרטורת עצירה

$$\frac{p_0}{p} = \left(\frac{T_0}{T}\right)^{\gamma/(\gamma-1)}$$

(p_0)/(p)=((T_0)/(T))^γ/(γ-1)

לחץ עצירה

$$\frac{A}{A^*} = \frac{1}{M}\left[\frac{2}{\gamma+1}\left(1 + \frac{\gamma-1}{2}M^2\right)\right]^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}$$

(A)/(A^*)=1M[(2)/(γ+1)(1+(γ-1)/(2)M^2)]^(γ+1)/(2(γ-1))

קשר שטח–מאך

$$V_e = \sqrt{2 c_p T_0 \left[1 - (p_e/p_0)^{(\gamma-1)/\gamma}\right]}$$

V_e=2c_pT_0[1-(p_e/p_0)^(γ-1)/γ]

מהירות יציאה אידיאלית

דוגמאות פתורות שלב אחר שלב

דוגמה 3.1 מצאו T_0/T ו־p_0/p במאך 0.8.

1. $T_0/T = 1 + 0.2 \times 0.64$.
2. $p_0/p = 1.128^{3.5}$.

תשובה: $T_0/T = 1.128$; $p_0/p = 1.524$.

דוגמה 3.2 מצאו A/A^* למאך 2.

1. קשר שטח–מאך עם $\gamma = 1.4$.

תשובה: $A/A^* = 1.6875$.

דוגמה 3.3 גז ב־$T_0 = 1000$ K מתפשט למחצית מלחץ העצירה שלו (ערכי דוגמה). מצאו V_e.

1. $V_e = \sqrt{(2 \times 1005 \times 1000 \times (1 - 0.5^{0.2857}))}$.

תשובה: $V_e = 601$ m/s.

תרגילים

פתרו כל אחד קודם על נייר, ואז בדקו.

1. יחס הלחצים הקריטי לאוויר?

   $p^*/p_0 = 0.528$.

2. T^*/T_0?

   0.833.

3. A/A^* במאך 1.5?

   1.176.

4. *A/A במאך 3?

4.235.

תפיסות שגויות נפוצות

מיתוס: נחירים תמיד מתכנסים.

בפועל: יציאות על־קוליות דורשות חלק מתבדר.

מיתוס: ערכים סטטיים וערכי עצירה זהים.

בפועל: הם שונים במהירות גבוהה.

מיתוס: חנק עוצר כל זרימה.

בפועל: הוא מגביל את ספיקת המסה לתנאי כניסה נתונים.

כרטיסיות

טמפרטורת עצירה

T(1 + 0.2M²) לאוויר.

חנוק

M = 1 בצוואר.

A/A*

שטח למספר מאך.

p*/p₀

0.528.

מתכנס–מתבדר

ליציאות על־קוליות.

השבת לחץ

p_0 נשמר בכונס.

בוחן לבדיקה עצמית

1. בצוואר חנוק M = …

1

0

2

0.5

1. קולי.

2. זרימה על־קולית מואצת ב…

תעלה מתבדרת

תעלה מתכנסת

תעלה בחתך קבוע

אף אחת

תעלה מתבדרת. שטח–מאך.

3. p^*/p_0 לאוויר…

0.528

0.833

1

0.1

0.528. $\gamma = 1.4$.

4. T_0/T ב־$M = 0.8$…

1.128

1.8

1

0.8

1.128. נוסחה.

לנסות שוב את הבוחן

איך זה עוזר להציל את כדור הארץ

דף ה־RS-25 של NASA מציין שבמהלך Artemis I דחף המנוע ושסתומי בקרת יחס התערובת היו בטווח של 0.5 אחוז מהערכים שנחזו לפני הטיסה, והלחצים והטמפרטורות הפנימיים בטווח של שני אחוזים.

תחזיות מדויקות כל כך נובעות מקשרי הזרימה האיזנטרופית של יחידה זו, משופרים בנתוני ניסוי: דיוק בתנאי הנחיר והתא הוא מה שגורם למנוע לפעול כמתוכנן.

ב־Saving Planets: מכניקת זורמים · Artemis II

מקורות: NASA: SLS (Space Launch System) RS-25 Core Stage Engine (https://www.nasa.gov/reference/space-launch-system-rs-25-core-stage-engine/)

מקורות לימוד חינמיים

- MIT OpenCourseWare 16.50 Introduction to Propulsion Systems (Spring 2012) (https://ocw.mit.edu/courses/16-50-introduction-to-propulsion-systems-spring-2012/): הרצאות MIT חינמיות.
- NASA Glenn Beginner’s Guide: Rocket thrust summary (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/rocket/rktthsum.html): הסבר חינמי של NASA.

סיימתי את היחידה הזו

מנועי סילון טורבינתיים: רכיבים וניתוח מחזור

כונס, מדחס, תא שריפה, טורבינה ונחיר; מאזן עבודה בין מדחס לטורבינה; מגבלות טמפרטורת כניסה לטורבינה; מבערים אחוריים; ונצילויות רכיבים אמיתיות.

מטרות הלמידה

בסוף היחידה הזו תוכלו:

- עקבו אחר התחנות לאורך מנוע טורבו־סילון.
- אזנו את עבודת המדחס והטורבינה.
- הסבירו את מגבלות הטמפרטורה של הטורבינה.
- תארו כיצד מבער אחורי ממיר דלק בדחף.

מושגי מפתח

- תחנות: זרם חופשי, כונס, יציאת מדחס, יציאת תא שריפה (כניסת טורבינה), יציאת טורבינה ויציאת נחיר.
- הטורבינה מניעה את המדחס על ציר משותף: $c_p(T_4 - T_5) = c_p(T_3 - T_2)$ לזרימה אידיאלית עם c_p שווה.
- טמפרטורת כניסה גבוהה יותר לטורבינה נותנת יותר דחף סגולי ונצילות, בגבולות חומרי הלהבים והקירור.
- למדחסים ולטורבינות אמיתיים נצילויות איזנטרופיות קטנות מ־1, ולכן נדרשת יותר עבודה ומושב פחות.
- מבערים אחוריים מוסיפים דלק אחרי הטורבינה לדחף נוסף במחיר דלק גבוה.

משוואות מפתח

$$T_4 - T_5 = T_3 - T_2$$

T_4-T_5=T_3-T_2

מאזן עבודת הציר

$$\eta_c = \frac{T_{3s} - T_2}{T_3 - T_2}$$

_c=_3s-T_2T_3-T_2

נצילות המדחס

$$\eta_t = \frac{T_4 - T_5}{T_4 - T_{5s}}$$

_t=_4-T_5T_4-T_5s

נצילות הטורבינה

$$F = \dot{m}(V_e - V_0)$$

F= m(V_e-V_0)

דחף

דוגמאות פתורות שלב אחר שלב

דוגמה 4.1 עם מדחס של 475 kJ/kg (יחידה 2) וכניסת טורבינה ב־1600 K (ערך דוגמה), מצאו את טמפרטורת יציאת הטורבינה.

1. ΔT = 475,440/1005 = 473 K.

תשובה: T_5 = 1127 K.

דוגמה 4.2 כמה עבודה צריך מדחס אמיתי עם η_c = 0.85 לאותו יחס לחצים?

1. 475/0.85.

תשובה: 559 kJ/kg.

דוגמה 4.3 מצאו את הדחף של מנוע טורבו־סילון המזיז 100 kg/s מ־250 ל־450 m/s.

1. 200 × 100.

תשובה: 20 kN.

תרגילים

פתרו כל אחד קודם על נייר, ואז בדקו.

1. עליית הטמפרטורה של המדחס האמיתי הזה?

   559,341/1005 = 557 K.

2. למה מקררים להבי טורבינה?

   הגז חם יותר ממה שהמתכת יכולה לשרוד.

3. מה מבער אחורי מעלה?

   את V_e ואת הדחף.

4. מה הוא מוריד?

   את נצילות ההנעה ואת הטווח.

תפיסות שגויות נפוצות

מיתוס: הטורבינה מייצרת את הדחף.

בפועל: היא בעיקר מניעה את המדחס; הנחיר מייצר את הדחף.

מיתוס: תמיד אפשר חם יותר.

בפועל: החומרים מגבילים את T_4.

מיתוס: מבערים אחוריים יעילים.

בפועל: הם שורפים דלק בלחץ נמוך.

כרטיסיות

טורבו־סילון

מדחס–תא שריפה–טורבינה–נחיר.

T_4

טמפרטורת כניסה לטורבינה.

מאזן עבודה

טורבינה = מדחס.

η_c

ΔT אידיאלי/אמיתי.

מבער אחורי

שריפה אחרי הטורבינה.

מספרי תחנות

מ־0 זרם חופשי עד 9 יציאת נחיר.

בוחן לבדיקה עצמית

1. עבודת הטורבינה שווה ל…

עבודת המדחס

דחף

אנרגיית הדלק

אפס

עבודת המדחס. ציר משותף.

2. T_4 מוגבלת על ידי…

חומרים

מאך

צבע הדלק

הגובה

חומרים. הלהבים.

3. פירושו… $\eta_c < 1$

נדרשת יותר עבודה

פחות עבודה

אין שינוי

עבודה בחינם

נדרשת יותר עבודה. הפסדים.

4. מבערים אחוריים מעלים…

דחף

נצילות

הטווח

עקיפה

דחף. חום נוסף.

לנסות שוב את הבוחן

איך זה עוזר להציל את כדור הארץ

המדריך של NASA Glenn מציין שמנועי טורבו־מניפה בעלי עקיפה נמוכה עדיין חסכוניים בדלק יותר ממנועי טורבו־סילון בסיסיים, ושמטוסי קרב מודרניים רבים משתמשים בטורבו־מניפה בעלת עקיפה נמוכה עם מבער אחורי כדי לשייט ביעילות

ועדיין לקבל דחף גבוה בעת הצורך.

מנוע הטורבו־סילון הטהור שורד בעיקר כמודל לימודי: מאזן העבודה הפשוט שלו מראה למה מנועים מאוחרים יותר הוסיפו מניפה להפחתת צריכת הדלק.

ב־Saving Planets: אווירודינמיקה 1 · תרמודינמיקה

מקורות: NASA Glenn Beginner’s Guide: Turbofan thrust (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/turbfan.html)

מקורות לימוד חינמיים

- MIT OpenCourseWare 16.50 Introduction to Propulsion Systems (Spring 2012) (https://ocw.mit.edu/courses/16-50-introductio n-to-propulsion-systems-spring-2012/): הרצאות MIT חינמיות.
- NASA Glenn Beginner’s Guide: Brayton cycle (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/brayton.html): הסבר חינמי של NASA.

סיימתי את היחידה הזו

מנועי טורבו־מניפה וטורבו־מדחף

יחס עקיפה, זרם ליבה וזרם מניפה, משוואת הדחף של טורבו־מניפה, נצילות ההנעה של זרם המניפה, טורבו־מדחף ורוטורים פתוחים, ופשרת הגודל והמשקל.

מטרות הלמידה

בסוף היחידה הזו תוכלו:

- החילו את משוואת הדחף של טורבו־מניפה.
- חשבו יחס עקיפה וספיקה כוללת.
- השוו דחף של טורבו־מניפה וטורבו־סילון עם אותה ליבה.
- הסבירו את המגבלות של עקיפה גבוהה מאוד.

מושגי מפתח

- יחס עקיפה bpr = ṁ_fan/ṁ_core; ספיקה כוללת ṁ₀ = ṁ_fan + ṁ_core.
- דחף טורבו־מניפה לפי NASA Glenn: F = (ṁV)_e + bpr·ṁ_c·V_f − ṁ₀V₀.
- המניפה מאיצה מעט הרבה אוויר, ולכן לזרם שלה נצילות הנעה גבוהה.
- טורבו־מדחף ורוטורים פתוחים מעלים את העקיפה עוד יותר, ויעילים במהירויות נמוכות יותר.
- מניפות גדולות יותר מוסיפות משקל, גרר ורעש ודורשות מהירויות מניפה איטיות יותר, לעתים קרובות עם תיבת הילוכים.

משוואות מפתח

$$bpr = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_c}$$

```
bpr=( m_f)/( m_c)
```

יחס עקיפה

$$\dot{m}_0 = \dot{m}_f + \dot{m}_c$$

```
m_0= m_f+ m_c
```

ספיקה כוללת

$$F = \dot{m}_c V_e + bpr\,\dot{m}_c V_f - \dot{m}_0 V_0$$

```
F= m_cV_e+bpr m_cV_f- m_0V_0
```

דחף טורבו־מניפה

$$\eta_{p,f} = \frac{2}{1 + V_f/V_0}$$

דוגמאות פתורות שלב אחר שלב

דוגמה 5.1 לטורבו־מניפה ספיקת ליבה של 100 kg/s ו־bpr = 10, עם V_f = 300 m/s ,V_e = 450 m/s ו־V_0 = 250 m/s (ערכי דוגמה). מצאו את הספיקה הכוללת ואת הדחף.

1. $\dot{m}_0$ = 100 + 1000 = 1100 kg/s.
2. F = 100 × 450 + 1000 × 300 − 1100 × 250.

תשובה: F = 70 kN.

דוגמה 5.2 השוו לטורבו־סילון עם אותה ספיקת ליבה ומהירות יציאה.

1. F = 100 × (450 − 250).

תשובה: 20 kN: המניפה מכפילה את הדחף פי 3.5.

דוגמה 5.3 מצאו את נצילות ההנעה של זרם המניפה.

1. 2/(1 + 300/250).

תשובה: η_p = 0.909.

תרגילים

פתרו כל אחד קודם על נייר, ואז בדקו.

1. η_p של זרם הליבה (450 ב־250 m/s)?

   0.714.

2. יחס הדחף טורבו־מניפה/טורבו־סילון?

   3.5.

3. למה להוסיף תמסורת למניפה?

   כדי שהמניפה תסתובב לאט יותר מטורבינת הלחץ הנמוך.

4. למה משתמשים במדחפים במטוסים איטיים?

יעילים במהירות נמוכה; הקצוות הופכים על־קוליים במהירות גבוהה.

תפיסות שגויות נפוצות

מיתוס: המניפה מייצרת מעט דחף.

בפועל: במנועי עקיפה גבוהה היא מייצרת את רובו.

מיתוס: עקיפה גבוהה יותר תמיד עדיפה.

בפועל: משקל וגרר גדלים עם גודל המניפה.

מיתוס: טורבו־מניפה שורף יותר דלק מטורבו־סילון.

בפועל: הוא שורף פחות לאותו דחף.

כרטיסיות

יחס עקיפה

ספיקת מניפה/ספיקת ליבה.

דחף טורבו־מניפה

ליבה + מניפה − תנע הכניסה.

זרם מניפה

p_η גבוה.

טורבו־מדחף

עקיפה גבוהה מאוד באמצעות מדחף.

מניפה עם תמסורת

מניפה איטית יותר, טורבינה מהירה יותר.

רוטור פתוח

מניפה ללא מעטפת.

בוחן לבדיקה עצמית

1. bpr = …

ṁ_f/ṁ_c

ṁ_c/ṁ_f

V_f/V_e

F/ṁ

ṁ_f/ṁ_c. הגדרה.

2. מניפות בעלות עקיפה גבוהה...

מזיזות הרבה אוויר לאט

על־קוליות

לא מוסיפות דחף

שורפות דלק

מזיזות הרבה אוויר לאט. נצילות.

3. טורבו־מדחף מתאים ל...

מהירויות נמוכות

מאך 2

רקטות

חלל

מהירויות נמוכות. מגבלות מדחף.

4. אותה ליבה, מוסיפים מניפה: הדחף...

עולה

יורדת

זהה

אפס

עולה. יותר אוויר.

לנסות שוב את הבוחן

איך זה עוזר להציל את כדור הארץ

NASA Glenn מסבירה שמאחר שספיקת הדלק של הליבה משתנה רק מעט כשמוסיפים מניפה, טורבו־מניפה מייצר יותר דחף כמעט באותה כמות דלק, ולכן הוא חסכוני מאוד בדלק.

הדוגמה של יחידה זו מראה את ההשפעה: אותה ליבה של 100 kg/s מפיקה 20 kN כטורבו־סילון ו־70 kN עם מניפה ביחס עקיפה 10, כמעט באותה ספיקת דלק בליבה.

ב־Saving Planets: ביצועי מטוסים · פתרונות

מקורות: NASA Glenn Beginner’s Guide: Turbofan thrust (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/turbfan.html)

מקורות לימוד חינמיים

- NASA Glenn Beginner’s Guide: Turbofan thrust (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/turbfan.html): הסבר חינמי של NASA.
- MIT OpenCourseWare 16.50 Introduction to Propulsion Systems (Spring 2012) (https://ocw.mit.edu/courses/16-50-introductio/n-to-propulsion-systems-spring-2012/): הרצאות MIT חינמיות.

סיימתי את היחידה הזו

צריכת דלק, TSFC ופליטות

ערך חימום של דלק, נצילות כוללת, צריכת דלק סגולית לדחף, CO_2 משריפת דלק סילוני, והקשר בין נצילות המנוע לטווח ולהשפעה על האקלים.

מטרות הלמידה

בסוף היחידה הזו תוכלו:

- חשבו נצילות כוללת מספיקת הדלק.
- חשבו TSFC.
- אמדו פליטות CO_2 מצריכת הדלק.
- קשרו TSFC לטווח.

מושגי מפתח

- הספק הדלק הוא $\dot{m}_f \times LHV$; ערך החימום התחתון של דלק סילוני הוא כ־43 MJ/kg (ערך ספר לימוד).
- נצילות כוללת $\eta_0 = F \cdot V_0 / (\dot{m}_f \cdot LHV)$.
- צריכת דלק סגולית לדחף $TSFC = \dot{m}_f / F$; נמוך יותר עדיף.
- שריפת 1 kg דלק סילוני מפיקה כ־3.16 kg CO_2 (ערך ספר לימוד), כי הפחמן קולט חמצן מהאוויר.
- במשוואת הטווח של ברגה, הטווח גדל עם $\eta_0 \times LHV$, כך שמנוע טוב יותר טס רחוק יותר או שורף פחות דלק.

משוואות מפתח

$$\eta_0 = \frac{F V_0}{\dot{m}_f \, LHV}$$

```
_0=(FV_0)/( m_f LHV)
```

נצילות כוללת

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

```
TSFC=( m_f)/(F)
```

TSFC

$$\dot{m}_{CO_2} = 3.16 \, \dot{m}_f$$

```
m_CO_2=3.16 m_f
```

קצב CO_2 (ספר לימוד)

$$R = \frac{\eta_0 LHV}{g} \frac{L}{D} \ln \frac{W_i}{W_f}$$

דוגמאות פתורות שלב אחר שלב

דוגמה 6.1 הטורבו־מניפה מיחידה 5 (70 kN ב־250 m/s) שורף 1.2 kg/s דלק עם LHV של 43 MJ/kg (ערכי דוגמה). מצאו η_0.

1. $\eta_0 = 70{,}000 \times 250 / (1.2 \times 43 \times 10^6)$.

תשובה: $\eta_0 = 0.339$.

דוגמה 6.2 מצאו את ה־TSFC שלו.

1. $1.2 / 70{,}000$ kg/(N·s).

תשובה: TSFC = 17.14 mg/(N·s).

דוגמה 6.3 מצאו את ה־CO_2 לשעה.

1. דלק $= 1.2 \times 3600 = 4320$ kg.
2. $CO_2 = 4320 \times 3.16$.

תשובה: 13651 kg CO_2 לשעה.

תרגילים

פתרו כל אחד קודם על נייר, ואז בדקו.

1. קצב CO_2 לשנייה?

   3.792 kg/s.

2. נצילות תרמית אם $\eta_0 = 0.339$ ו־$\eta_p = 0.8$?

   0.424.

3. דלק שנחסך לשעה עם TSFC נמוך ב־10% באותו דחף?

   432 kg.

4. האם הפחתת דלק מפחיתה CO_2 באופן יחסי?

   כן, לאותו דלק.

תפיסות שגויות נפוצות

מיתוס: הדלק שוקל יותר מה־CO_2 שלו.

בפועל: ה־CO_2 הוא כ־3.16 פעמים מסת הדלק.

מיתוס: TSFC גבוה יותר עדיף.

בפועל: נמוך יותר עדיף.

מיתוס: נצילות משפיעה רק על העלות.

בפועל: היא מפחיתה גם פליטות.

כרטיסיות

LHV

אנרגיית דלק לכל kg.

η_0

$FV_0/(\dot{m}_f \text{ LHV})$.

TSFC

דלק ליחידת דחף.

מקדם CO_2

≈3.16 (ספר לימוד).

ברגה

משוואת הטווח.

הספק דלק

$\dot{m}_f \times \text{LHV}$.

בוחן לבדיקה עצמית

1. TSFC = …

$\dot{m}_f/F$

$F/\dot{m}_f$

FV_0

LHV/F

$\dot{m}_f/F$. הגדרה.

2. CO_2 לכל kg דלק סילוני (ספר לימוד)…

≈3.16 kg

1 kg

0.3 kg

10 kg

≈3.16 kg. כימיה.

3. הטווח גדל עם…

η_o × LHV

TSFC

משקל

גרר

η_o × LHV. ברגה.

4. דוגמת η_o…

0.339

0.9

0.05

1.2

0.339. פתור.

לנסות שוב את הבוחן

איך זה עוזר להציל את כדור הארץ

פרויקט HyTEC של NASA כוון לטכנולוגיות ליבה קטנה שיאפשרו הפחתת צריכת דלק ותאימות טובה יותר לדלקי תעופה ברי־קיימא.

המספרים של יחידה זו מראים למה זה חשוב: מנוע גדול אחד בשיוט בדוגמה שלנו פולט כ־13.7 טון CO_2 לשעה, כך שגם שיפורים קטנים ב־TSFC מצטברים על פני צי שלם.

ב־Saving Planets: פתרונות · תצפית על כדור הארץ

מקורות: NASA Aeronautics: Hybrid Thermally Efficient Core (HyTEC) project (https://www.nasa.gov/directorates/armd/aavp/hytec/)

מקורות לימוד חינמיים

- MIT OpenCourseWare 16.50 Introduction to Propulsion Systems (Spring 2012) (https://ocw.mit.edu/courses/16-50-introductio n-to-propulsion-systems-spring-2012/): הרצאות MIT חינמיות.
- NASA Aeronautics: Hybrid Thermally Efficient Core (HyTEC) project (https://www.nasa.gov/directorates/armd/aavp/hytec/): דף הפרויקט של NASA.

סיימתי את היחידה הזו

יסודות הרקטות ודחף סגולי

דחף רקטות, מהירות פליטה שקולה, דחף סגולי, מתקף כולל, ספיקת מסה, ומספרים אמיתיים ממנוע RS-25 של NASA.

מטרות הלמידה

בסוף היחידה הזו תוכלו:

- השתמשו ב־F = ṁV_eq.
- המירו בין Isp למהירות פליטה.
- חשבו מתקף כולל.
- עבדו עם נתוני הדחף של RS-25.

מושגי מפתח

- רקטה נושאת את כל חומר ההנעה שלה, ולכן הדחף הוא F = ṁV_eq = ṁV_e + (p_e − p₀)A_e.
- NASA Glenn מגדירה דחף סגולי Isp = F/(ṁg₀), בשניות; V_eq = Isp × g₀.
- המתקף הכולל I = F × Δt מודד את מה שמנוע מספק בסך הכול.
- Isp גבוה יותר פירושו פחות חומר הנעה לאותו מתקף.
- הדחף מצוין לעתים קרובות כאחוז מרמה נומינלית, כמו ב־RS-25.

משוואות מפתח

$$F = \dot{m} V_{eq}$$

```
F= mV_eq
```

דחף רקטה

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

```
I_sp=(F)/( m g_0)
```

מתקף סגולי

$$V_{eq} = I_{sp} g_0$$

```
V_eq=I_spg_0
```

מהירות שקולה

$$I = F \Delta t$$

```
I=FΔ t
```

דוגמאות פתורות שלב אחר שלב

דוגמה 7.1 NASA אומרת שמנועי RS-25 של המעבורת פעלו ב־104.5% מהדחף הנומינלי, כ־491000 lbf. המירו לניוטון ומצאו את הדחף ב־100%.

1. 4.448 N × 491,000.
2. 491,000/1.045.

תשובה: 2.184 MN; כ־469856 lbf.

דוגמה 7.2 בעזרת Isp בריק מספר לימוד של 452 s, מצאו V_eq.

1. 9.80665 × 452.

תשובה: V_eq = 4433 m/s.

דוגמה 7.3 מצאו את ספיקת חומר ההנעה ב־2.184 MN.

1. ṁ = 2.184 × 10⁶/4433.

תשובה: ṁ = 492.7 kg/s (על בסיס ספר לימוד).

תרגילים

פתרו כל אחד קודם על נייר, ואז בדקו.

1. ארבעה מנועים ב־491000 lbf?

1.964 מיליון lbf.

2. ארבעה ב־109% מהנומינלי?

כ־2.049 מיליון lbf.

3. מתקף כולל של מנוע של 1000 N במשך 20 s?

20,000 N·s.

4. V_eq עבור Isp של 300 s?

2942 m/s.

תפיסות שגויות נפוצות

מיתוס: Isp הוא זמן פעולת המנוע.

בפועל: זהו דחף לכל ספיקת משקל של חומר הנעה.

מיתוס: רקטות צריכות אוויר כדי לדחוף אותו.

בפועל: הן פועלות הכי טוב בריק.

מיתוס: דחף מעל 100 אחוז בלתי אפשרי.

בפועל: הוא יחסי לרמה נומינלית היסטורית.

כרטיסיות

Isp

$F/(\dot{m}g_0)$, בשניות.

V_eq

$Isp \times g_0$.

מתקף כולל

$F \times \Delta t$.

RS-25

מנוע שלב הליבה של SLS.

דחף נומינלי

רמת ייחוס 100%.

g_0

$9.80665\ m/s^2$.

בוחן לבדיקה עצמית

1. Isp = …

- $F/(\dot{m}g_0)$
- $\dot{m}/F$
- Fg_0
- V/F
- $F/(\dot{m}g_0)$. Glenn.

2. V_eq עבור Isp של 452 s…

4433 m/s

452 m/s

9.8 km/s

300 m/s

4433 m/s. הכפילו.

3. יחידות המתקף הכולל…

N·s

N

s

kg

N·s. F × t.

4. רמת RS-25 במעבורת…

104.5%

50%

200%

10%

104.5%. NASA.

לנסות שוב את הבוחן

איך זה עוזר להציל את כדור הארץ

דף ה־RS-25 של NASA מדווח שהמנועים טסו ב־135 משימות של מעבורת החלל, עם יותר מ־3000 הצתות ומעל 1 מיליון שניות הפעלה כוללת בקרקע ובטיסה; רקטת SLS Block 1 משתמשת בארבעה מנועי RS-25 ובשני מאיצים מוצקים כדי לשלוח 27 טון

מטרי לירח.

אותו דף מציין שבמהלך Artemis I בנובמבר 2022 הפיקו המנועים מעל 2 מיליון פאונד דחף בריק. שימוש חוזר במנועים מוכחים הוא אחת הדרכים שבהן NASA בונה יכולות תצפית על כדור הארץ וחקר.

ב־Artemis II :Saving Planets · מכניקה מסלולית

מקורות: NASA: SLS (Space Launch System) RS-25 Core Stage Engine (https://www.nasa.gov/reference/space-launch-system-rs-25-core-st) · NASA Glenn Beginner’s Guide: Specific impulse (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/specimp.html) (/age-engine

מקורות לימוד חינמיים

- NASA Glenn Beginner’s Guide: Specific impulse (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/specimp.html): הסבר חינמי של NASA.
- MIT OpenCourseWare 16.512 Rocket Propulsion (Fall 2005) (/https://ocw.mit.edu/courses/16-512-rocket-propulsion-fall-2005): קורס MIT חינמי על רקטות.

סיימתי את היחידה הזו

נחירי רקטה, חומרי הנעה וויסות דחף

תנאי התא, התפשטות בנחיר, מהירות יציאה מהקשרים האיזנטרופיים, יחס התפשטות וגובה, בחירת חומרי הנעה וויסות דחף.

מטרות הלמידה

בסוף היחידה הזו תוכלו:

- חשבו את מהירות הפליטה האידיאלית של רקטה.
- הסבירו התפשטות־יתר והתפשטות־חסר.
- השוו תכונות של חומרי הנעה.
- קשרו הגדרות מצערת לדחף.

מושגי מפתח

- מהירות יציאה אידיאלית: V_e = √(2γRT₀/(γ − 1) × (1 − (p_e/p₀)^((γ−1)/γ))), כאשר R הוא קבוע הגז לכל kg של גזי פליטה.
- פליטה חמה וקלה (T₀/M גבוה) נותנת V_e גבוה: מנועי מימן–חמצן מובילים ב־Isp הכימי.
- יחסי התפשטות גדולים יותר מורידים את p_e ומעלים את V_e, אך נחיר שתוכנן לריק נמצא בהתפשטות־יתר בגובה פני הים.
- מקדם הדחף ולחץ התא מקשרים בין גודל הנחיר לדחף.
- ויסות משנה את ספיקת חומר ההנעה ואת לחץ התא; NASA מציינת את רמות ההספק של RS-25 כאחוז מהדחף הנומינלי.

משוואות מפתח

$$V_e = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1}\frac{R_u T_0}{\mathcal{M}}\left[1-(p_e/p_0)^{(\gamma-1)/\gamma}\right]}$$

```
V_e=(2γ)/(γ-1)(R_uT_0)/( M)[1-(p_e/p_0)^(γ-1)/γ]
```

מהירות יציאה אידיאלית של רקטה

$$I_{sp} = V_e / g_0$$

```
I_sp=V_e/g_0
```

Isp (נחיר מותאם)

$$F = \dot{m} V_e + (p_e - p_a) A_e$$

```
F= mV_e+(p_e-p_a)A_e
```

דחף עם איבר לחץ

$$F_{\%} = \frac{F}{F_{100}}$$

F_\%=_100

רמת הספק

דוגמאות פתורות שלב אחר שלב

דוגמה 8.1 גזי פליטה עם $\gamma = 1.2$, מסה מולרית 13 g/mol ו־$T_0 = 3500$ K (ערכי דוגמה) מתפשטים עד $p_e/p_0 = 0.001$. מצאו V_e ו־Isp.

1. $V_e = \sqrt{(12 \times 8.314 \times 3500/0.013 \times (1 - 0.001^{0.1667}))}$.

תשובה: $V_e = 4286$ m/s; Isp = 437 s.

דוגמה 8.2 חזרו על החישוב עבור $p_e/p_0 = 0.01$.

1. התפשטות קטנה יותר.

תשובה: $V_e = 3794$ m/s.

דוגמה 8.3 NASA אומרת שמנועי RS-25 חדשים פועלים ב־111% ונבדקו עד 113%. מצאו את 113% ב־lbf מתוך 469856 lbf נומינליים.

1. $1.13 \times 469{,}856$.

תשובה: 530937 lbf.

תרגילים

פתרו כל אחד קודם על נייר, ואז בדקו.

1. 111% מהנומינלי?

כ־lbf 521540 (NASA: כ־522000).

2. Isp ב־$p_e/p_0 = 0.01$?

387 s.

3. למה T_0/M חשוב?

V_e גדל כמו $\sqrt{(T_0/M)}$.

4. מה קורה לנחיר ריק בגובה פני הים?

התפשטות־יתר; דחף נמוך יותר וסיכון להיפרדות זרימה.

תפיסות שגויות נפוצות

מיתוס: פליטה כבדה יותר עדיפה.

בפועל: פליטה קלה יותר נותנת V_e גבוה יותר.

מיתוס: נחירים גדולים יותר תמיד עוזרים.

בפועל: לא בגובה פני הים.

מיתוס: המצערת משנה רק את הספיקה.

בפועל: גם לחץ התא משתנה.

כרטיסיות

יחס התפשטות

A_e/A^*.

בהתפשטות־יתר

$p_e < p_a$.

בהתפשטות־חסר

$p_e > p_a$.

מסה מולרית

פליטה קלה יותר, סילון מהיר יותר.

רמת הספק

אחוז מהדחף הנומינלי.

לחץ התא

קובע את הדחף לגודל נחיר נתון.

בוחן לבדיקה עצמית

1. V_e גדל כמו…

$\sqrt{(T_0/M)}$

M

T_0^2

$1/T_0$

$\sqrt{(T_0/M)}$. נוסחה.

2. ה־Isp הכימי הגבוה ביותר...

H_2/O_2

אבק שריפה

מים

קרוסין בלבד

H_2/O_2. פליטה קלה.

3. p_e/p_0 נמוך יותר נותן...

V_e גבוה יותר

V_e נמוך יותר

זהה

אפס

V_e גבוה יותר. יותר התפשטות.

4. ניסויי RS-25 הגיעו ל...

113%

50%

150%

200%

.113%. NASA

לנסות שוב את הבוחן

איך זה עוזר להציל את כדור הארץ

NASA מדווחת שמנועי RS-25 טסו ב־104.5% במעבורת ונבדקו עד 111% ;SLS משתמשת ב־109% בארבע הטיסות הראשונות, מנועי הייצור החדשים פועלים ב־111%, והניסויים הגיעו ל־113% .L3Harris בונה 24 מנועים חדשים בשיטות מודרניות כמו

התכה סלקטיבית בלייזר.

כל אחוז דחף נוסף נובע מהפיזיקה של התא והנחיר ביחידה זו, ומאפשר לאותו מנוע להעלות יותר מסה למסלול.

Saving Planets: Artemis II · GOES-19־ב

מקורות: NASA: SLS (Space Launch System) RS-25 Core Stage Engine (https://www.nasa.gov/reference/space-launch-system-rs-25-core-stage-engine/)

מקורות לימוד חינמיים

- MIT OpenCourseWare 16.512 Rocket Propulsion (Fall 2005) (https://ocw.mit.edu/courses/16-512-rocket-propulsion-fall-2005/): קורס MIT חינמי על רקטות.
- NASA Glenn Beginner's Guide: Rocket thrust summary (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/rocket/rktthsum.html): הסבר חינמי של NASA.

סיימתי את היחידה הזו

משוואת הרקטה והנעה חשמלית

משוואת ציולקובסקי, יחס מסות, שלבים, מנועים חשמליים, דחף מוגבל־הספק, והפשרה בין Isp לדחף.

מטרות הלמידה

בסוף היחידה הזו תוכלו:

- השתמשו במשוואת הרקטה.
- השוו Δv כימי וחשמלי לאותו חומר הנעה.
- חשבו דחף מוגבל־הספק.
- הסבירו למה למנועים חשמליים דחף נמוך.

מושגי מפתח

- ציולקובסקי: Δv = V_e ln(m₀/m_f).
- שלבים משליכים מסה ריקה כך שלשלבים מאוחרים יש יחסי מסות טובים יותר.
- מנועים חשמליים (יונים, Hall) מגיעים ל־Isp גבוה מאוד אך מוגבלים בהספק.
- הספק הסילון ½ṁV_e² = ηP, ולכן הדחף F = 2ηP/V_e: V_e גבוה יותר פירושו פחות דחף לאותו הספק.
- הנעה חשמלית מתאימה למשימות ארוכות וסבלניות; רקטות כימיות מתאימות לשיגור ולתמרונים מהירים.

משוואות מפתח

$$\Delta v = V_e \ln \frac{m_0}{m_f}$$

```
Δ v=V_e(m_0)/(m_f)
```

משוואת הטיל

$$F = \frac{2\eta P}{V_e}$$

```
F=(2 P)/(V_e)
```

דחף מוגבל־הספק

$$V_e = I_{sp} g_0$$

```
V_e=I_spg_0
```

מהירות פליטה

$$\frac{m_0}{m_f} = e^{\Delta v / V_e}$$

`(m_0)/(m_f)=e^Δ v/V_e`

יחס מסה

דוגמאות פתורות שלב אחר שלב

דוגמה 9.1 למנוע Isp Hall של 1800 s (ערך דוגמה). מצאו V_e.

1. 9.80665×1800.

תשובה: $V_e = 17{,}652$ m/s.

דוגמה 9.2 עם 4.5 kW ונצילות 0.5 (ערכי דוגמה), מצאו את הדחף.

1. $F = 2 \times 0.5 \times 4500/17{,}652$.

תשובה: $F = 0.255$ N.

דוגמה 9.3 חללית של 1000 kg משתמשת ב־100 kg חומר הנעה. השוו את ה־Δv עם מנוע זה ועם מנוע כימי של 300 s.

1. $2942 \ln(1000/900)$; $17{,}652 \ln(1000/900)$.

תשובה: כ־1860 m/s לעומת 310 m/s.

תרגילים

פתרו כל אחד קודם על נייר, ואז בדקו.

1. יחס מסות עבור $\Delta v = V_e$?

$e = 2.718$.

2. דחף אם ההספק מוכפל?

0.51 N.

3. למה לא לשגר עם מנועי Hall?

הדחף נמוך בהרבה מהמשקל.

4. למה שלבים?

להשליך מסה מתה.

תפיסות שגויות נפוצות

מיתוס: Isp גבוה פירושו דחף גבוה.

בפועל: ההספק מגביל את הדחף.

מיתוס: Δv ליניארי בחומר ההנעה.

בפועל: הוא לוגריתמי.

מיתוס: מנועים חשמליים לא צריכים חומר הנעה.

בפועל: הם עדיין פולטים מסה.

כרטיסיות

משוואת הטיל

.$\Delta v = V_e \ln(m_0/m_f)$

יחס מסה

.m_0/m_f

חלוקה לשלבים

השלכת מכלים ריקים.

מנוע Hall

חשמלי, Isp גבוה.

מוגבל־הספק

.$F = 2\eta P/V_e$

Δv

תקציב שינוי מהירות.

בוחן לבדיקה עצמית

1. Δv = …

$V_e \ln(m_0/m_f)$

$V_e\, m_0$

F/m

Isp

$V_e \ln(m_0/m_f)$. ציולקובסקי.

2. F מוגבל־הספק = …

2ηP/V_e

PV_e

P/η

ṁg

2ηP/V_e. אנרגיה.

3. V_e של Hall ב־1800 s…

17.65 km/s

1.8 km/s

300 m/s

100 km/s

17.65 km/s. הכפילו.

4. שלבים עוזרים בכך ש…

השלכת מסה ריקה

מוסיפים דלק

העלאת g

כלום

השלכת מסה ריקה. יחס מסות.

לנסות שוב את הבוחן

איך זה עוזר להציל את כדור הארץ

משימת DART של NASA, ניסוי הגנה פלנטרית, שוגרה ב־24 בנובמבר 2021 על Falcon 9 מ־Vandenberg Space Force Base ופגעה בירחון האסטרואידי Dimorphos, בקוטר של כ־160 מטר, ב־26 בספטמבר 2022.

ההגעה לשם דרשה את תקציב משוואת הרקטה של יחידה זו: Δv שיגור מרקטה כימית, ואחריו הנעה מדויקת בחלל כדי לנווט אל מטרה קטנה.

ב־Saving Planets: מכניקה מסלולית · פתרונות

מקורות: NASA Science: Double Asteroid Redirection Test (DART) (https://science.nasa.gov/mission/dart/)

מקורות לימוד חינמיים

- MIT OpenCourseWare 16.512 Rocket Propulsion (Fall 2005) (https://ocw.mit.edu/courses/16-512-rocket-propulsion-fall-2005/): קורס MIT חינמי על רקטות.
- NASA Glenn Beginner's Guide: Specific impulse (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/specimp.html): הסבר חינמי של NASA.

סיימתי את היחידה הזו

הנעה בת־קיימא: SAF, מימן ותעופה חשמלית

דלקי תעופה ברי־קיימא, צפיפות אנרגיה לקילוגרם, מימן וסוללות בהשוואה לדלק סילוני, ומה המספרים אומרים על המטוסים העתידיים.

מטרות הלמידה

בסוף היחידה הזו תוכלו:

- השוו אנרגיות סגוליות של דלקים וסוללות.
- תארו חומרי גלם ומסלולי ייצור של SAF.
- אמדו שינויים באנרגיית הדלק.
- שקלו את פשרת המסה והנפח של המימן.

מושגי מפתח

- אנרגיה סגולית (MJ/kg) קובעת כמה רחוק מטוס יכול לטוס לכל קילוגרם שהוא נושא; דלק סילוני 43 MJ/kg ≈, מימן נוזלי 120 ≈ MJ/kg וסוללות טובות 0.25 MJ/kg ≈ (ערכי ספר לימוד).
- SAF מיוצר מביומסה, מפסולת או מפחמן שנלכד, ויכול לשמש ישירות במנועים קיימים בכפוף למגבלות ערבוב.
- למימן אנרגיה גבוהה לקילוגרם אך צפיפות נמוכה מאוד, ולכן המכלים גדולים וכבדים.
- סוללות מתאימות לטיסות קצרות ולמטוסים קטנים; האנרגיה הסגולית הנמוכה שלהן מגבילה את הטווח.
- פליטות מחזור החיים תלויות באופן ייצור הדלק, לא רק במה שיוצא מהמנוע.

משוואות מפתח

$$\frac{e_{fuel}}{e_{batt}} = \frac{43}{0.25}$$

```
_fuele_batt=(43)/(0.25)
```

דלק מול סוללה (ספר לימוד)

$$\frac{e_{H_2}}{e_{jet}} = \frac{120}{43}$$

```
_H_2e_jet=120/43
```

מימן מול דלק סילוני (ספר לימוד)

$$m_{fuel} = \frac{E}{e}$$

```
m_fuel=E/e
```

מסה לאנרגיה נתונה

$$E = m\,LHV$$

E=m LHV

אנרגיית דלק

דוגמאות פתורות שלב אחר שלב

דוגמה 10.1 פי כמה יותר אנרגיה לכל kg יש בדלק סילוני לעומת סוללה (ערכי ספר לימוד)?

1. 43/0.25.

תשובה: פי 172.

דוגמה 10.2 איך מימן נוזלי משתווה לדלק סילוני לכל kg?

1. 120/43.

תשובה: פי 2.79.

דוגמה 10.3 DOE אומרת ש־SAF מביו־אצטון של LANL מכיל 12% יותר אנרגיה מדלק סילוני רגיל. בעזרת 43 MJ/kg כבסיס (ערך ספר לימוד), אמדו את האנרגיה שלו.

1. 43 × 1.12.

תשובה: כ־48.2 MJ/kg.

תרגילים

פתרו כל אחד קודם על נייר, ואז בדקו.

1. מסת סוללה לאגירת האנרגיה של 1 kg דלק סילוני?

172 kg.

2. מסת מימן לאנרגיה של 1000 kg דלק סילוני?

358 kg.

3. ציינו חומר גלם ל־SAF.

ביומסה, פסולת רטובה או CO שיורי.

4. למה קשה לאחסן מימן?

צפיפות נמוכה מאוד; מכלים קריוגניים.

תפיסות שגויות נפוצות

מיתוס: מימן דל באנרגיה.

בפועל: לכל קילוגרם הוא עולה על דלק סילוני; לכל ליטר לא.

מיתוס: סוללות ישתוו בקרוב לדלק סילוני.

בפועל: הפער גדול מ־×100.

מיתוס: SAF דורש מנועים חדשים.

בפועל: הוא מתוכנן לפעול במנועים הקיימים.

כרטיסיות

SAF

דלק תעופה בר־קיימא.

אנרגיה סגולית

MJ/kg.

LH_2

מימן נוזלי.

דלק תחליפי ישיר

פועל במנועים הנוכחיים.

מחזור חיים

מהייצור ועד הבעירה.

Billion-Ton Report

מחקר הביומסה של DOE.

בוחן לבדיקה עצמית

1. דלק סילוני מול סוללה (ספר לימוד)…

×172

×2

×10

×1000

.172×. 43/0.25

2. נקודת התורפה של המימן…

נפח

מסה

אנרגיה

צבע

נפח. צפיפות.

3. פוטנציאל הביומסה לפי DOE…

1< מיליארד טון בשנה

1 טון

1 מיליון טון

אף אחת

1< מיליארד טון בשנה. Billion-Ton Report.

4. אנרגיית ה־SAF של LANL לעומת דלק סילוני…

+12%

−50%

זהה

+100%

.+12%. DOE

לנסות שוב את הבוחן

איך זה עוזר להציל את כדור הארץ

משרד האנרגיה של ארצות הברית אומר שדוח Billion-Ton Report שלו משנת 2023 מצא שארצות הברית יכולה לייצר יותר מ־1 מיליארד טון ביומסה בשנה, די לכ־60 מיליארד גלון דלקים ביולוגיים, ושל־SAF מביו־אצטון של LANL יש 12% יותר אנרגיה מדלק סילוני רגיל.

DOE מתארת גם SAF מפסולת רטובה ומ־CO שיורי בתהליכי אלכוהול־לדלק־סילוני. בשילוב עם המנועים היעילים מהיחידות הקודמות, דלק נקי יותר הוא דרך ישירה להפחתת פליטות התעופה.

ב־Saving Planets: פתרונות · תצפית על כדור הארץ

מקורות: U.S. Department of Energy: Sustainable Aviation Fuels (https://www.energy.gov/eere/bioenergy/sustainable-aviation-fuels)

מקורות לימוד חינמיים

- U.S. Department of Energy: Sustainable Aviation Fuels (https://www.energy.gov/eere/bioenergy/sustainable-aviation-fuels): הסבר של DOE.
- NASA Aeronautics: Hybrid Thermally Efficient Core (HyTEC) project (https://www.nasa.gov/directorates/armd/aavp/hytec/): דף הפרויקט של NASA.

סיימתי את היחידה הזו

תרגילים

התרגילים האלה נמצאים בתוך כל יחידה. פתרו על הנייר, ואז פתחו את התשובה.

1. דחף, תנע ונצילות הנעה
   4 תרגילים
2. מחזור בריטון ונצילות תרמית
   4 תרגילים
3. זרימה דחיסה: כונסים ונחירים
   4 תרגילים
4. מנועי סילון טורבינתיים: רכיבים וניתוח מחזור
   4 תרגילים
5. מנועי טורבו־מניפה וטורבו־מדחף
   4 תרגילים
6. צריכת דלק, TSFC ופליטות
   4 תרגילים
7. יסודות הרקטות ודחף סגולי
   4 תרגילים
8. נחירי רקטה, חומרי הנעה וויסות דחף
   4 תרגילים
9. משוואת הרקטה והנעה חשמלית
   4 תרגילים
10. הנעה בת־קיימא: SAF, מימן ותעופה חשמלית
    4 תרגילים

המעבדה (Propulsion lab)

המעבדה היא החלק המעשי של הקורס. כאן היא חינמית ולתרגול בלבד, ללא נקודות זכות.

כל מעבדה פועלת בסימולציה חינמית או בגיליון אלקטרוני, כך שאין סכנות פיזיות. אל תערבבו, תייצרו או תשרפו חומרי הנעה ואל תבנו מנועים לקורס זה. קחו הפסקות ממסך, שבו ביציבה טובה והרחיקו כבלים ממעברים.

מקור בטיחות: OSHA: Walking-working surfaces (slip, trip and fall hazards) (https://www.osha.gov/walking-working-surfaces)

מעבדה A: סריקת דחף ונצילות הנעה

שבוע 1

מטרה: בנו גיליון אלקטרוני שסורק את מהירות הפליטה במהירות טיסה קבועה ומוצא דחף, דחף סגולי ונצילות הנעה.

$$\eta_p = \frac{2}{1 + V_e / V_0}$$

_p=(2)/(1+V_e/V_0)

נצילות הנעה

מהלך הניסוי

1. קבעו ṁ = 100 kg/s ו־V_0 = 250 m/s.
2. סרקו את V_e מ־300 עד 900 m/s.
3. חשבו F, F/ṁ ו־η_p בכל שורה.
4. שרטטו η_p כנגד הדחף הסגולי ותארו את הפשרה.

טבלת נתונים

V_e (m/s)	F (kN)	η_p
300	5	0.909
450	20	0.714
600	35	0.588
900	65	0.435

ערכי דוגמה מחושבים.

חישוב לדוגמה

1. F = 100 × (600 − 250) = 35 kN.
2. η_p = 2/(1 + 900/250) = 0.435.

בטיחות

- מחשב בלבד.

חלופה ביתית או וירטואלית

- כל גיליון אלקטרוני מתאים.

NASA Glenn Beginner’s Guide: Turbofan thrust (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/turbfan.html)

הקשר לכדור הארץ: NASA Glenn מציינת שמנועי טורבו־מניפה בעלי עקיפה גבוהה חסכוניים בדלק כמעט כמו טורבו־מדחף.
NASA Glenn Beginner’s Guide: Turbofan thrust (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/turbfan.html)

- [ ] **השלמתי את המעבדה הזו (רטובה או וירטואלית)**

מעבדה B: חימום בדחיסה ונצילות בריטון

שבוע 2

מטרה: צפו בגז מתחמם כשהוא נדחס ב־PhET Gas Properties, ואז ערכו טבלה של נצילות בריטון אידיאלית כנגד יחס הלחצים.

$$\eta_{th} = 1 - \pi^{-0.2857}$$

_th=1-π^-0.2857

נצילות בריטון אידיאלית (γ = 1.4)

מהלך הניסוי

1. ב־PhET Gas Properties, בודדו את הקופסה (חום קבוע) ודחפו את הדופן במהירות; רשמו את עליית הטמפרטורה.
2. בגיליון אלקטרוני, רשמו π = 10, 20, 30, 40.
3. חשבו η_th ו־T_2 החל מ־288 K.
4. שרטטו η_th כנגד π ושימו לב לתשואה הפוחתת.

טבלת נתונים

π	η_th	T_2 (K)
10	0.482	556
20	0.575	678
30	0.622	761
40	0.651	825

ערכים אידיאליים מחושבים.

חישוב לדוגמה

1. η = 1 − 30^(−0.2857) = 0.622.
2. T_2 = 288 × 40^0.2857 = 825 K.

בטיחות

- מחשב בלבד.

חלופה ביתית או וירטואלית

- כל דפדפן וגיליון אלקטרוני מתאימים.

PhET: Gas Properties (https://phet.colorado.edu/en/simulations/gas-properties) · NASA Glenn Beginner’s Guide: Brayton cycle (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/brayton.html)

הקשר לכדור הארץ: פרויקט HyTEC של NASA פיתח טכנולוגיות ליבה קטנה להפחתת צריכת הדלק. NASA Aeronautics: Hybrid Thermally Efficient Core (HyTEC) project (https://www.nasa.gov/directorates/armd/aavp/hytec/)

- [ ] **השלמתי את המעבדה הזו (רטובה או וירטואלית)**

מעבדה C: בניית טבלאות זרימה איזנטרופית

שבוע 4

מטרה: חשבו T_0/T, p_0/p ו־A/A^* כנגד מספר מאך לאוויר ומצאו היכן השטח הקטן ביותר.

$$\frac{A}{A^*} = \frac{1}{M}\left[\frac{2}{\gamma+1}\left(1+\frac{\gamma-1}{2}M^2\right)\right]^{3}$$

(A)/(A^*)=1M[(2)/(γ+1)(1+(γ-1)/(2)M^2)]^3

קשר שטח–מאך (γ = 1.4)

מהלך הניסוי

1. רשמו M מ־0.2 עד 3 בצעדים של 0.1.
2. חשבו T_0/T, p_0/p ו־A/A^*.
3. שרטטו A/A^* ואשרו את המינימום שלו, 1, ב־M = 1.
4. קראו את יחס השטחים שנחיר מאך 2 צריך.

טבלת נתונים

M	p_0/p	A/A^*
0.8	1.524	1.038
1.0	1.893	1.000
2.0	7.824	1.688
3.0	36.73	4.235

ערכים מחושבים עבור γ = 1.4.

חישוב לדוגמה

1. p_0/p ב־M = 2: 1.8^3.5 = 7.824.
2. A/A^* ב־M = 0.8: (1/0.8)(1.128/1.2)³ = 1.038.

בטיחות

- מחשב בלבד.

חלופה ביתית או וירטואלית

- כל גיליון אלקטרוני מתאים.

MIT OpenCourseWare 16.50 Introduction to Propulsion Systems (Spring 2012) (https://ocw.mit.edu/courses/16-50-introduction-to-propulsion-systems-spring-2012/)

הקשר לכדור הארץ: NASA מדווחת שהשסתומים של RS-25 ב־Artemis I היו בטווח 0.5% מהערכים החזויים. NASA: SLS (Space Launch System) RS-25 Core Stage Engine (https://www.nasa.gov/reference/space-launch-system-rs-25-core-stage-engine/)

- [ ] **השלמתי את המעבדה הזו (רטובה או וירטואלית)**

מעבדה D: פשרת העקיפה בטורבו־מניפה

שבוע 7

מטרה: סרקו את יחס העקיפה עבור ליבה ומהירות מניפה קבועות והשוו דחף ונצילות זרם המניפה.

$$F = \dot{m}_c V_e + bpr\,\dot{m}_c V_f - \dot{m}_0 V_0$$

```
F= m_cV_e+bpr m_cV_f- m_0V_0
```

דחף טורבו־מניפה

מהלך הניסוי

1. קבעו $\dot{m}_c = 100$ kg/s, $V_e = 450$, $V_f = 300$, $V_0 = 250$ m/s.
2. סרקו את bpr מ־0 עד 12.
3. חשבו F ואת יחס הדחף ביחס ל־bpr = 0.
4. דונו למה מנועים אמיתיים נעצרים ליד יחסי העקיפה של היום.

טבלת נתונים

bpr	F (kN)	יחס
0	20	1.0
5	45	2.25
10	70	3.5
12	80	4.0

ערכי דוגמה מחושבים.

חישוב לדוגמה

1. $F(5) = 45{,}000 + 150{,}000 - 150{,}000 = 45$ kN.
2. כל יחידת bpr מוסיפה $50 \times 100 = 5$ kN.

בטיחות

- מחשב בלבד.

חלופה ביתית או וירטואלית

- כל גיליון אלקטרוני מתאים.

NASA Glenn Beginner’s Guide: Turbofan thrust (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/turbfan.html)

הקשר לכדור הארץ: NASA Glenn: טורבו־מניפה מייצר יותר דחף כמעט באותה ספיקת דלק בליבה. NASA Glenn Beginner's Guide: Turbofan thrust (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/turbfan.html)

- [ ] **השלמתי את המעבדה הזו (רטובה או וירטואלית)**

מעבדה E: התפשטות בנחיר רקטה ו־Isp

שבוע 11

מטרה: חשבו את מהירות הפליטה האידיאלית ואת ה־Isp של רקטה כשיחס הלחצים בנחיר משתנה, ואז קשרו את רמות ההספק של RS-25 לדחף.

$$V_e = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1}\frac{R_u T_0}{\mathcal{M}}\left[1-(p_e/p_0)^{(\gamma-1)/\gamma}\right]}$$

```
V_e=(2γ)/(γ-1)(R_uT_0)/( M)[1-(p_e/p_0)^(γ-1)/γ]
```

מהירות יציאה אידיאלית

מהלך הניסוי

1. השתמשו ב־γ = 1.2, מסה מולרית 13 g/mol ו־T_0 = 3500 K (ערכי דוגמה).
2. סרקו את p_e/p_0 מ־0.1 עד 0.0001.
3. חשבו V_e ו־Isp.
4. ערכו טבלה של דחף RS-25 ב־111%, 109%, 104.5% ו־113% מתוך 469856 lbf.

טבלת נתונים

p_e/p_0	V_e (m/s)	Isp (s)
0.01	3794	387
0.001	4286	437

ערכי דוגמה מחושבים; רמות RS-25 מ־NASA.

חישוב לדוגמה

1. $V_e = \sqrt{(12 \times 639.5 \times 3500 \times (1 - 0.001^{0.1667}))} = 4286$ m/s.
2. 109% × 469856 = 512143 lbf.

בטיחות

- מחשב בלבד.

חלופה ביתית או וירטואלית

- כל גיליון אלקטרוני מתאים.

NASA Glenn Beginner’s Guide: Rocket thrust summary (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/rocket/rktthsum.html) · NASA Glenn Beginner’s Guide: Specific impulse (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/specimp.html)

הקשר לכדור הארץ: NASA אומרת שמנועי RS-25 חדשים פועלים ב־111% ושהניסויים הגיעו ל־113%. NASA: SLS (Space Launch System) RS-25 Core Stage Engine (https://www.nasa.gov/reference/space-launch-system-rs-25-core-stage-engine/)

- [ ] **השלמתי את המעבדה הזו (רטובה או וירטואלית)**

מעבדה F: צפיפות אנרגיה ושאלת ה־SAF

שבוע 13

מטרה: השוו את המסה הדרושה לנשיאת אותה אנרגיה בדלק סילוני, במימן נוזלי, בסוללה וב־SAF עתיר אנרגיה.

$$m = E/e$$

`m=E/e`

מסה לאנרגיה נתונה

מהלך הניסוי

1. קבעו E = 43000 MJ (1000 kg דלק סילוני, ערך ספר לימוד).
2. חשבו את המסה לכל נשא אנרגיה.
3. שרטטו את המסות על ציר לוגריתמי.
4. כתבו פסקה על המקום של כל אפשרות.

טבלת נתונים

נשא	MJ/kg	מסה (kg)
דלק סילוני	43	1000
מימן נוזלי	120	358
סוללה	0.25	172,000
SAF (+12%)	48.16	893

אנרגיות סגוליות מספר לימוד; תוספת האנרגיה של SAF לפי DOE.

חישוב לדוגמה

1. 43,000/0.25 = 172,000 kg.
2. 43,000/48.16 = 893 kg.

בטיחות

- מחשב בלבד.

חלופה ביתית או וירטואלית

- כל גיליון אלקטרוני מתאים.

U.S. Department of Energy: Sustainable Aviation Fuels (https://www.energy.gov/eere/bioenergy/sustainable-aviation-fuels)

הקשר לכדור הארץ: DOE אומרת שארצות הברית יכולה לייצר יותר מ־1 מיליארד טון ביומסה בשנה. U.S. Department of Energy: Sustainable Aviation Fuels (https://www.energy.gov/eere/bioenergy/sustainable-aviation-fuels)

☐ **השלמתי את המעבדה הזו (רטובה או וירטואלית)**

מערכי תרגול למבחן

מדדו זמן: כ־10 דקות לבעיה. אחר כך השוו לפתרונות המלאים.

סט תרגול לבחינת אמצע (יחידות 5–1)

1. מנוע מזיז 80 kg/s מ־200 ל־500 m/s. מצאו את הדחף ואת η_p.

.1 $F = 80 \times 300$.
.2 $\eta_p = 2/(1 + 2.5)$.

תשובה: 24 kN; 0.571.

2. מצאו את נצילות בריטון האידיאלית ב־$\pi = 25$.

.1 $1 - 25^{(-0.2857)}$.

תשובה: 60.1%.

3. מצאו T_0/T במאך 2.

.1 $1 + 0.2 \times 4$.

תשובה: 1.8.

4. מצאו את טמפרטורת יציאת המדחס עבור $\pi = 20$ החל מ־288 K.

.1 $288 \times 20^{0.2857}$.

תשובה: 678 K.

5. לטורבו־מניפה $V_0 = 240$ m/s, $V_f = 280$, $V_e = 400$, bpr = 8, $\dot m_c = 50$ kg/s. מצאו את הדחף.

.1 $50 \times 400 + 400 \times 280 - 450 \times 240$.

תשובה: 24 kN.

סדרת תרגול מסכמת (יחידות 10–1)

1. מנוע מפיק 50 kN ב־240 m/s ושורף 0.9 kg/s דלק של 43 MJ/kg. מצאו η_0 ו־TSFC.

.1 $(0.9 \times 43 \times 10^6)/(240 \times 50{,}000)$.
.2 $0.9/50{,}000$.

תשובה: 0.310; 18 mg/(N·s).

2. מצאו CO_2 לשעה עבור 0.9 kg/s דלק (3.16 kg/kg, ספר לימוד).

1. 3.16 × 3600 × 0.9.

תשובה: 10,238 kg.

3. מצאו V_eq עבור Isp של 350 s.

1. 9.80665 × 350.

תשובה: 3432 m/s.

4. מצאו Δv עבור V_e = 3432 m/s ויחס מסות 5.

1. ln 5 3432.

תשובה: 5524 m/s.

5. למנוע יונים של 2 kW (η = 0.6) יש V_e = 30 km/s. מצאו את הדחף.

1. 2 × 0.6 × 2000/30,000.

תשובה: 0.08 N.

6. כמה מימן נוזלי (120 MJ/kg) שווה ל־500 kg דלק סילוני (43 MJ/kg)?

1. 500 × 43/120.

תשובה: 179 kg.

דף נוסחאות

$$F = \dot{m}(V_e - V_0) + (p_e - p_0)A_e,\ \eta_p = 2/(1 + V_e/V_0)$$

$$\eta_{th} = 1 - \pi^{-(\gamma-1)/\gamma},\ T_2/T_1 = \pi^{(\gamma-1)/\gamma}$$

$$T_0/T = 1 + \frac{\gamma - 1}{2}M^2,\ p_0/p = (T_0/T)^{\gamma/(\gamma-1)}$$

$$w_c = c_p(T_3 - T_2) = c_p(T_4 - T_5)$$

$$F = \dot{m}_c V_e + bpr\,\dot{m}_c V_f - \dot{m}_0 V_0$$

$$\eta_0 = FV_0/(\dot{m}_f LHV),\ TSFC = \dot{m}_f/F$$

$$I_{sp} = F/(\dot{m}g_0),\ I = F\Delta t$$

$$V_e = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1}\frac{R_u T_0}{\mathcal{M}}\left[1 - (p_e/p_0)^{(\gamma-1)/\gamma}\right]}$$

$$\Delta v = V_e \ln(m_0/m_f),\ F = 2\eta P/V_e \qquad m = E/e$$

קבועים

קבוע	ערך
אוויר (ערכי ספר לימוד)	γ = 1.4, c_p = 1005 J/(kg·K)
כבידה תקנית	g_0 = 9.80665 m/s²
1 lbf	4.44822 N
דלק סילוני (ערכי ספר לימוד)	ערך חימום 43 MJ/kg; 3.16 kg CO_2 לכל kg שנשרף
מימן נוזלי (ערך ספר לימוד)	ערך חימום 120 MJ/kg
קבוע הגזים האוניברסלי	8314 J/(kmol·K)

מקור: NIST Guide to the SI, Appendix B.9: conversion factors (https://www.nist.gov/pml/special-publication-811/nist-guide-si-appendix-b-conversion-factors/nist-guide-si-appendix-b9)

טקסטים וסימולציות בחינם

השתמשו בהרצאות החינמיות, במדריכי NASA ובסימולציות האלה לצד הקורס.

- MIT OpenCourseWare 16.50 Introduction to Propulsion Systems (Spring 2012) (https://ocw.mit.edu/courses/16-50-introductio-n-to-propulsion-systems-spring-2012/): הרצאות ותרגילים חינמיים של MIT בהנעה.
- MIT OpenCourseWare 16.512 Rocket Propulsion (Fall 2005) (https://ocw.mit.edu/courses/16-512-rocket-propulsion-fall-2005/): קורס MIT חינמי בהנעת רקטות.
- NASA Glenn Beginner’s Guide: Turbofan thrust (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/turbfan.html): הסבר חינמי של NASA.
- NASA Glenn Beginner’s Guide: Specific impulse (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/specimp.html): הסבר חינמי של NASA.
- NASA Glenn Beginner’s Guide: Brayton cycle (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/brayton.html): הסבר חינמי של NASA.
- PhET: Gas Properties (https://phet.colorado.edu/en/simulations/gas-properties): חוקי הגזים באופן אינטראקטיבי.

מילון מונחים

מבער אחורי
תא שריפה אחרי הטורבינה לדחף נוסף.

יחס שטחים
A/A*, שטח הנחיר חלקי שטח הצוואר.

מחזור בריטון
המחזור התרמודינמי של טורבינת גז.

יחס עקיפה

ספיקת מניפה חלקי ספיקת ליבה.

זרימה חנוקה

זרימה קולית בצוואר שמגבילה את ספיקת המסה.

מדחס

מעלה את לחץ האוויר.

מנוע Hall

מנוע חשמלי המשתמש בשדות מצטלבים.

איזנטרופי

הפיך ואדיאבטי.

מספר מאך

מהירות חלקי מהירות הקול.

נצילות כוללת

הספק דחף חלקי הספק הדלק.

יחס לחצים

לחץ יציאת המדחס חלקי לחץ הכניסה.

נצילות הנעה

הספק דחף חלקי הספק הסילון.

משוואת הטיל

$\Delta v = V_e \ln(m_0/m_f)$.

SAF

דלק תעופה בר־קיימא.

מתקף סגולי

דחף לכל ספיקת משקל של חומר הנעה.

דחף סגולי

דחף ליחידת ספיקת אוויר.

טמפרטורת עצירה

הטמפרטורה אם הזרימה נעצרת באופן אדיאבטי.

TSFC

ספיקת דלק ליחידת דחף.

טורבינה

מפיקה עבודה להנעת המדחס.

טורבו-מניפה

טורבינת גז עם מניפת עקיפה.

מחוון להערכה עצמית

לא ניתנים ציון או נקודות זכות. השתמשו בזה כדי להעריך בכנות איפה אתם עומדים בכל יחידה.

רמה	איך זה נראה
4 · שליטה מלאה	מגדיר נפחי בקרה ותחנות, בוחר את הקשרים הנכונים, בודק יחידות ומסביר במילים פשוטות את הפשרות בין נצילות לפליטות.
3 · מיומן	פותר את תרגילי התרגול עם החלקות מזדמנות ביחידות או בתחנות.
2 · מתפתח	עוקב אחר דוגמאות פתורות אך מבלבל בין ערכי עצירה לערכים סטטיים, או בין Isp למהירות פליטה.
1 · מתחיל	מציב מספרים בנוסחאות בלי תרשים תחנות; צריך לחזור על היחידה.

שקלול מוצע אם רוצים ציון

חלק	משקל
תרגילים	20%
מעבדות	25%
מערך תרגול לאמצע הקורס	25%
מערך תרגול מסכם	30%

שאפו לרמה 3 ומעלה בכל יחידה לפני שעוברים לקורס הבא.

קורסים קשורים

- הסתברות וסטטיסטיקה MATH 350
- דינמיקת טיסה ובקרה AERO 420
- תכנון חלליות AERO 430
- כל הקורסים