עודכן לאחרונה: November 1, 2026

🗺️ מפת דרכים לארבע שנים · שנה 1, סתיו · 🧱 מחשבון מובנה

על הקורס

לקורס החינמי הזה יש 10 יחידות ו-4 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 קורסי מבוא של שנה ראשונה בהנדסת אווירונאוטיקה וחלל כמו MIT 16.00 ותחילת Unified Engineering של MIT, קורסי המבוא לאווירונאוטיקה ולאסטרונאוטיקה ב-Purdue, Georgia Tech ו-Embry-Riddle, וספר הלימוד הקלאסי Introduction to Flight מאת ג'ון ד. אנדרסון ג'וניור. אנו מקשרים לאורך כל הקורס לחומרים חינמיים, במיוחד ל-Beginner's Guide to Aeronautics של NASA Glenn. אף אחד מהארגונים האלה אינו ממליץ על דף זה.

מה שאנחנו מוסיפים: כל יחידה מחוברת לתעופה נקייה יותר ולחלליות שצופות בכדור הארץ, כל מספר בדף מחושב מחדש על ידי סקריפט בדיקה לפני הפרסום, וארבע מעבדות, כולל מנהרת רוח וירטואלית ודאון שאתם בונים, הופכות את המשוואות למוחשיות.

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

הנדסת אווירונאוטיקה וחלל בונה את הלוויינים שמודדים את האקלים, היערות, הקרח והאוקיינוסים של כדור הארץ, והיא גם צריכה לצמצם את טביעת הרגל שלה עצמה: כל קילוגרם של דלק סילוני שנשרף יוצר כ-3.16 kg של CO_2.

כל יחידה מסתיימת בחלק קצר עם מקורות שמראה איך הרעיונות שלה עוזרים לאנשים ולכדור הארץ.

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-4 מעבדות (AERO 101).
- 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

- אלגברה וטריגונומטריה של תיכון; לוגריתמים ופונקציות מעריכיות.
- המכניקה של פיזיקה I (כוחות, אנרגיה, תנע, תנועה מעגלית) עוזרת; למדו אותה במקביל אם אפשר.
- חדו"א I שימושי לכמה פיתוחים אבל אינו נדרש לחישובים המספריים.

איך ללמוד

- השתמשו ביחידות SI לאורך כל הדרך וכתבו אותן בכל שורה.
- שרטטו את הכוחות (עילוי, משקל, דחף, גרר) לפני שכותבים משוואה כלשהי.
- העריכו קודם; למספרים בתעופה ובחלל יש סדרי גודל מוכרים (אוויר בגובה פני הים $1.2\ \text{kg/m}^3$ ≈, מסלול נמוך $7.7\ \text{km/s}$ ≈).
- פתרו כל תרגיל על הנייר לפני שאתם פותחים את התשובה.
- השתמשו בסימולטורים של NASA Glenn כדי לבדוק את האינטואיציה שלכם.
- עשו שוב את הבחנים כעבור כמה ימים. תרגול מרווח עדיף על מפגש ארוך אחד.

מה צריך

- מחשב עם דפדפן וגיליון אלקטרוני (FoilSim רץ בדפדפן).
- למעבדת הדאון: בריסטול או לוח קצף, סרגל, מספריים, פלסטלינה או מטבעות כמשקולת לאף, וסרט מדידה.
- אופציונלי: סטופר בטלפון חכם.

לוח זמנים מוצע ל־15 שבועות

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

שבוע	יחידה	נושאים	קריאה
1	היסטוריה של התעופה ותהליך התכן	היסטוריה של התעופה; תהליך התכן; ארבעת הכוחות	MIT 16.00; Smithsonian
2	האטמוספרה	אטמוספרה תקנית; מהירות הקול	NASA Glenn: אטמוספרה
3	אווירודינמיקה בסיסית: עילוי וגרר	משוואות העילוי והגרר; ברנולי	NASA Glenn: עילוי וגרר
4	אווירודינמיקה בסיסית: עילוי וגרר	מספר ריינולדס ומהירות הזדקרות; מעבדה D	FAA PHAK

שבוע	יחידה	נושאים	קריאה
5	פרופילי כנף וכנפיים	פרופילי כנף, עקומת עילוי, כנפיים סופיות; מעבדה A	NASA FoilSim
6	ביצועי מטוסים	דאייה, הספק נדרש, טיפוס	NASA Glenn: זווית דאייה
7	ביצועי מטוסים	טווח ומשך שהייה באוויר; תרגול לבוחן אמצע	FAA PHAK
8	יציבות ושליטה	יציבות ושליטה; מעבדה C	NASA Glenn: סיבובים
9	יסודות ההנעה	הנעה: מנועי סילון, מניפות ומדחפים	NASA Glenn: הנעה
10	רקטות ומשוואת הרקטה	דחף רקטות ומשוואת הרקטה	NASA Glenn: רקטות
11	רקטות ומשוואת הרקטה	שלבים ומשגרים; מעבדה B	NASA Glenn: רקטות
12	מסלולים ומשימות חלל	מסלולים, חוקי קפלר, מסלול גאוסטציונרי	JPL Basics of Space Flight
13	מסלולים ומשימות חלל	מעברי הוהמן ותכנון משימות	JPL Basics of Space Flight
14	תעופה וחלל בני-קיימא	תעופה וחלל בני-קיימא	NASA; EPA; DOE
15	חזרה	חזרה וסדרת תרגול מסכמת	כל היחידות

ההתקדמות שלכם

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

יחידות

היסטוריה של התעופה ותהליך התכן

מהאחים רייט ועד ארטמיס: איך מהנדסי אווירונאוטיקה וחלל הופכים משימה לדרישות, לפשרות ולתכן שעף.

מטרות הלמידה

בסוף היחידה הזו תוכלו:

- לתאר את אבני הדרך המרכזיות של התעופה וטיסות החלל.
- לתאר את מחזור התכן: דרישות, קונספט, תכן מקדמי ומפורט, ניסוי.
- להסביר ניתוחי חלופות ולמה המשקל משפיע על הכול.
- לנקוב בארבעת כוחות הטיסה.

מושגי מפתח

- ב-17 בדצמבר 1903 ביצע ה-Wright Flyer טיסה של 12 שניות למרחק 36 m (120 ft); הטיסה הטובה ביותר באותו יום עברה 260 m (852 ft) ב-59 שניות. האחים רייט הצליחו בזכות ניסויים: הם בנו דאונים ומנהרת רוח משלהם לפני שהוסיפו מנוע.
- כל תכן מתחיל במשימה: מטען, טווח או מסלול, עלות, בטיחות. הדרישות הופכות את המשימה למספרים שהתכן חייב לעמוד בהם.
- התכן הוא איטרטיבי: סקיצת קונספט, קביעת ממדים, ניתוח, ניסוי, תכן מחדש. ניתוח חלופות משווה בין אפשרויות לפי קריטריונים משוקללים.
- ארבעה כוחות פועלים על מטוס: עילוי, משקל, דחף וגרר. בטיסה ישרה ואופקית יציבה, עילוי = משקל ודחף = גרר.
- המשקל מצטבר: מבנה נוסף דורש יותר עילוי, כנף גדולה יותר, יותר גרר, יותר דלק, ושוב יותר משקל.

משוואות מפתח

$$L = W, \quad T = D$$

```
L=W, T=D
```

טיסה יציבה, אופקית, ללא תאוצה

$$W = mg$$

```
W=mg
```

משקל

$$\text{Score} = \sum_i w_i \, s_i$$

```
Score=_i w_i s_i
```

ציון משוקלל של ניתוח חלופות

דוגמאות פתורות שלב אחר שלב

דוגמה 1.1 מטוס קל במסה 1100 kg שט בטיסה אופקית. כמה עילוי הכנף שלו חייבת לייצר?

1. טיסה אופקית: $L = W = mg$.
2. $L = 1{,}100 \times 9.81$.

תשובה: $10{,}791\ \text{N} \approx 10.8\ \text{kN}$.

דוגמה 1.2 שני קונספטים של כנף מקבלים ציון מתוך 10 בעלות (משקל 0.3), ביעילות (0.5) ובקלות הבנייה (0.2). קונספט A מקבל 8, 6, 9; B מקבל 5, 9, 6. מי מנצח?

1. $A: 0.3(8) + 0.5(6) + 0.2(9) = 7.2$.
2. $B: 0.3(5) + 0.5(9) + 0.2(6) = 7.2$.

תשובה: תיקו ב-7.2: הצוות צריך לבחון את שניהם או לבדוק מחדש את המשקלות שבהם הוא בוטח הכי פחות.

דוגמה 1.3 הטיסה הראשונה של ה-Wright Flyer עברה 36 m ב-12 s. מה הייתה מהירות הקרקע הממוצעת שלו?

1. $v = 36/12$.

תשובה: 3 m/s ביחס לקרקע. הוא טס מול רוח נגדית חזקה, ולכן מהירות האוויר שלו הייתה גבוהה בהרבה.

תרגילים

פתרו כל אחד קודם על נייר, ואז בדקו.

1. מטוס נוסעים במסה 70000 kg שט בטיסה אופקית. מצאו את העילוי שלו.

   $L = 70{,}000 \times 9.81 = 686{,}700\ \text{N} \approx 687\ \text{kN}$.

2. בשיוט אופקי המנועים של מטוס מספקים דחף של 30 kN. מה הגרר שלו?

   30 kN, כי בטיסה יציבה הדחף מאזן את הגרר.

3. למה האחים רייט בנו מנהרת רוח?

   נתוני העילוי שפורסמו לא היו אמינים, ולכן הם מדדו בעצמם צורות כנף רבות: ניסוי לפני בנייה הוא לב תהליך התכן.

תפיסות שגויות נפוצות

מיתוס: מהנדסים מתכננים קודם את המטוס ורק אחר כך מוצאים לו משימה.
בפועל: המשימה והדרישות שלה באות קודם.

מיתוס: בטיסה אופקית הדחף חייב לאזן את המשקל.

בפועל: הדחף מאזן את הגרר; העילוי מאזן את המשקל.

מיתוס: חיסכון קטן במשקל חוסך רק את המשקל הזה.

בפועל: חיסכון במשקל מצטבר דרך גודל הכנף, הגרר והדלק.

כרטיסיות

ארבעה כוחות

עילוי, משקל, דחף, גרר.

דרישות

יעדים מדידים שתכן חייב לעמוד בהם.

ניתוח חלופות

השוואה משוקללת בין אפשרויות תכן.

מחזור התכן

קונספט → תכן מקדמי → תכן מפורט → ניסוי → איטרציה.

Wright Flyer

הטיסות הממונעות והנשלטות הראשונות של מטוס, 17 בדצמבר 1903.

ספירלת המשקל

משקל נוסף מגדיל את כל התכן.

בוחן לבדיקה עצמית

1. בטיסה אופקית יציבה, העילוי שווה ל…

דחף

גרר

משקל

אפס

משקל. הכוחות האנכיים מאוזנים.

2. ה-Wright Flyer טס לראשונה ב…

1899

1903

1911

1927

1903. 17 בדצמבר 1903, בקיטי הוק.

3. ניתוח חלופות...

בוחר את החלק הזול ביותר

משווה אפשרויות לפי קריטריונים משוקללים

בודק אב-טיפוס עד כשל

נעשה אחרי ניסויי טיסה

משווה אפשרויות לפי קריטריונים משוקללים. הוא מדרג אפשרויות באופן שיטתי.

4. השלב הראשון בתהליך התכן הוא...

שרטוטים מפורטים

המשימה והדרישות

ניסוי טיסה

בחירת מנוע

המשימה והדרישות. הדרישות מכתיבות את כל מה שבא אחריהן.

לנסות שוב את הבוחן

איך זה עוזר להציל את כדור הארץ

סדרי העדיפויות בתכן משתנים עם הזמן. הדרישות למטוסים חדשים כוללות כיום צריכת דלק ופליטות, ולכן אותם כלים של ניתוח חלופות שוקלים את האקלים לצד עלות וביצועים.

NASA מונה שלוש דרכים עיקריות להפוך את התעופה לבת-קיימא: טכנולוגיית מטוסים יעילה, דלק תעופה בר-קיימא, ותפעול ותשתיות טובים יותר.

ב־Saving Planets: Artemis II

מקורות: Smithsonian: ה-Wright Flyer משנת 1903 (https://airandspace.si.edu/collection-objects/1903-wright-flyer/nasm_A19610048000) · NASA: תעופה בת-קיימא (https://www.nasa.gov/aeronautics/sustainable-aviation/)

מקורות לימוד חינמיים

- Smithsonian: ה-Wright Flyer משנת 1903 (https://airandspace.si.edu/collection-objects/1903-wright-flyer/nasm_A19610048000): הסיפור והמפרט של ה-Wright Flyer.
- MIT OpenCourseWare 16.00: Introduction to Aerospace Engineering and Design (https://ocw.mit.edu/courses/16-00-introduction-to-aerospace-engineering-and-design-spring-2003/): קורס המבוא של MIT שממוקד בתכן.
- NASA Glenn: Beginner's Guide to Aeronautics (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/): התחילו כאן בכל נושא.

סיימתי את היחידה הזו

האטמוספרה

האוויר שבו טס כלי טיס: איך הטמפרטורה, הלחץ, הצפיפות ומהירות הקול משתנים עם הגובה.

מטרות הלמידה

בסוף היחידה הזו תוכלו:

- להשתמש במודל אטמוספרה תקנית כדי למצוא T ,p ו-ρ בגובה.
- להחיל את חוק הגז האידיאלי על אוויר.
- לחשב את מהירות הקול ואת מספר מאך.
- להסביר למה מטוסי נוסעים שטים בגובה של כ-11 km.

מושגי מפתח

- אטמוספרה תקנית היא מודל ממוצע שהותאם למדידות. במודל של NASA הטרופוספרה משתרעת מהקרקע עד 11000 m, והטמפרטורה יורדת בכ-6.5 °C לכל קילומטר.
- מ-11 עד 25 km (הסטרטוספרה התחתונה) טמפרטורת המודל קבועה ב-56.46 °C−, בעוד הלחץ ממשיך לרדת באופן מעריכי.
- הצפיפות נובעת מחוק הגז האידיאלי, ρ = p/(RT). בגובה 11 km צפיפות האוויר היא כ-30% מזו שבגובה פני הים.
- מהירות הקול היא a = √(γRT), ולכן היא תלויה רק בטמפרטורה. מספר מאך M = V/a.
- אוויר דליל פירושו פחות גרר במהירות נתונה, ולכן מטוסי סילון טסים גבוה, אבל כנפיים ומנועים עדיין צריכים מספיק אוויר כדי לפעול.

משוואות מפתח

$$T = 15.04 - 0.00649\,h \quad (^\circ\mathrm{C},\ h \text{ in m})$$

```
T=15.04-0.00649 h\ \ (^,\ h in m)
```

התאמת NASA לטמפרטורה בטרופוספרה

$$p = 101.29\left(\frac{T + 273.1}{288.08}\right)^{5.256} \ \mathrm{kPa}$$

```
p=101.29((T+273.1)/(288.08))^5.256 kPa
```

התאמת NASA ללחץ בטרופוספרה

$$\rho = \frac{p}{0.2869\,(T + 273.1)}$$

```
ρ=(p)/(0.2869 (T+273.1))
```

צפיפות (p ב-kPa, ρ ב-kg/m³)

$$a = \sqrt{\gamma R T}, \quad M = \frac{V}{a}$$

a=γ RT, M= Va

מהירות הקול ומספר מאך

דוגמאות פתורות שלב אחר שלב

דוגמה 2.1 מצאו את T, p ו-ρ בגובה 5000 m לפי המודל של NASA.

1. T = 15.04 − 0.00649 × 5,000 = −17.41 °C.
2. p = 101.29 × (255.69/288.08)^5.256 = 54.11 kPa.
3. ρ = 54.11/(0.2869 × 255.69).

תשובה: T ≈ −17.4 °C, p ≈ 54.1 kPa, ρ ≈ 0.738 kg/m³ (60% מגובה פני הים).

דוגמה 2.2 מצאו את מהירות הקול בגובה פני הים (15 °C) ובגובה 11 km (−56.5 °C).

1. a = √(1.4 × 287 × 288.15) = 340.3 m/s.
2. a = √(1.4 × 287 × 216.65) = 295.0 m/s.

תשובה: 340 m/s ו-295 m/s.

דוגמה 2.3 מטוס נוסעים טס במהירות אוויר אמיתית של 230 m/s בגובה 11 km. מה מספר המאך שלו?

1. M = 230/295.0.

תשובה: M ≈ 0.78.

תרגילים

פתרו כל אחד קודם על נייר, ואז בדקו.

1. מצאו את צפיפות האוויר בגובה 11000 m לפי מודל NASA (T = −56.46 °C, p = 22.72 kPa).

   ρ = 22.72/(0.2869 × 216.64) ≈ 0.366 kg/m³, כ-30% מגובה פני הים.

2. מצאו את הטמפרטורה בגובה 1500 m במודל של NASA.

   T = 15.04 − 9.74 = 5.3 °C.

3. כמה זה מאך 2 בגובה פני הים ב-m/s?

$2 \times 340 = 680$ m/s.

4. מצאו את הצפיפות בגובה פני הים מתוך $p = 101.40$ kPa ו-$T = 15.04$ °C.

$\rho = 101.40/(0.2869 \times 288.14) \approx 1.227$ kg/m³.

תפיסות שגויות נפוצות

מיתוס: מהירות הקול תלויה בלחץ.

בפועל: בגז אידיאלי היא תלויה רק בטמפרטורה.

מיתוס: נעשה קר יותר כל הדרך למעלה.

בפועל: הטמפרטורה מתייצבת מעל 11 km ועולה שוב גבוה יותר בסטרטוספרה.

מיתוס: אוויר דליל יותר תמיד עוזר.

בפועל: הוא מקטין את הגרר אבל גם את העילוי ואת דחף המנוע, ולכן הכנפיים חייבות לטוס מהר יותר או במקדמי עילוי גבוהים יותר.

כרטיסיות

אטמוספרה תקנית

מודל ממוצע של T, p, ρ כפונקציה של הגובה.

טרופוספרה

מהקרקע עד ~11 km; הטמפרטורה יורדת עם הגובה.

קצב הירידה בטמפרטורה

6.5 °C ≈ לכל km בטרופוספרה.

חוק הגז האידיאלי

$p = \rho R T$.

מהירות הקול

$a = \sqrt{(\gamma R T)}$.

מספר מאך

$M = V/a$.

בוחן לבדיקה עצמית

1. בטרופוספרה הטמפרטורה יורדת בערך…

1 °C/km

6.5 °C/km

15 °C/km

0 °C/km

6.5 °C/km. קצב הירידה של NASA הוא 0.00649 °C/m.

2. מהירות הקול בגובה פני הים היא בערך…

100 m/s

340 m/s

1,000 m/s

3,000 m/s

√(1.4 × 287 × 288) ≈ 340 m/s.

3. הצפיפות בגובה 11 km היא בערך איזה חלק מזו שבגובה פני הים?

90%

60%

30%

5%

0.366/1.227 ≈ 30%.

4. מספר מאך הוא…

V × a

V/a

a/V

V²/a

V/a. המהירות חלקי מהירות הקול המקומית.

לנסות שוב את הבוחן

איך זה עוזר להציל את כדור הארץ

מטוסים טסים במקום שבו מתרחשים מזג האוויר והאקלים. NASA חוקרת פליטות של מטוסים באמצעות מידול ממוחשב, ניסויי בעירה במעבדה וניסויי טיסה, כי מה שמנועים פולטים בגובה חשוב לאטמוספרה.

אותה פיזיקה של האטמוספרה מאפשרת ללווייינים להפוך את הקרינה שהם מודדים לפרופילים של טמפרטורת האוויר.

ב־Saving Planets: גרר אטמוספרי

מקורות: NASA Glenn: Earth atmosphere model (metric) (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/earth-atmosphere-equation-metric/) · NASA: תעופה בת-קיימא (https://www.nasa.gov/aeronautics/sustainable-aviation/)

מקורות לימוד חינמיים

- NASA Glenn: Earth atmosphere model (metric) (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/earth-atmosphere-equation-metric/): המודל והמשוואות שבהם משתמשים ביחידה זו.
- FAA Pilot’s Handbook of Aeronautical Knowledge (https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/phak): פרקים חינמיים מהמדריך של FAA על האטמוספרה והאווירודינמיקה.

סיימתי את היחידה הזו

אווירודינמיקה בסיסית: עילוי וגרר

מאיפה מגיעים העילוי והגרר, ושתי המשוואות שקובעות את ממדי כל כנף: L = ½ρV²SC_L ו-D = ½ρV²SC_D.

מטרות הלמידה

בסוף היחידה הזו תוכלו:

- להסביר עילוי כתוצאה מהטיית זרימה, כשהפרשי הלחץ מתוארים במשוואת ברנולי.
- להשתמש במשוואות העילוי והגרר.
- לחשב לחץ דינמי, מהירות הזדקרות ומספר ריינולדס.
- להבחין בין גרר חיכוך, גרר לחץ וגרר מושרה.

מושגי מפתח

- כנף מטה את זרם האוויר כלפי מטה; לפי החוק השלישי של ניוטון האוויר דוחף את הכנף כלפי מעלה. באופן שקול, זרימה מהירה יותר מעל הכנף פירושה לחץ נמוך יותר שם (ברנולי). שני התיאורים מתארים זרימה אחת.
- הלחץ הדינמי q = ½ρV² קובע את קנה המידה של כל כוח אווירודינמי. מקדמי העילוי והגרר C_L ו-C_D מבטאים את הצורה ואת זווית ההתקפה.
- העילוי גדל עם V², ולכן חציית המהירות דורשת פי ארבעה מקדם עילוי או שטח כנף.
- הגרר נובע מחיכוך פני השטח, מגרר לחץ (צורה) ומגרר מושרה, המחיר של יצירת עילוי בכנף סופית.
- מספר ריינולדס Re = ρVc/μ משווה בין השפעות אינרציה וצמיגות; דגמים במנהרת רוח חייבים להתחשב בו כדי לחזות התנהגות בגודל מלא.

משוואות מפתח

$$L = \tfrac{1}{2}\rho V^2 S C_L$$

L=12ρ V^2SC_L

משוואת העילוי

$$D = \tfrac{1}{2}\rho V^2 S C_D$$

D=12ρ V^2SC_D

משוואת הגרר

$$p + \tfrac{1}{2}\rho V^2 = \text{const}$$

p+12ρ V^2=const

משוואת ברנולי (לאורך קו זרם)

$$Re = \frac{\rho V c}{\mu}$$

Re=(ρ Vc)/(μ)

מספר ריינולדס

דוגמאות פתורות שלב אחר שלב

דוגמה 3.1 מטוס במסה 1100 kg עם כנף של 16.2 m² טס אופקית ב-55 m/s בגובה פני הים (ρ = 1.227 kg/m³). מצאו את C_L.

1. L = W = 10,791 N.
2. q = ½ × 1.227 × 55² = 1,855 Pa.
3. C_L = 10,791/(1,855 × 16.2).

תשובה: C_L ≈ 0.36.

דוגמה 3.2 עם C_L,max = 1.6, מצאו את מהירות ההזדקרות של המטוס בגובה פני הים.

1. V_s = √(2W/(ρSC_L,max)).
2. = √(2 × 10,791/(1.227 × 16.2 × 1.6)).

תשובה: V_s ≈ 26.1 m/s (כ-51 קשר).

דוגמה 3.3 מצאו את מספר ריינולדס של מיתר באורך 1.5 m ב-55 m/s בגובה פני הים (μ = 1.789 × 10⁻⁵ kg/(m·s)).

1. Re = 1.227 × 55 × 1.5/(1.789 × 10⁻⁵).

תשובה: Re ≈ 5.7 מיליון.

תרגילים

פתרו כל אחד קודם על נייר, ואז בדקו.

1. אם המהירות מוכפלת באותו C_L, איך משתנה העילוי?

   עילוי ∝ V², ולכן הוא גדל פי ארבעה.

2. מצאו את הלחץ הדינמי ב-230 m/s בגובה 11 km (ρ = 0.366 kg/m³).

   q = ½ × 0.366 × 230² ≈ 9,680 Pa.

3. מצאו את הגרר של המטוס מדוגמה 3.1 אם $C_D = 0.032$.

$D = 1{,}855 \times 16.2 \times 0.032 \approx 962$ N.

4. בכמה גבוהה יותר מהירות ההזדקרות בגובה ($\rho = 1.060$ kg/m³) 1500 m מאשר בגובה פני הים?

$V_s \propto 1/\sqrt{\rho}$: $\sqrt{(1.227/1.060)} = 1.076$, כלומר גבוהה בכ-7.6% (28.0 m/s ≈ מהירות אוויר אמיתית).

תפיסות שגויות נפוצות

מיתוס: האוויר שעובר מעל הכנף חייב להיפגש עם האוויר שמתחתיה בשפת הזרימה (זמן מעבר שווה).

בפועל: זה לא כך; הזרימה העליונה למעשה מגיעה ראשונה. NASA Glenn מונה את זמן המעבר השווה בין התאוריות השגויות של העילוי.

מיתוס: עילוי הוא רק ברנולי, או רק ניוטון.

בפועל: שניהם מתארים את אותה זרימה; הפרשי לחץ והטיית זרימה הולכים יחד.

מיתוס: גרר הוא רק חיכוך אוויר.

בפועל: גרר לחץ וגרר מושרה גדולים ממנו לעיתים קרובות.

כרטיסיות

לחץ דינמי

$q = \frac{1}{2}\rho V^2$.

משוואת העילוי

$L = qSC_L$.

משוואת הגרר

$D = qSC_D$.

מהירות הזדקרות

$V_s = \sqrt{(2W/(\rho SC_{L,max}))}$.

מספר ריינולדס

$\rho Vc/\mu$.

גרר מושרה

גרר הנובע מעילוי בכנף סופית.

בוחן לבדיקה עצמית

1. העילוי פרופורציונלי ל...

V

V²

V√

1/V

V². דרך הלחץ הדינמי ½ρV².

2. הכפלת שטח הכנף באותה מהירות ובאותו C_L…

חוצה את העילוי

מכפילה את העילוי

מגדילה את העילוי פי ארבעה

אינה משפיעה

מכפילה את העילוי. L ∝ S.

3. מספר ריינולדס משווה בין…

עילוי לגרר

השפעות אינרציה וצמיגות

מהירות למהירות הקול

דחף למשקל

השפעות אינרציה וצמיגות. ρVc/μ.

4. גרר מושרה נגרם על ידי…

חספוס הצבע

יצירת עילוי בכנף סופית

פליטת המנוע

גלי הלם בלבד

יצירת עילוי בכנף סופית. מערבולות קצה הכנף מטות את העילוי לאחור.

לנסות שוב את הבוחן

איך זה עוזר להציל את כדור הארץ

גרר הוא דלק. בשיוט דחף המנוע שווה לגרר, ולכן כל ניוטון של גרר שמסירים הוא דלק שלא נשרף ו-CO_2 שלא נפלט. צורך באנרגיה קטנה יותר לטיסה הוא הראשון מבין שלושת הנתיבים של NASA לתעופה בת-קיימא.

אותה פיזיקה של עילוי מניעה את להבי טורבינות הרוח, שהופכים את הכוח האווירודינמי של הרוח לחשמל נקי.

ב־Saving Planets: פיזיקה I

מקורות: NASA Glenn: משוואת הגרר (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/drag-equation/) · NASA: תעופה בת-קיימא (https://www.nasa.gov/aeronautics/sustainable-aviation/)

מקורות לימוד חינמיים

- NASA Glenn: משוואת העילוי (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/lift-equation/): משוואת העילוי ומקדמיה.
- NASA Glenn: משוואת הגרר (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/drag-equation/): משוואת הגרר.
- NASA Glenn: משוואת ברנולי (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/bernoullis-equation/): לחץ ומהירות.
- NASA Glenn: ברנולי וניוטון (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/bernoulli-and-newton/): למה ההסבר של זמן מעבר שווה שגוי.

☐ סיימתי את היחידה הזו

פרופילי כנף וכנפיים

הגאומטריה של פרופילי כנף, עקומת העילוי, הזדקרות, ולמה כנפיים ארוכות ודקות יוצרות פחות גרר.

מטרות הלמידה

בסוף היחידה הזו תוכלו:

- לנקוב ברכיבי הגאומטריה של פרופיל: מיתר, קמירות, עובי, זווית התקפה.
- להשתמש בתאוריית הפרופיל הדק: $c_l \approx 2\pi\alpha$.
- לתקן את שיפוע העילוי לכנף סופית עם יחס ממדים AR.
- להשתמש בפולרת הגרר $C_D = C_{D0} + C_L^2/(\pi e AR)$ כדי למצוא את יחס העילוי לגרר הטוב ביותר.

מושגי מפתח

- פרופיל כנף הוא חתך הרוחב של כנף. הקמירות מאפשרת לו לייצר עילוי בזווית התקפה אפס; העובי מוסיף חוזק ומקום לדלק.
- תאוריית הפרופיל הדק חוזה שיפוע עילוי של 2π לרדיאן (כ-0.11 למעלה) עד שהזרימה מתנתקת והכנף מזדקרת.
- כנף סופית מאבדת שיפוע עילוי בגלל מערבולות הקצה שלה: $a = a_0/(1 + a_0/(\pi e AR))$, עם יחס ממדים $AR = b^2/S$.
- גרר כולל $C_D = C_{D0} + K C_L^2$ עם $K = 1/(\pi e AR)$. ה-L/D המרבי מתקבל כשהגרר המושרה שווה לגרר הטפילי.
- יחס ממדים גבוה (דאונים, אלבטרוסים, כנפי מטוסי נוסעים מודרניים) פירושו פחות גרר מושרה ו-L/D גבוה יותר.

משוואות מפתח

$$c_l = 2\pi\alpha \ (\alpha \text{ in rad})$$

```
c_l=2πα\ (α in rad)
```

שיפוע העילוי של פרופיל דק

$$a = \frac{a_0}{1 + a_0/(\pi e AR)}, \quad AR = \frac{b^2}{S}$$

```
a=(a_0)/(1+a_0/(π eAR)), AR=^2S
```

שיפוע העילוי של כנף סופית

$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi e AR}$$

```
C_D=C_D0+(C_L^2)/(π eAR)
```

פולרת גרר

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{\max} = \frac{1}{2\sqrt{C_{D0} K}}, \ C_L^* = \sqrt{\frac{C_{D0}}{K}}$$

(LD)_=12_D0K,\ \ C_L^*=_D0K

יחס העילוי לגרר הטוב ביותר

דוגמאות פתורות שלב אחר שלב

דוגמה 4.1 תאוריית הפרופיל הדק: מצאו את c_l ב-$\alpha = 5°$.

1. $\alpha = 5\pi/180 = 0.0873$ rad.
2. $c_l = 2\pi \times 0.0873$.

תשובה: $c_l \approx 0.548$.

דוגמה 4.2 מצאו את שיפוע העילוי של כנף עם $AR = 8$ ו-$e = 0.9$.

1. $a = 2\pi/(1 + 2\pi/(\pi \times 0.9 \times 8)) = 6.283/1.278 = 4.92$ לרדיאן.

תשובה: 0.086 למעלה, 22% מתחת לערך הדו-ממדי (2π).

דוגמה 4.3 עם $C_{D0} = 0.025$, $e = 0.8$ ו-$AR = 7.5$, מצאו את $(L/D)_{max}$ ואת ה-C_L שבו הוא מתקבל.

1. $K = 1/(\pi \times 0.8 \times 7.5) = 0.0531$.
2. $(L/D)_{max} = 1/(2\sqrt{(0.025 \times 0.0531)}) = 13.7$.
3. $C_L^* = \sqrt{(0.025/0.0531)} = 0.69$.

תשובה: $(L/D)_{max} \approx 13.7$ ב-$C_L \approx 0.69$.

תרגילים

פתרו כל אחד קודם על נייר, ואז בדקו.

1. מצאו את יחס הממדים של כנף עם מוטה של 11 m ושטח של 16.2 m².

   $AR = 121/16.2 \approx 7.5$.

2. בעזרת $c_l = 2\pi\alpha$, איזו זווית נותנת $c_l = 0.5$?

   $\alpha = 0.5/(2\pi) = 0.0796$ rad $\approx 4.6°$.

3. עבור המטוס מדוגמה 4.3, מצאו את C_D ב-$C_L = 0.36$.

   $C_D = 0.025 + 0.0531 \times 0.1296 \approx 0.0319$.

4. אם AR עולה מ-7.5 ל-15 (אותם e ו-C_{D0}), איך משתנה $(L/D)_{max}$?

K נחצה, ולכן $(L/D)_{max}$ גדל פי $\sqrt{2}$ עד ≈ 19.4.

תפיסות שגויות נפוצות

מיתוס: יותר זווית התקפה תמיד פירושה יותר עילוי.

בפועל: מעבר לזווית ההזדקרות הזרימה מתנתקת והעילוי צונח.

מיתוס: פרופילים סימטריים לא יכולים לייצר עילוי.

בפועל: הם מייצרים עילוי בזווית התקפה חיובית.

מיתוס: התקני קצה כנף מאפסים את הגרר המושרה.

בפועל: הם מקטינים אותו; רק לכנף ארוכה לאין סוף לא היה גרר מושרה.

כרטיסיות

מיתר

משפת ההתקפה ועד שפת הזרימה.

קמירות

העקמומיות של קו האמצע.

זווית התקפה

הזווית בין המיתר לזרימה הנכנסת.

הזדקרות

ניתוק זרימה; העילוי צונח.

יחס ממדים

b^2/S.

פולרת גרר

$C_D = C_{D0} + KC_L^2$.

בוחן לבדיקה עצמית

1. שיפוע העילוי של פרופיל דק הוא…

π לרדיאן

2π לרדיאן

2π למעלה

1 לרדיאן

2π לרדיאן. $c_l = 2\pi\alpha$.

2. יחס ממדים הוא...

b/S

b²/S

S/b

c/b

b²/S. ריבוע המוטה חלקי השטח.

3. ב-L/D מרבי...

גרר מושרה = גרר טפילי

הגרר אפס

$C_L = 0$

הכנף בהזדקרות

גרר מושרה = גרר טפילי. מזעור C_D/C_L נותן $C_{D0} = KC_L^2$.

4. יחס ממדים גבוה יותר מקטין בעיקר...

חיכוך פני שטח

גרר מושרה

משקל

גרר גלים

גרר מושרה. $K = 1/(\pi eAR)$.

לנסות שוב את הבוחן

איך זה עוזר להציל את כדור הארץ

כנפיים ארוכות ודקות הן אחת הדרכים הישירות ביותר לחסוך בדלק, כי הגרר המושרה יורד ככל שיחס הממדים עולה. זה בדיוק נתיב "טכנולוגיית המטוסים היעילה" בעבודה של NASA על תעופה בת-קיימא.

האלבטרוס, שדואה שעות מעל האוקיינוס, משתמש באותה פיזיקה: כנף ארוכה ודקה עם יחס עילוי לגרר גבוה.

ב־Saving Planets: חשבון אינפיניטסימלי 2

מקורות: NASA Glenn: מקדם הגרר המושרה (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/induced-drag-coefficient/) · NASA: תעופה בת-קיימא (https://www.nasa.gov/aeronautics/sustainable-aviation/)

מקורות לימוד חינמיים

- NASA Glenn: FoilSim (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/foilsim/): חקרו קמירות, עובי וזווית התקפה.
- NASA Glenn: מקדם הגרר המושרה (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/induced-drag-coefficient/): יחס ממדים ומקדם יעילות.
- MIT OpenCourseWare 16.01–16.04: Unified Engineering (https://ocw.mit.edu/courses/16-01-unified-engineering-i-ii-iii-iv-fall-2005-sp-ring-2006/): הרצאות הזורמים של MIT.

סיימתי את היחידה הזו

ביצועי מטוסים

כמה רחוק, כמה זמן, כמה מהר וכמה תלול: דאייה, טיפוס, טווח ומשך שהייה באוויר.

מטרות הלמידה

בסוף היחידה הזו תוכלו:

- לקשר את יחס הדאייה ל-L/D.
- למצוא את הדחף וההספק הנדרשים בטיסה אופקית.
- לחשב קצב טיפוס מתוך עודף הספק.
- להשתמש במשוואת הטווח של בריגה.

מושגי מפתח

- דאון עם יחס עילוי לגרר L/D מתקדם L/D מטרים קדימה על כל מטר גובה שהוא מאבד: tan γ = D/L.
- הדחף הנדרש בטיסה אופקית שווה לגרר; ההספק הנדרש הוא גרר × מהירות. עודף הספק הופך לטיפוס: קצב טיפוס = (P_avail − P_req)/W.
- במטוס סילון, הטווח נקבע לפי משוואת בריגה: R = (V/c)(L/D) ln(W_i/W_f). שלושה מנופים: יעילות המנוע (V/c), אווירודינמיקה (L/D) ומבנים (שבר המשקל).
- משך השהייה באוויר מגיע למרבי במהירות שונה מזו של הטווח המרבי.

משוואות מפתח

$$\tan\gamma = \frac{D}{L} = \frac{1}{L/D}$$

γ=D/L=1L/D

זווית דאייה

$$P_R = DV$$

P_R=DV

הספק נדרש

$$RC = \frac{P_A - P_R}{W}$$

RC=(P_A-P_R)/(W)

קצב טיפוס

$$R = \frac{V}{c}\,\frac{L}{D}\,\ln\frac{W_i}{W_f}$$

```
R= Vc LD (W_i)/(W_f)
```

משוואת הטווח של בריגה (סילון)

דוגמאות פתורות שלב אחר שלב

דוגמה 5.1 דאון עם L/D = 20 נמצא בגובה 1000 m. כמה רחוק הוא יכול לדאות באוויר שקט, ובאיזו זווית?

1. מרחק = 20 × 1000.
2. $\gamma = \arctan(1/20)$.

תשובה: 20 km, בזווית דאייה של כ-2.9°.

דוגמה 5.2 מטוס סילון שט ב-230 m/s עם L/D = 17 וצריכת דלק סגולית לדחף c = 0.6 לשעה. שריפת הדלק מורידה את משקלו מ-W_i ל-W_i/1.25. מצאו את הטווח שלו.

1. $c = 0.6/3{,}600 = 1.667 \times 10^{-4}\ s^{-1}$.
2. $R = (230/1.667 \times 10^{-4}) \times 17 \times \ln 1.25$.

תשובה: ≈ 5,235 km.

דוגמה 5.3 למטוס מדוגמה 3.1, עם פולרת הגרר מדוגמה 4.3, יש כ-957 N גרר ב-55 m/s. איזה הספק דורשת טיסה אופקית?

1. $P = DV = 957 \times 55$.

תשובה: 52.6 kW ≈ (כ-71 כוח סוס).

תרגילים

פתרו כל אחד קודם על נייר, ואז בדקו.

1. לדאון נייר יש L/D = 5. כשהוא משוגר אופקית מגובה 2 m, כמה רחוק הוא דואה בערך?

   10 m.

2. למטוס במשקל 10800 N יש עודף הספק של 30 kW. מצאו את קצב הטיפוס שלו.

   30,000/10,800 ≈ 2.8 m/s.

3. בדוגמה 5.2, איך משתנה הטווח אם L/D עולה מ-17 ל-20?

   טווח ∝ L/D: 5235 × 20/17 ≈ 6159 km.

4. כמה רחוק יכול המטוס מדוגמה 4.3 לדאות מגובה 1500 m ב-L/D הטוב ביותר שלו, 13.7?

1,500 × 13.7 ≈ 20.6 km.

תפיסות שגויות נפוצות

מיתוס: דאון כבד יותר דואה רחוק יותר.

בפועל: יחס הדאייה תלוי ב-L/D, לא במשקל; המשקל משנה את המהירות האופטימלית.

מיתוס: הטווח תלוי רק בכמות הדלק.

בפועל: הוא תלוי ביעילות המנוע, ב-L/D ובשבר המשקל (בריגה).

מיתוס: טיסה מהירה יותר תמיד נותנת טווח גדול יותר.

בפועל: הטווח הטוב ביותר מושג במהירות מתונה הקשורה ל-L/D הטוב ביותר.

כרטיסיות

יחס דאייה

מרחק אופקי ליחידת גובה L/D =.

הספק נדרש

P_R = DV.

קצב טיפוס

(P_A − P_R)/W.

טווח בריגה

R = (V/c)(L/D) ln(W_i/W_f).

TSFC

ספיקת דלק ליחידת דחף.

משך שהייה באוויר

זמן באוויר.

בוחן לבדיקה עצמית

1. יחס הדאייה שווה ל…

W/D

L/D

T/W

V/a

L/D. מרחק חלקי גובה L/D =.

2. ההספק הנדרש בטיסה אופקית הוא...

L × V

D × V

W/V

T/V

V × D. הגרר כפול המהירות.

3. טווח בריגה גדל עם...

c

L/D

משקל המבנה

גרר

L/D ∝ L/D. R.

4. טיפוס נובע מ...

עודף הספק

עילוי נוסף בלבד

משקל נמוך יותר בלבד

מהירות נמוכה יותר

עודף הספק. = RC עודף הספק/W.

לנסות שוב את הבוחן

איך זה עוזר להציל את כדור הארץ

משוואת בריגה היא משוואת האקלים של התעופה: לנסיעה נתונה, הדלק הנשרף יורד כשהמנועים יעילים יותר, כשלכנפיים יש L/D גבוה יותר או כשהמבנים קלים יותר. כששאר האיברים קבועים, הטווח פרופורציונלי ל-L/D.

NASA מעריכה שעם הצי ודרכי התפעול של היום, תעבורת האוויר העולמית ב-2050 תדרוש יותר מ-620 מיליון טונות דלק ותפלוט קרוב ל-2000 מיליון טונות CO_2, ולכן כל איבר במשוואה חשוב.

ב־Saving Planets: CO2M: מדידת CO_2 מהחלל

מקורות: NASA: תעופה בת-קיימא (https://www.nasa.gov/aeronautics/sustainable-aviation) · FAA Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge (https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/phak)

מקורות לימוד חינמיים

- NASA Glenn: זווית דאייה (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/glide-angle/): טיסת דאייה.
- FAA Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge (https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/phak): פרק ביצועי מטוסים.
- NASA Glenn: יחס דחף למשקל (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/thrust-to-weight-ratio/): דחף, משקל וטיפוס.

צפו בהרצאה

Lecture 12: Aircraft Performance (https://ocw.mit.edu/courses/16-687-private-pilot-ground-school-january-iap-2019/resources/lecture-12-aircraft-performance/) (באנגלית)

MIT 16.687 Private Pilot Ground School (IAP 2019), MIT OpenCourseWare. רישיון: CC BY-NC-SA 4.0 (https://creativecommons.org/licenses/by-nc-sa/4.0/) · תנאי שימוש (https://ocw.mit.edu/pages/privacy-and-terms-of-use/). הקישור מיועד ללימוד חינמי בלבד; Saving Planets אינו קשור לאוניברסיטה זו ואינו נתמך על ידה.

☐ **סיימתי את היחידה הזו**

יציבות ושליטה

למה מטוס מתוכנן היטב חוזר מעצמו לטיסה יציבה, ואיך טייסים ומחשבים שולטים בו.

מטרות הלמידה

בסוף היחידה הזו תוכלו:

- לנקוב בשלושת הצירים, עלרוד, גלגול וסבסוב, ובמשטחי ההיגוי שלהם.
- להסביר יציבות סטטית ודינמית.
- לאתר את מרכז הכובד ואת הנקודה הניטרלית; לחשב שוליים סטטיים.
- להסביר למה זנב מייצב מטוס.

מושגי מפתח

- מטוס מסתובב סביב מרכז הכובד שלו: עלרוד (הגה גובה), גלגול (מאזנות), סבסוב (הגה כיוון).
- יציבות סטטית: אחרי הפרעה, המטוס נוטה בתחילה לחזור. יציבות דינמית: התנועה אכן דועכת עם הזמן.
- יציבות בעלרוד דורשת שמרכז הכובד יהיה לפני הנקודה הניטרלית. השוליים הסטטיים (x_np − x_cg)/c ≡ חייבים להיות חיוביים.
- זנב רחוק מאחורי ה-CG פועל כמו הנוצות של חץ: הפרעה שמרימה את האף מגדילה את העילוי של הזנב ודוחפת את האף חזרה למטה.
- יותר מדי יציבות הופכת מטוס לאיטי בתגובה ועולה בגרר איזון; כמה מטוסי קרב מודרניים מתוכננים לא יציבים ומוטסים על ידי מחשב.

משוואות מפתח

$$\mathrm{SM} = \frac{x_{np} - x_{cg}}{\bar{c}}$$

```
SM=_np-x_cg c
```

שוליים סטטיים

$$x_{cg} = \frac{\sum m_i x_i}{\sum m_i}$$

```
x_cg=( m_ix_i)/( m_i)
```

מרכז כובד

$$\frac{dC_m}{d\alpha} < 0$$

תנאי ליציבות בעלרוד

דוגמאות פתורות שלב אחר שלב

דוגמה 6.1 הנקודה הניטרלית נמצאת ב-40% מהמיתר הממוצע וה-CG ב-25%. מצאו את השוליים הסטטיים.

1. $SM = 0.40 - 0.25$.

תשובה: 0.15, כלומר 15%: יציב.

דוגמה 6.2 לדאון יש כנף של 50 g ב-$x = 10$ cm, זנב של 10 g ב-$x = 40$ cm ו-20 g משקולת אף ב-$x = 0$. מצאו את ה-CG.

1. $\Sigma mx = 50(10) + 10(40) + 20(0) = 900$ g·cm.
2. $\Sigma m = 80$ g.

תשובה: $x_{cg} = 11.25$ cm מהאף.

דוגמה 6.3 עבור הדאון מדוגמה 6.2 (מיתר ממוצע 8 cm), הנקודה הניטרלית נמצאת ב-13 cm. האם הוא יציב?

1. $SM = (13 - 11.25)/8$.

תשובה: $SM \approx 0.22$: יציב. הסירו את משקולת האף וה-CG זז אחורה לכיוון חוסר יציבות.

תרגילים

פתרו כל אחד קודם על נייר, ואז בדקו.

1. איזה משטח שולט בעלרוד?

   הגה הגובה, בזנב האופקי.

2. CG ב-30% מהמיתר, נקודה ניטרלית ב-28%. יציב?

   $SM = -0.02 < 0$: לא יציב סטטית.

3. בדוגמה 6.2, איזו משקולת אף m מציבה את ה-CG ב-12 cm?

   $900/(60 + m) = 12$ נותן $m = 15$ g.

4. למה מטוס נייר בלי משקולת באף מרים את האף ומזדקר?

   ה-CG שלו אחורי מדי, ליד הנקודה הניטרלית או מאחוריה.

תפיסות שגויות נפוצות

מיתוס: יציב סטטית פירושו שהתנודה דועכת.

בפועל: זו יציבות דינמית; יציבות סטטית היא הנטייה ההתחלתית.

מיתוס: יותר יציבות תמיד עדיף.

בפועל: יותר מדי מכבידה על ההיגוי ומבזבזת גרר איזון.

מיתוס: ה-CG יכול להיות בכל מקום כל עוד הכנף מייצרת עילוי.

בפועל: CG אחורי הופך את המטוס ללא יציב.

כרטיסיות

עלרוד / גלגול / סבסוב

הגה גובה / מאזנות / הגה כיוון.

יציבות סטטית

נטייה התחלתית לחזור.

יציבות דינמית

ההפרעה דועכת עם הזמן.

נקודה ניטרלית

מיקום ה-CG ליציבות ניטרלית בעלרוד.

שוליים סטטיים

(x_np − x_cg)/c.

איזון (Trim)

מאוזן, מומנט כולל אפס.

בוחן לבדיקה עצמית

1. המאזנות שולטות ב...

עלרוד

גלגול

סבסוב

דחף

גלגול. הן נוטות בכיוונים מנוגדים בכל כנף.

2. ליציבות בעלרוד ה-CG חייב להיות...

מאחורי הנקודה הניטרלית

לפני הנקודה הניטרלית

בזנב

בקצה הכנף

לפני הנקודה הניטרלית. שוליים סטטיים חיוביים.

3. שוליים סטטיים של 0.15 פירושם...

לא יציב

יציב

ניטרלי

בהזדקרות

יציב. שוליים חיוביים.

4. יציבות דינמית עוסקת ב...

הנטייה ההתחלתית

התנועה לאורך זמן

דחף המנוע

המשקל בלבד

התנועה לאורך זמן. האם התנודות דועכות.

לנסות שוב את הבוחן

איך זה עוזר להציל את כדור הארץ

שולי יציבות עולים בדלק: זנב רגיל בדרך כלל דוחף כלפי מטה כדי לאזן את המטוס, והכנף חייבת לייצר עילוי נוסף, עם גרר נוסף, כדי לשאת זאת. צמצום הקנס הזה הוא חלק מנתיב המטוס היעיל ש-NASA מתארת.

אותם רעיונות של איזון ושליטה שומרים על לווייני תצפית על כדור הארץ מכוונים ביציבות כדי שהמכשירים שלהם יוכלו למפות את כדור הארץ.

ב־Saving Planets: מדריך מסלולים

מקורות: NASA Glenn: סיבובי המטוס (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/aircraft-rotations/) · NASA: תעופה בת-קיימא (https://www.nasa.gov/aeronautics/sustainable-aviation/)

מקורות לימוד חינמיים

- NASA Glenn: סיבובי המטוס (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/aircraft-rotations/): עלרוד, גלגול וסבסוב.
- FAA Pilot’s Handbook of Aeronautical Knowledge (https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/phak): פרקים על יציבות ובקרי טיסה.

סיימתי את היחידה הזו

יסודות ההנעה

איך מדחפים, מנועי סילון ורקטות מייצרים דחף על ידי השלכת מסה לאחור, ולמה מנועי סילון גדולים ואיטיים יותר יעילים יותר.

מטרות הלמידה

בסוף היחידה הזו תוכלו:

- להשתמש במשוואת הדחף לפי תנע.
- לחשב נצילות הנעה.
- להשוות בין טורבו-סילון, טורבו-מניפה ומדחפים.
- להגדיר מתקף סגולי וצריכת דלק סגולית לדחף.

מושגי מפתח

- כל מנוע מייצר דחף על ידי האצת ספיקת מסה: F = ṁ(v_e − v$_0$) עבור מנוע נושם אוויר (בהזנחת מסת הדלק ואיברי הלחץ).
- נצילות הנעה (η_p = 2/(1 + v_e/v$_0$)): הזזת הרבה אוויר מעט יעילה יותר מהזזת מעט אוויר הרבה. לכן לטורבו-מניפות יש מניפות ענקיות.
- טורבו-סילון: כל האוויר עובר בליבה. טורבו-מניפה: רוב האוויר עוקף את הליבה דרך המניפה. טורבו-פרופ: מדחף המונע בטורבינת גז.
- המתקף הסגולי (I_sp = F/(ṁ_fuel g$_0$)) מודד דחף לכל ספיקת משקל של דלק, בשניות.

משוואות מפתח

$$F = \dot{m}(v_e - v_0)$$

```
F= m(v_e-v_0)
```

דחף של מנוע נושם אוויר

$$\eta_p = \frac{2}{1 + v_e/v_0}$$

```
_p=(2)/(1+v_e/v_0)
```

נצילות הנעה

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

```
I_sp=(F)/( m_fg_0)
```

מתקף סגולי

דוגמאות פתורות שלב אחר שלב

דוגמה 7.1 טורבו-מניפה מזיזה 500 kg/s אוויר מ-250 m/s ל-320 m/s. מצאו את הדחף ואת נצילות ההנעה.

1. $F = 500 \times 70 = 35{,}000$ N.
2. $\eta_p = 2/(1 + 320/250) = 2/2.28$.

תשובה: $F = 35$ kN, $\eta_p \approx 0.88$.

דוגמה 7.2 טורבו-סילון מייצר אותם 35 kN עם 100 kg/s אוויר ב-$v_0 = 250$ m/s. איזו מהירות פליטה הוא צריך, ומה ה-η_p?

1. $v_e = 250 + 35{,}000/100 = 600$ m/s.
2. $\eta_p = 2/(1 + 2.4)$.

תשובה: $v_e = 600$ m/s, $\eta_p \approx 0.59$: יעיל הרבה פחות.

דוגמה 7.3 מנוע מייצר 100 kN תוך שריפת 2.5 kg/s דלק. מצאו את ה-I_{sp} שלו.

1. $I_{sp} = 100{,}000/(2.5 \times 9.80665)$.

תשובה: 4079 s ≈. מנועים נושמי אוויר עדיפים על רקטות במדד הזה כי הם אינם נושאים את המחמצן שלהם.

תרגילים

פתרו כל אחד קודם על נייר, ואז בדקו.

1. מצאו את הדחף עבור $\dot{m} = 200$ kg/s, $v_0 = 200$ m/s, $v_e = 300$ m/s.

   20 kN.

2. מצאו את η_p כאשר $v_e = v_0$.

   1.0, אבל הדחף אפס: יש פשרה בין נצילות לדחף.

3. למה מטוסי נוסעים משתמשים בטורבו-מניפות עם יחס עקיפה גבוה?

   הן מזיזות מסה גדולה של אוויר לאט, מה שמעלה את נצילות ההנעה ומפחית צריכת דלק ורעש.

תפיסות שגויות נפוצות

מיתוס: מנועי סילון דוחפים את האוויר שמאחוריהם.

בפועל: הם מאיצים אוויר דרך המנוע; התגובה לכך היא הדחף.

מיתוס: פליטה מהירה יותר תמיד פירושה מנוע טוב יותר.

בפועל: לשם נצילות, מהירות הפליטה צריכה להיות קרובה למהירות הטיסה.

מיתוס: מתקף סגולי הוא מהירות.

בפועל: הוא נמדד בשניות; $I_{sp} \times g_0$ היא מהירות פליטה אפקטיבית.

כרטיסיות

דחף לפי תנע

$F = \dot{m}(v_e - v_0)$.

נצילות הנעה

$2/(1 + v_e/v_0)$.

טורבו-מניפה

מניפה ועוד ליבה; רוב האוויר עוקף.

יחס עקיפה

אוויר עוקף ÷ אוויר ליבה.

מתקף סגולי

$F/(\dot{m} g_0)$, בשניות.

TSFC

ספיקת דלק ליחידת דחף.

בוחן לבדיקה עצמית

1. דחף של מנוע נושם אוויר ≈

$\dot{m}v_0$

$\dot{m}(v_e - v_0)$

$\dot{m}v_e^2$

ρV^2

$\dot{m}(v_e - v_0)$. שינוי התנע בשנייה.

2. נצילות ההנעה מרבית כאשר v_e/v_0 הוא…

גדול

קרוב ל-1

אפס

שלילי

קרוב ל-$\eta_p = 2/(1 + v_e/v_0)$ .1.

3. בטורבו-מניפה עם יחס עקיפה גבוה, רוב האוויר…

עובר דרך תא הבעירה

עוקף את הליבה

מאוחסן

מחומם ל- 2000 K

עוקף את הליבה. זרם המניפה.

4. I_{sp} נמדד ב…

m/s

שניות

ניוטונים

kg

שניות. דחף לכל ספיקת משקל של חומר הנעה.

לנסות שוב את הבוחן

איך זה עוזר להציל את כדור הארץ

נצילות הנעה גבוהה יותר היא חיסכון ישיר בדלק וב-CO_2. כל קילוגרם של דלק סילוני שנשרף מייצר כ-3.16 kg של CO_2 (הפחמן שבדלק מתחבר עם חמצן מהאוויר; ראו יחידה 10), ולכן שיפורי נצילות מצטברים לאורך עשרות שנות השירות של מנוע.

דלק תעופה בר-קיימא, המיוצר מפסולת ומביומסה, מעורבב כך שיתאים לתכונות של דלק סילוני רגיל לצורך תפעול בטוח. NASA מציינת ש-SAF אינו משחרר CO_2 חדש לסביבה.

ב־Saving Planets: כימיה כללית I

מקורות: NASA: תעופה בת-קיימא (https://www.nasa.gov/aeronautics/sustainable-aviation/) · משרד האנרגיה האמריקאי (U.S. DOE): דלקי תעופה ברי-קיימא (https://www.energy.gov/eere/bioenergy/sustainable-aviation-fuels)

מקורות לימוד חינמיים

- NASA Glenn: יחס דחף למשקל (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/thrust-to-weight-ratio/): מנועים ודחף.
- NASA Glenn: מתקף סגולי (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/specific-impulse/): נצילות של רקטות ומנועי סילון.
- MIT OpenCourseWare 16.01–16.04: Unified Engineering (https://ocw.mit.edu/courses/16-01-unified-engineering-i-ii-iii-iv-fall-2005-sp-ring-2006/): הרצאות ההנעה של MIT.

סיימתי את היחידה הזו

רקטות ומשוואת הרקטה

למה כל כך קשה להגיע למסלול: משוואת הרקטה של ציולקובסקי, יחסי מסה ושלבים.

מטרות הלמידה

בסוף היחידה הזו תוכלו:

- השתמשו ב־Δv = I_sp g₀ ln(m₀/m_f).
- לחשב יחסי מסה נדרשים.
- להסביר למה חלוקה לשלבים עובדת.
- לחשב את יחס הדחף למשקל של רקטה.

מושגי מפתח

- רקטה נושאת את כל חומר ההנעה שלה, דלק ומחמצן. הדחף שלה הוא F = ṁv_e + (p_e − p_a)A_e.
- משוואת הרקטה האידיאלית: Δv = v_e ln(m₀/m_f), עם v_e = I_sp g₀. המהירות גדלה רק עם הלוגריתם של יחס המסה.
- הגעה למסלול נמוך סביב כדור הארץ דורשת בערך 9.4 km/s של Δv כשכוללים הפסדי כבידה וגרר, ולכן רוב המסה של משגר היא חומר הנעה.
- חלוקה לשלבים משליכה מכלים ומנועים ריקים כדי שהשלבים הבאים לא ישאו משקל מת.
- יחס הדחף למשקל חייב לעלות על 1 כדי להמריא.

משוואות מפתח

$$\Delta v = I_{sp}\, g_0 \ln \frac{m_0}{m_f}$$

```
Δ v=I_sp g_0(m_0)/(m_f)
```

משוואת הרקטה האידיאלית (ציולקובסקי)

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

```
F= m v_e+(p_e-p_a)A_e
```

דחף רקטה

$$\frac{m_0}{m_f} = e^{\Delta v / (I_{sp} g_0)}$$

```
(m_0)/(m_f)=e^Δ v/(I_spg_0)
```

יחס מסה נדרש

דוגמאות פתורות שלב אחר שלב

דוגמה 8.1 מנוע עם $I_{sp} = 450$ s פועל עד ש-$m_0/m_f = 5$. מצאו את Δv.

1. $v_e = 450 \times 9.80665 = 4{,}413$ m/s.
2. $\Delta v = 4{,}413 \times \ln 5$.

תשובה: $\approx 7{,}102$ m/s.

דוגמה 8.2 איזה יחס מסה צריך שלב יחיד כדי להגיע ל-9.4 km/s עם $I_{sp} = 300$ s? ועם 450 s?

1. $e^{(9{,}400/2{,}942)} = e^{3.195}$:300 s.
2. $e^{(9{,}400/4{,}413)} = e^{2.130}$:450 s.

תשובה: 24.4 ≈ לעומת 8.4 ≈: כ-96% לעומת 88% מהרקטה חייבים להיות חומר הנעה.

דוגמה 8.3 רקטה דו-שלבית: לכל שלב $I_{sp} = 300$ s ויחס מסה 4. מצאו את ה-Δv הכולל.

1. כל שלב: $2942 \times \ln 4 = 4078$ m/s.
2. חברו את השלבים.

תשובה: 8157 m/s ≈, פי שניים ממה שנותן שלב יחיד עם יחס מסה 4.

תרגילים

פתרו כל אחד קודם על נייר, ואז בדקו.

1. מצאו את Δv עבור $I_{sp} = 311$ s ו-$m_0/m_f = 3$.

   $311 \times 9.80665 \times \ln 3 \approx 3{,}351$ m/s.

2. לרקטה במסה 500000 kg יש דחף של 7.5 MN. מצאו את T/W בהמראה.

   $7.5 \times 10^6 / (500{,}000 \times 9.81) \approx 1.53$.

3. איזה I_{sp} נותן $\Delta v = 3000$ m/s עם יחס מסה 2?

   $3{,}000 / (9.80665 \times \ln 2) \approx 441$ s.

תפיסות שגויות נפוצות

מיתוס: רקטות דוחפות את האוויר.

בפועל: הן פועלות הכי טוב בריק; הן דוחפות את הפליטה של עצמן.

מיתוס: פי שניים חומר הנעה, פי שניים Δv.

בפועל: Δv גדל עם הלוגריתם של יחס המסה.

מיתוס: מסלול דורש רק 7.7 km/s של Δv.

בפועל: הפסדי כבידה וגרר מעלים את הסך לכ-9.4 km/s.

כרטיסיות

משוואת הטיל

$\Delta v = I_{sp}\, g_0 \ln(m_0/m_f)$.

יחס מסה

m_0/m_f.

חלוקה לשלבים

השלכת שלבים שהתרוקנו.

דחף למשקל

חייב לעלות על 1 בהמראה.

Δv למסלול נמוך (LEO)

9.4 km/s ≈ כולל הפסדים.

I_{sp}

שניות של דחף לכל משקל של חומר הנעה.

בוחן לבדיקה עצמית

1. Δv תלוי ביחס המסה דרך…

ריבוע

לוגריתם

שורש ריבועי

קו ישר

לוגריתם. $\ln(m_0/m_f)$.

2. חלוקה לשלבים עוזרת כי…

היא מעלה את ה-I_{sp}

היא משליכה מסה מתה

היא מוסיפה אוויר

היא מקטינה את הכבידה

היא משליכה מסה מתה. מכלים ריקים כבר לא צריכים האצה.

3. כדי להמריא, יחס הדחף למשקל חייב להיות…

< 1

> 1

= 0

בדיוק 1

1 <. הדחף חייב לעלות על המשקל.

4. מהירות הפליטה האפקטיבית עבור I_{sp} = 300 s היא בערך…

300 m/s

2,940 m/s

30 km/s

9.8 m/s

.2,940 m/s. $I_{sp} \times g_0$

לנסות שוב את הבוחן

איך זה עוזר להציל את כדור הארץ

כל לוויין לתצפית על כדור הארץ, מ-Landsat ועד המשימות שעוקבות אחר מפלס הים וגזי החממה, משוגר על רקטה שתוכננה בעזרת המשוואה הזו. לכן כל קילוגרם של מכשור יקר מפז, ולכן לוויינים נבנים קלים.

מחשבון ה-Delta-v שלנו מאפשר לכם להריץ את אותם חישובים למשימות אמיתיות.

ב־Saving Planets: מחשבון Landsat 9 · delta-v

מקורות: NASA Glenn: משוואת הרקטה האידיאלית (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/ideal-rocket-equation/) · NASA Glenn: משוואת הדחף של רקטה (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/rocket-thrust-equation/)

מקורות לימוד חינמיים

- NASA Glenn: משוואת הרקטה האידיאלית (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/ideal-rocket-equation/): פיתוח ושימוש.
- NASA Glenn: משוואת הדחף של רקטה (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/rocket-thrust-equation/): דחף לחץ ודחף תנע.
- NASA Glenn: מתקף סגולי (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/specific-impulse/): השוואת חומרי הנעה.

סיימתי את היחידה הזו

מסלולים ומשימות חלל

מסלולים מעגליים ואליפטיים, זמני מחזור, מסלול גאוסטציונרי ומעבר הוהמן, ואיך משימות תצפית על כדור הארץ בוחרות את המסלולים שלהן.

מטרות הלמידה

בסוף היחידה הזו תוכלו:

- לחשב מהירות וזמן מחזור במסלול מעגלי.
- למצוא את הרדיוס הגאוסטציונרי.
- לחשב Δv וזמן מעבר של מעבר הוהמן.
- לתאר מסלולים נפוצים סביב כדור הארץ ואת שימושיהם.

מושגי מפתח

- במסלול מעגלי הכבידה מספקת את הכוח הצנטריפטלי: v = √(μ/r), עם μ = GM.
- החוק השלישי של קפלר: T = 2π√(a³/μ). מסלולים גבוהים יותר איטיים יותר ואורכים יותר זמן.
- למסלול גאוסטציונרי יש זמן מחזור של יממה כוכבית אחת (86164 s), והוא נמצא מעל קו המשווה ברדיוס של כ-42164 km.
- מעבר הוהמן משתמש בשתי הפעלות מנוע לאורך אליפסה שמשיקה לשני המסלולים המעגליים; זהו המעבר היעיל ביותר בשתי הפעלות בין מסלולים מעגליים באותו מישור.
- מסלול נמוך סביב כדור הארץ (כ-400 km עבור תחנת החלל), מסלולים קוטביים סינכרוניים-לשמש לצילום, ומסלול גאוסטציונרי למזג אוויר משרתים כל אחד משימות שונות.

משוואות מפתח

$$v = \sqrt{\mu / r}$$

v=μ/r

מהירות במסלול מעגלי

$$T = 2\pi \sqrt{a^3 / \mu}$$

T=2π^3/μ

זמן מחזור מסלולי

$$v = \sqrt{\mu \left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right)}$$

v=μ(2r-1a)

משוואת vis-viva

$$\Delta v_1 = \sqrt{\frac{\mu}{r_1}}\left(\sqrt{\frac{2r_2}{r_1+r_2}} - 1\right)$$

```
Δ v_1=μr_1(2r_2r_1+r_2-1)
```

הפעלת הוהמן הראשונה

דוגמאות פתורות שלב אחר שלב

דוגמה 9.1 מצאו את המהירות וזמן המחזור של מסלול מעגלי בגובה 400 km.

1. r = 6,771 km.
2. v = √(3.986 × 10¹⁴/6.771 × 10⁶) = 7,673 m/s.
3. T = 2π√(r³/μ) = 5,545 s.

תשובה: 7.67 km/s ו-92.4 ≈ דקות.

דוגמה 9.2 למצוא את הרדיוס הגאוסטציונרי.

1. r = (μT²/4π²)^(1/3) עם T = 86164 s.

תשובה: 42164 km ≈ ממרכז כדור הארץ (כ-35786 km מעל קו המשווה).

דוגמה 9.3 מצאו את ה-Δv של הוהמן ממסלול מעגלי בגובה 300 km לרדיוס הגאוסטציונרי.

1. r_1 = 6,671 km, r_2 = 42,164 km.
2. Δv_1 = 2,428 m/s; Δv_2 = 1,468 m/s.
3. זמן המעבר = מחצית זמן המחזור של אליפסת המעבר.

תשובה: סך הכול 3.90 km/s ≈; המעבר 5.27 ≈ שעות (בלי שינוי מישור).

תרגילים

פתרו כל אחד קודם על נייר, ואז בדקו.

1. מצאו את v במסלול מעגלי ב-r = 7000 km.

   √(3.986 × 10¹⁴/7 × 10⁶) ≈ 7,546 m/s.

2. אם רדיוס המסלול גדל פי ארבעה, איך משתנה זמן המחזור?

   ארוך פי 8: T ∝ r^(3/2).

3. למה לווייני מזג אוויר רבים הם גאוסטציונריים?

הם נשארים מעל נקודה אחת ויכולים לצלם את אותו חצי כדור ברציפות.

תפיסות שגויות נפוצות

מיתוס: אסטרונאוטים מרחפים כי אין כבידה במסלול.

בפועל: בגובה 400 km הכבידה היא כ-89% מערכה על פני השטח; הם בנפילה חופשית.

מיתוס: כדי להשיג חללית שלפניכם, פשוט האיצו.

בפועל: האצה מעלה את המסלול שלכם ומקטינה את המהירות הזוויתית.

מיתוס: מסלולים גבוהים יותר דורשים מהירות גבוהה יותר.

בפועל: המהירות המעגלית יורדת עם הגובה, אם כי הגעה למסלולים גבוהים יותר דורשת יותר Δv כולל.

כרטיסיות

מהירות מעגלית

$\sqrt{(\mu/r)}$.

החוק השלישי של קפלר

$T = 2\pi\sqrt{(a^3/\mu)}$.

Vis-viva

$v^2 = \mu(2/r - 1/a)$.

מעבר הוהמן

מעבר אליפטי בשתי הפעלות.

GEO

זמן מחזור 1 = יממה כוכבית; $r \approx 42164$ km.

מסלול סינכרוני לשמש

מסלול כמעט קוטבי שעובר מעל כל מקום בערך באותה שעה מקומית.

בוחן לבדיקה עצמית

1. המהירות במסלול מעגלי היא…

$\sqrt{(\mu r)}$

$\sqrt{(\mu/r)}$

μ/r^2

$2\pi r$

√(μ/r). הכבידה מספקת את הכוח הצנטריפטלי.

2. בגובה 400 km חללית מקיפה את כדור הארץ בערך כל…

24 h

92 דקות

10 דקות

1 שבוע

92 דקות. 92.4 ≈ דקות.

3. מעבר הוהמן משתמש ב…

הפעלה אחת

שתי הפעלות

דחף רציף בלבד

בלימה אווירודינמית בלבד

שתי הפעלות. אחת בכל קצה של אליפסת המעבר.

4. רדיוס גאוסטציונרי ≈

6,771 km

42,164 km

384,400 km

20,000 km

42,164 km. החוק השלישי של קפלר עם יממה כוכבית אחת.

לנסות שוב את הבוחן

איך זה עוזר להציל את כדור הארץ

ניטור האקלים תלוי בבחירת המסלול. מסלולים סינכרוניים-לשמש מאפשרים ל-Landsat לצלם את אותו מקום בתאורה דומה, כך ששינויים ביערות, בגידולים ובקרח בולטים, בעוד שלווייני מזג אוויר גאוסטציונריים צופים ברציפות בהתפתחות סופות.

גם מסלולים דורשים זהירות: פסולת חלל מאיימת על המשימות האלה, ולכן חלליות מתוכננות יותר ויותר כך שיהיה אפשר לפנות אותן בסוף חייהן.

ב־Saving Planets: מדריך מסלולים · מחשבון מהירות מסלולית · מחשבון זמן מחזור מסלולי

מקורות: NASA JPL: Basics of Space Flight (https://science.nasa.gov/learn/basics-of-space-flight/) · גיליון הנתונים של NASA על כדור הארץ (באנגלית) (https://nssdc.gsfc.nasa.gov/planetary/factsheet/earthfact.html)

מקורות לימוד חינמיים

- NASA JPL: Basics of Space Flight (https://science.nasa.gov/learn/basics-of-space-flight/): המבוא החינמי של NASA JPL למסלולים ולמשימות.
- פיזיקה I, יחידה 7: כבידה ומסלולים: יחידת המסלולים שלנו.

סיימתי את היחידה הזו

תעופה וחלל בני-קיימא

לחבר הכול: הפיזיקה של הפחתת ההשפעה האקלימית של התעופה, ממטוסים יעילים ועד דלקים ברי-קיימא ומקורות אנרגיה חדשים, ושמירה על החלל שמיש.

מטרות הלמידה

בסוף היחידה הזו תוכלו:

- לחשב CO_2 מדלק שנשרף.
- להשתמש במשוואת בריגה כדי להשוות שיפורי יעילות.
- להסביר את התפקידים והמגבלות של דלק תעופה בר-קיימא, סוללות ומימן.
- לתאר קיימות בחלל: פסולת חלל ופינוי.

מושגי מפתח

- שריפת קילוגרם אחד של דלק סילוני מסוג קרוסין מייצרת כ-3.16 kg של CO_2, ערך שנקבע על ידי הכימיה. הדרכים היחידות להפחית אותו הן לשרוף פחות דלק או להשתמש בדלק שהפחמן שלו הגיע לאחרונה מהאוויר.
- ה-EPA מדווחת שכלי הטיס שחלה עליהם תקנת גזי החממה שלה אחראים ל-10% מפליטות גזי החממה של התחבורה בארה"ב ול-3% מהסך הכולל בארה"ב.
- שלושת הנתיבים של NASA: טכנולוגיית מטוסים יעילה, דלק תעופה בר-קיימא, ותפעול ותשתיות טובים יותר.
- הסוללות של היום אוגרות הרבה פחות אנרגיה לקילוגרם מדלק סילוני, ולכן מטוסים חשמליים מתאימים לטיסות קצרות וקטנות; מימן אוגר הרבה אנרגיה לקילוגרם אבל דורש מכלים גדולים.
- קיימות בחלל פירושה תכנון פינוי כך שמסלולים שימושיים יישארו פתוחים ללווייינים שמנטרים את כדור הארץ.

משוואות מפתח

$$m_{\mathrm{CO_2}} \approx 3.16\, m_{\mathrm{fuel}}$$

CO_2 משריפת דלק סילוני

$$\frac{\mathrm{fuel}_2}{\mathrm{fuel}_1} \approx \frac{(L/D)_1}{(L/D)_2}$$

הדלק משתנה ביחס הפוך ל-L/D (אותה נסיעה, שינויים מתונים)

דוגמאות פתורות שלב אחר שלב

דוגמה 10.1 מאיפה מגיע 3.16? מדלו דלק סילוני כ-$C_{12}H_{23}$ ומצאו את מספר ה-kg של CO_2 לכל kg דלק.

1. מסה מולרית: $12(12.011) + 23(1.008) = 167.3$ g/mol.
2. 12 מולקולות CO_2 לכל מולקולה: $12 \times 44.01 = 528.1$ g.
3. $528.1/167.3$.

תשובה: 3.16 kg ≈ של CO_2 לכל kg דלק.

דוגמה 10.2 NASA מעריכה 620 מיליון טונות דלק ב-2050 ברמת היעילות של היום. כמה CO_2 זה?

1. 3.16 × 620.

תשובה: 1959 ≈ מיליון טונות, בהתאמה ל"קרוב ל-2000 מגה-טון" של NASA.

דוגמה 10.3 טיסה שורפת 20 t דלק. כנף חדשה מעלה את L/D מ-17 ל-19. העריכו את הדלק וה-CO_2 שנחסכים.

1. דלק 17.9 t = 17/19 × 20 ≈.
2. דלק שנחסך 3.16 × ;2.1 t ≈.

תשובה: 2.1 t ≈ דלק ו-6.7 t ≈ של CO_2 לכל טיסה (הערכה מפושטת).

תרגילים

פתרו כל אחד קודם על נייר, ואז בדקו.

1. טיסה שורפת 5000 kg דלק. כמה CO_2?

   ≈ 15,800 kg.

2. אם המנועים נעשים חסכוניים יותר בדלק ב-15%, בכמה בערך יורדות פליטות ה-CO_2 לכל נסיעה?

   בכ-15%, כי ה-CO_2 פרופורציונלי לדלק שנשרף.

3. למה הסוללות של היום לא יכולות להניע מטוסי נוסעים לטווח ארוך?

   האנרגיה שלהן לקילוגרם נמוכה בהרבה מזו של דלק סילוני, והפשרה של בריגה הופכת משקל נוסף ליקר מאוד.

תפיסות שגויות נפוצות

מיתוס: דלק תעופה בר-קיימא אינו פולט CO_2 כשהוא נשרף.
בפועל: הוא פולט CO_2 כמו דלק סילוני; היתרון הוא שהפחמן שלו הגיע לאחרונה מהאוויר, ולכן הפליטות במחזור החיים נמוכות יותר.

מיתוס: מטוסים חשמליים יחליפו בקרוב את כל מטוסי הסילון.
בפועל: צפיפות האנרגיה של סוללות מגבילה אותם כרגע לטיסות קצרות וקטנות.

מיתוס: החלל גדול מכדי שיזוהם.

בפועל: פסולת במסלולים פופולריים היא סכנה אמיתית.

כרטיסיות

CO_2 לכל kg דלק

≈ 3.16 kg.

SAF

דלק תעופה בר-קיימא מפסולת ומביומסה.

שלושה נתיבים

מטוסים יעילים, SAF, תפעול.

צפיפות אנרגיה

אנרגיה לכל kg; סוללות ≪ דלק סילוני.

פסולת חלל

גופים שיצאו משימוש ומאיימים על מסלולים שימושיים.

פליטות במחזור החיים

כל הפליטות, מייצור הדלק ועד השימוש בו.

בוחן לבדיקה עצמית

1. שריפת 1 kg דלק סילוני מייצרת בערך…

1 kg CO_2

3.16 kg CO_2

0.3 kg CO_2

10 kg CO_2

3.16 kg CO_2. הפחמן שבדלק מתחבר עם חמצן מהאוויר.

2. שלושת הנתיבים של NASA לתעופה בת-קיימא הם…

מכלי דלק גדולים יותר

מטוסים יעילים, SAF, תפעול ותשתיות

רק לטוס נמוך יותר

רק טיפוסים איטיים יותר

מטוסים יעילים, SAF, תפעול ותשתיות. כפי ש-NASA מונה אותם.

3. אם L/D עולה ב-10%, הדלק לאותה נסיעה יורד בערך ב…

1%

9–10%

50%

0%

9–10%. דלק ∝ 1/(L/D).

4. איזה חלק מסך גזי החממה בארה"ב פולטים כלי הטיס האמריקאיים שחלה עליהם תקנת ה-EPA?

0.3%

3%

30%

50%

3%. EPA: 3% מהסך הלאומי.

לנסות שוב את הבוחן

איך זה עוזר להציל את כדור הארץ

היחידה הזו היא הקשר המלא של הקורס לכדור הארץ: כל משוואה מיחידות 3–7 היא מנוף על צריכת הדלק, וצריכת דלק היא CO_2. מהנדסים שיודעים להריץ את המספרים האלה מתכננים את המטוסים הנקיים יותר ש-NASA והתעשייה פועלות לקראתם.

ה-EPA מדווחת שכלי הטיס שחלה עליהם התקנה שלה מייצרים 10% מפליטות גזי החממה של התחבורה בארה"ב, ו-NASA מציינת שארה"ב התחייבה ב-2021 לאפס פליטות נטו של גזי חממה מתעופה עד 2050.

ב־Saving Planets: CO2M: מדידת CO_2 מהחלל · מחשבון delta-v

מקורות: NASA: תעופה בת-קיימא (https://www.nasa.gov/aeronautics/sustainable-aviation) · EPA: פליטות גזי חממה ממטוסים (https://www.epa.gov/regulations-emissions-vehicles-and-engines/regulations-greenhouse-gas-emissions-aircraft)

מקורות לימוד חינמיים

- NASA: תעופה בת-קיימא (https://www.nasa.gov/aeronautics/sustainable-aviation/): הסקירה והיעדים של NASA.
- EPA: פליטות גזי חממה ממטוסים (https://www.epa.gov/regulations-emissions-vehicles-and-engines/regulations-greenhouse-gas-emissions-aircraft): תקני פליטה ונתונים בארה"ב.
- משרד האנרגיה האמריקאי (U.S. DOE): דלקי תעופה ברי-קיימא (https://www.energy.gov/eere/bioenergy/sustainable-aviation-fuels): איך מייצרים SAF.

סיימתי את היחידה הזו

תרגילים

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

1. היסטוריה של התעופה ותהליך התכן
   3 תרגילים
2. האטמוספרה
   4 תרגילים
3. אווירודינמיקה בסיסית: עילוי וגרר
   4 תרגילים
4. פרופילי כנף וכנפיים
   4 תרגילים
5. ביצועי מטוסים
   4 תרגילים
6. יציבות ושליטה
   4 תרגילים
7. יסודות ההנעה
   3 תרגילים
8. רקטות ומשוואת הרקטה
   3 תרגילים
9. מסלולים ומשימות חלל
   3 תרגילים
10. תעופה וחלל בני-קיימא
    3 תרגילים

מעבדות

ארבע מעבדות מיישמות את הקורס: מנהרת רוח וירטואלית עם FoilSim של NASA, מחשבון למשוואת הרקטה, דאון שאתם מתכננים ומטיסים, וגיליון אלקטרוני של אטמוספרה ומהירות הזדקרות.

נתוני דוגמה מסומנים ככאלה. המדידות שלכם יהיו שונות, והסבר הסיבה הוא חלק מהמעבדה.

מקור בטיחות: FAA Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge (https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/phak)

מעבדה A: מנהרת רוח וירטואלית עם NASA FoilSim

שבוע 5

מטרה: למדוד את עקומת העילוי של פרופיל ב-FoilSim ולהשוות לתאוריית הפרופיל הדק.

$$c_l \approx 2\pi\alpha$$

תאוריית הפרופיל הדק (α ברדיאנים)

מהלך הניסוי

1. פתחו את FoilSim ובחרו פרופיל סימטרי (קמירות אפס) בעובי של כ-12%.
2. רשמו את מקדם העילוי ב-α = 0°, 2°, 4°, 6° ו-8°.
3. הוסיפו עמודה עם 2πα והשוו. אחר כך הוסיפו קמירות וחזרו על כך.
4. הגדילו את α עד ש-FoilSim מזהיר מהזדקרות; רשמו את הזווית.

טבלת נתונים

α (מעלות)	$c_l = 2\pi\alpha$ תאוריה
0	0.000
2	0.219
4	0.439
6	0.658
8	0.877

ערכי תאוריה מחושבים. הקריאות שלכם ב-FoilSim יהיו שונות במקצת; הסבירו למה (עובי, הנחות המודל).

חישוב לדוגמה

1. $2\pi \times (4\pi/180) = 0.439$.
2. שיפוע תאורטי: 0.110 למעלה. כנף סופית עם AR = 8 ו-e = 0.9 תראה רק כ-0.086 למעלה (יחידה 4).

בטיחות

- אין, מעבר לשימוש רגיל במחשב.

חלופה ביתית או וירטואלית

- רץ בדפדפן.

NASA Glenn: FoilSim (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/foilsim/)

הקשר לכדור הארץ: ניסויים במנהרת רוח, אמיתית ווירטואלית, הם הדרך שבה מתכננים מוצאים כנפיים עם גרר נמוך ששורפות פחות דלק. NASA: תעופה בת-קיימא (https://www.nasa.gov/aeronautics/sustainable-aviation/)

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

מעבדה B: מחשבון משוואת הרקטה

שבוע 11

מטרה: לבנות גיליון אלקטרוני שנותן Δv מתוך I_sp ויחס מסה, ולהשתמש בו לקביעת ממדי רקטה דו-שלבית.

$$\Delta v = I_{sp}\, g_0 \ln(m_0/m_f)$$

```
Δ v=I_sp g_0(m_0/m_f)
```

משוואת הרקטה האידיאלית

מהלך הניסוי

1. עמודות: I_{sp}, m_0, m_f, יחס מסה, Δv.
2. מלאו שורות עבור I_{sp} = 300 s ו-450 s ביחסי מסה 2, 4 ו-8.
3. הוסיפו גיליון דו-שלבי: Δv כולל = סכום השלבים. מצאו יחסי מסה לשלבים שמגיעים ל-9.4 km/s.
4. בדקו תוצאה אחת מול מחשבון ה-Delta-v שלנו.

טבלת נתונים

I_sp (s)	יחס מסה	Δv (m/s)
300	2	2,039
300	4	4,078
300	8	6,118
450	4	6,118
450	8	9,177

ערכים מחושבים (אידיאלי: בלי הפסדי כבידה או גרר).

חישוב לדוגמה

1. 300 × 9.80665 × ln 2 = 2,039 m/s.
2. כל הכפלה של יחס המסה מוסיפה אותם 2039 m/s ב-300 s: הלוגריתם בפעולה.
3. שני שלבים ב-300 s, לכל אחד יחס מסה 5, נותנים 9470 m/s = 4735 × 2, מעט מעל 9.4 km/s.

בטיחות

- אין, מעבר לשימוש רגיל במחשב. אל תבנו ואל תטיסו מנועי רקטה בלי השגחה מקצועית ואישור מקומי.

חלופה ביתית או וירטואלית

- גיליון אלקטרוני מספיק.

מחשבון ה-Delta-v של NASA Glenn · Saving Planets: משוואת הרקטה האידיאלית (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/ideal-rocket-equation/)

הקשר לכדור הארץ: כל קילוגרם שנחסך בלוויין אקלים מקטין את הרקטה הדרושה לשיגורו. NASA Glenn: משוואת הרקטה האידיאלית (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/ideal-rocket-equation/)

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

מעבדה C: לתכנן, לבנות ולהטיס דאון

שבוע 8

מטרה: לתכנן דאון מבריסטול או מקצף, לכוון את ה-CG שלו לשוליים סטטיים חיוביים, ואז למדוד את יחס הדאייה שלו.

$$L/D \approx \frac{\text{glide distance}}{\text{launch height}}$$

יחס דאייה מדאייה יציבה

מהלך הניסוי

1. שרטטו תכן: בחרו מוטה ומיתר ליחס ממדים בין 5 ל-8, זנב בשטח של כ-20% משטח הכנף, ומקל כגוף.
2. בנו אותו. מצאו את ה-CG על ידי איזון על אצבע; הוסיפו משקולת לאף עד שה-CG נמצא בכ-25% ממיתר הכנף מאחורי שפת ההתקפה שלה.
3. שגרו אותו בעדינות ובאופן אופקי מגובה מדוד באוויר שקט, לפחות חמש פעמים; רשמו כל מרחק.
4. חשבו את L/D. אחר כך הזיזו את ה-CG אחורה בצעדים קטנים ורשמו מה קורה.

טבלת נתונים

ניסיון	גובה (m)	מרחק (m)
1	2.0	9.6
2	2.0	10.4
3	2.0	10.0
ממוצע	2.0	10.0

נתוני דוגמה לתרגול, לא תוצאה מדודה.

חישוב לדוגמה

1. L/D ממוצע 5.0 = 10.0/2.0 ≈.
2. זווית דאייה $\arctan(1/5) \approx 11.3°$ =.
3. ממצא טיפוסי: כשה-CG אחורי מדי הדאון מרים אף ומזדקר (שוליים סטטיים שליליים); כשהוא קדמי מדי, הדאון צולל.

בטיחות

- חתכו בכיוון הרחק מהגוף; מבוגר צריך להפעיל כל סכין יפנית.
- הטיסו הרחק מפני אנשים, בשטח פתוח.

חלופה ביתית או וירטואלית

- בריסטול, סרט הדבקה ומטבע כמשקולת לאף עובדים טוב.

NASA Glenn: זווית דאייה (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/glide-angle/)

הקשר לכדור הארץ: דאונים מראים כמה רחוק אווירודינמיקה טובה לבדה יכולה להביא אתכם, בלי דלק בכלל.

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

מעבדה D: גיליון אלקטרוני של אטמוספרה ומהירות הזדקרות

שבוע 4

מטרה: לממש את מודל האטמוספרה של NASA ולראות איך הגובה משנה את הצפיפות, את מהירות הקול ואת מהירות ההזדקרות.

$$V_s = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{L,\max}}}$$

V_s=2Wρ SC_L,

מהירות הזדקרות (מהירות אוויר אמיתית)

מהלך הניסוי

1. ממשו את ההתאמות של NASA לטרופוספרה ולסטרטוספרה התחתונה מ-0 עד 12 km בצעדים של 1 km.
2. חשבו את ρ, a ו-V_s עבור W = 10791 N, S = 16.2 m², C_L,max = 1.6.
3. שרטטו את ρ/ρ₀ ואת V_s כפונקציה של הגובה.

טבלת נתונים

גובה (m)	ρ (kg/m³)	V_s (m/s)
0	1.227	26.1
5,000	0.738	33.6
10,000	0.414	44.8

מחושב מהמודל של NASA.

חישוב לדוגמה

1. At 5,000 m: √(2 × 10,791/(0.738 × 16.2 × 1.6)) = 33.6 m/s.
2. V_s גדל כמו 1/√ρ: בגובה 10 km הוא פי 1.72 מערכו בגובה פני הים.

בטיחות

- אין, מעבר לשימוש רגיל במחשב.

חלופה ביתית או וירטואלית

- גיליון אלקטרוני מספיק.

NASA Glenn: Earth atmosphere model (metric) (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/earth-atmosphere-equation-metric/)

הקשר לכדור הארץ: הפיזיקה של האטמוספרה התקנית עומדת גם בבסיס האופן שבו לוויינים מודדים את האוויר.

- [ ] **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. מצאו את ρ בגובה 5000 m בעזרת המודל של NASA.

   1. $T = -17.41\ °C;\ p = 54.11\ kPa$.
   2. $\rho = 54.11/(0.2869 \times 255.69)$.

   תשובה: $\approx 0.738\ kg/m^3$.

2. מטוס של $1100\ kg$ ($S = 16.2\ m^2$, $C_{L,max} = 1.6$): מצאו את מהירות ההזדקרות שלו בגובה 5000 m.

   1. $V_s = \sqrt{(2 \times 10{,}791/(0.738 \times 16.2 \times 1.6))}$.

   תשובה: $\approx 33.6\ m/s$.

3. מצאו את $(L/D)_{max}$ עבור $C_{D0} = 0.025,\ e = 0.8,\ AR = 7.5$.

   1. $K = 0.0531;\ (L/D)_{max} = 1/(2\sqrt{(C_{D0}\,K)})$.

   תשובה: ≈ 13.7.

4. דאון עם $L/D = 13.7$ מתחיל בגובה 1500 m. כמה רחוק הוא יכול לדאות?

   1. $13.7 \times 1{,}500$.

   תשובה: $\approx 20.6\ km$.

מערך תרגול מסכם (כל היחידות)

1. מצאו את השוליים הסטטיים עבור $\bar{x}_{np} = 0.40c$ ו־$\bar{x}_{cg} = 0.25c$.

   1. $0.40 - 0.25$.

   תשובה: 0.15 (יציב).

2. מנוע מאיץ $500\ kg/s$ של אוויר מ־250 ל־$320\ m/s$. מצאו את הדחף ואת η_p.

   1. $F = 500 \times 70;\ \eta_p = 2/(1 + 1.28)$.

   תשובה: $35\ kN;\ \approx 0.88$.

3. מצאו את Δv עבור $I_{sp} = 450$ s ויחס מסה 5.

   1. $\ln 5 \times 4{,}413$.

תשובה: ≈ 7,102 m/s.

4. מצאו את זמן המחזור של מסלול מעגלי בגובה 400 km.

   1. $T = 2\pi\sqrt{r^3/\mu}$ עם $r = 6.771 \times 10^6$ m.

תשובה: ≈ 92.4 דקות.

5. מצאו את Δv של הומן ממסלול בגובה 300 km לרדיוס הגיאוסטציונרי.

   1. $\Delta v_1 = 2{,}428$ m/s; $\Delta v_2 = 1{,}468$ m/s.

תשובה: ≈ 3.90 km/s.

6. טיסה שורפת 20 t דלק. כמה CO_2?

   1. 3.16×20.

תשובה: ≈ 63 t.

דף נוסחאות

$$L = W,\ T = D$$

$$T = 15.04 - 0.00649h,\ p = 101.29\left(\tfrac{T+273.1}{288.08}\right)^{5.256}$$

$$\rho = p/(RT),\ a = \sqrt{\gamma RT},\ M = V/a$$

$$L = \tfrac{1}{2}\rho V^2 S C_L,\ D = \tfrac{1}{2}\rho V^2 S C_D$$

$$V_s = \sqrt{2W/(\rho S C_{L,\max})}$$

$$Re = \rho V c/\mu$$

$$c_l = 2\pi\alpha$$

$$a = a_0/(1 + a_0/(\pi e AR))$$

$$C_D = C_{D0} + C_L^2/(\pi e AR)$$

$$(L/D)_{\max} = 1/(2\sqrt{C_{D0}K})$$

$$\tan\gamma = 1/(L/D)$$

$$R = (V/c)(L/D)\ln(W_i/W_f)$$

$$\mathrm{SM} = (x_{np} - x_{cg})/\bar{c}$$

$$F = \dot{m}(v_e - v_0),\ \eta_p = 2/(1 + v_e/v_0)$$

$$\Delta v = I_{sp} g_0 \ln(m_0/m_f)$$

$$v = \sqrt{\mu/r},\ T = 2\pi\sqrt{a^3/\mu}$$

$$v^2 = \mu(2/r - 1/a)$$

$$m_{CO_2} \approx 3.16\, m_{fuel}$$

קבועים

קבוע	ערך
כבידה תקנית g_0	9.80665 m/s²
צפיפות האוויר בגובה פני הים (מודל NASA)	1.23 kg/m³
לחץ בגובה פני הים (מודל NASA)	101.3 kPa
מהירות הקול בגובה פני הים (15 °C)	340 m/s
קבוע הגזים של האוויר R	287 J/(kg·K)
יחס החום הסגולי γ (אוויר)	1.4
GM של כדור הארץ	3.986 × 10¹⁴ m³/s²
הרדיוס הממוצע של כדור הארץ	6,371 km

מקור: NASA Glenn: Earth atmosphere model (metric) (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/earth-atmosphere-equation-metric/)

סימולטורים ומקורות

כלים ומקורות חינמיים לשימוש לצד הקורס.

- NASA Glenn: Beginner’s Guide to Aeronautics (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/): המקור החינמי של NASA לכל משוואה בקורס הזה, עם סימולטורים.
- NASA Glenn: FoilSim (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/foilsim/): מנהרת רוח וירטואלית לפרופילים (מעבדה A).
- MIT OpenCourseWare 16.00: Introduction to Aerospace Engineering and Design (https://ocw.mit.edu/courses/16-00-introduction-to-aerospace-engineering-and-design-spring-2003/): קורס התכן של שנה ראשונה ב-MIT.
- FAA Pilot’s Handbook of Aeronautical Knowledge (https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/phak): מדריך חינמי של FAA על אווירודינמיקה, ביצועים ויציבות.
- NASA JPL: Basics of Space Flight (https://science.nasa.gov/learn/basics-of-space-flight/): מבוא חינמי למסלולים ולמשימות.

מילון מונחים

זווית התקפה
הזווית בין קו המיתר לאוויר הנכנס.

יחס ממדים

המוטה בריבוע חלקי שטח הכנף.

משוואת הטווח של ברגה

טווח של מטוס סילון לפי מהירות, צריכת דלק, L/D ושבר המשקל.

קמירות

העקמומיות של קו האמצע של פרופיל.

מרכז כובד

הנקודה שבה פועל המשקל.

פולרת גרר

C_D כפונקציה של C_L.

לחץ דינמי

$\frac{1}{2}\rho V^2$.

מסלול גאוסטציונרי

מסלול משווני עם זמן מחזור של יום כוכבי אחד.

מעבר הוהמן

מעבר אליפטי בשתי הצתות בין מסלולים מעגליים.

גרר מושרה

גרר הנגרם מיצירת עילוי בכנף סופית.

מספר מאך

המהירות חלקי מהירות הקול המקומית.

נקודה ניטרלית

מיקום CG שנותן יציבות ניטרלית בעלרוד.

נצילות הנעה

החלק מהספק הסילון שהופך להספק דחף מועיל.

מספר ריינולדס

היחס בין השפעות האינרציה לצמיגות, $\rho V c/\mu$.

משוואת הטיל

$\Delta v = I_{sp}\, g_0 \ln(m_0/m_f)$.

מתקף סגולי

דחף לכל ספיקת משקל של הדלק הרקטי, בשניות.

הזדקרות

אובדן עילוי כשהזרימה ניתקת מהכנף.

אטמוספרה תקנית

מודל ממוצע של תכונות האוויר כפונקציה של הגובה.

שוליים סטטיים

המרחק מה-CG לנקודה הניטרלית ביחידות של מיתר ממוצע.

דלק תעופה בר-קיימא

דלק סילוני המיוצר מפסולת או מביומסה.

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	מנסח בעיות מתוך כוחות ודרישות, בודק יחידות וסדרי גודל, ומסביר פשרות.
3 · מיומן	פותר את תרגילי האימון עם טעויות מזדמנות.
2 · מתפתח	עוקב אחרי דוגמאות פתורות אך מתקשה לבחור את המשוואה הנכונה.
1 · מתחיל	מציב מספרים בלי לבדוק יחידות או הנחות; חזרו על היחידה.

שקלול מוצע אם רוצים ציון

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

שאפו לרמה 3 ומעלה בכל יחידה לפני שעוברים לקורס הבא.

קורסים קשורים

- חשבון אינפיניטסימלי 2 MATH 111
- שרטוט הנדסי / CAD ENGR 120
- כימיה כללית + 1 מעבדה CHEM 110 + CHEM 110L
- כל הקורסים