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 עוקב אחר קורס סמסטריאלי בשנה השלישית בביצועי מטוסים. הוא מבוסס על הנושאים והעומק של חלקי הביצועים ב־MIT 16.01–16.04 Unified Engineering וב־MIT 16.885J Aircraft Systems Engineering (בחינם ב־MIT OpenCourseWare), על קורסים כמו Purdue AAE 251 ו־Georgia Tech AE 3310, ועל FAA Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge, Chapter 11, שאליהם אנו מקשרים היכן שהם עוזרים. אף אחד מהמחברים, המוסדות או הגופים האלה אינו תומך בדף זה.

מה אנחנו מוסיפים: כל יחידה קשורה לעבודה אמיתית עם מקור ציבורי מצוטט (כנפיים בזרימה למינרית, כנפיים עם תמוכות, מנועים היברידיים, דלק תעופה בר־קיימא ואנרגיה בתחבורה), כל מספר בדף מחושב מחדש בסקריפט בדיקה לפני הפרסום, ולכל מעבדה יש סימולציה חינמית, גיליון אלקטרוני או גרסה ביתית בטוחה.

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

ביצועים הם המקום שבו תכנון המטוס פוגש את צריכת הדלק. כל אחוז של גרר שהוסר, כל קילוגרם שנחסך וכל פרופיל טיפוס או שיוט טוב יותר מופיעים ישירות במשוואת הטווח של ברגה, ומכאן בצריכת הדלק ובפליטות.

NASA מונה שלוש דרכים עיקריות להפוך את התעופה לבת־קיימא: טכנולוגיית מטוסים יעילה, דלק תעופה בר־קיימא, ותפעול ותשתיות. כל יחידה מסתיימת בפרק קצר עם מקורות. ערכים שאינם ממקור מסומנים כערכים לדוגמה.

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 320).

- 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

- אווירודינמיקה I: מקדמי עילוי וגרר, קוטבית הגרר וגרר מושרה.
- דינמיקה: חוקי ניוטון, עבודה ואנרגיה.
- חדו"א II: אינטגרלים ולוגריתמים טבעיים (לטווח ולמשך שהייה).
- תרמודינמיקה עוזרת במנועים ובאטמוספרה אך אינה נדרשת.

איך ללמוד

- התחילו כל בעיה בתרשים גוף חופשי: עילוי, משקל, דחף וגרר, וזווית מסלול הטיסה.
- רשמו קודם את האטמוספרה: גובה, צפיפות, טמפרטורה ומהירות הקול.
- שמרו משקל בניוטונים ומסה בקילוגרמים; רוב השגיאות בביצועים נובעות מערבוב ביניהם.
- דעו בעל פה את מהירויות המפתח: הזדקרות, גרר מינימלי, הספק מינימלי, טיפוס מיטבי וגישה.
- בדקו מקרי קצה: אפס דחף עודף פירושו אפס טיפוס; מטוסים כבדים יותר צריכים מסלול ארוך יותר, בערך לפי ריבוע המשקל.
- פתרו כל תרגיל על נייר לפני שאתם פותחים את התשובה, וחזרו על הבחנים כעבור כמה ימים.

מה צריך

- מחשב או טאבלט לסימולציות החינמיות NASA FoilSim ו־PhET Projectile Motion.
- תוכנת גיליון אלקטרוני למעבדות האטמוספרה, קוטבית הגרר, הטווח וההמראה.
- נייר מדפסת, סרגל או סרט מדידה, מהדקים ושעון עצר או טיימר בטלפון.
- חלל פנימי פתוח ובטוח או שטח חיצוני ללא רוח לטיסות דאונים.

לוח זמנים מוצע ל־15 שבועות

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

שבוע	יחידה	נושאים	קריאה
1	האטמוספרה התקנית, מהירויות אוויר וגובה צפיפות	אטמוספרה תקנית, מהירויות אוויר, גובה צפיפות; מעבדה A	FAA PHAK Ch. 11

שבוע	יחידה	נושאים	קריאה
2	הכוחות בטיסה וקוטבית הגרר	כוחות בטיסה וקוטבית הגרר; מעבדה C	NASA Glenn; MIT 16.01
3	דחף והספק נדרשים	דחף והספק נדרשים	MIT 16.01
4	ביצועי טיפוס	זווית טיפוס וקצב טיפוס	FAA PHAK Ch. 11
5	ביצועי טיפוס	הספק עודף סגולי, תקרות, זמן טיפוס	MIT 16.01
6	טיסת דאייה	טיסת דאייה; מעבדה B	NASA Glenn
7	טווח ומשך שהייה: משוואות בְּרֶגֶה	צריכת דלק ומשוואת הטווח של ברגה	MIT 16.885J
8	טווח ומשך שהייה: משוואות בְּרֶגֶה	משך שהייה, מטען–טווח; מעבדה D; תרגול לבחינת אמצע	MIT 16.885J
9	ביצועי המראה	מהירות הזדקרות, עילוי גבוה, ריצת קרקע	FAA Airplane Flying Handbook
10	ביצועי המראה	גובה צפיפות, רוח, מסלול מאוזן; מעבדה E	FAA PHAK Ch. 11
11	ביצועי נחיתה	מרחק גישה ונחיתה	FAA Airplane Flying Handbook
12	טיסה בפנייה ודיאגרמת n-V	פניות, מקדם עומס, רדיוס פנייה	FAA Airplane Flying Handbook
13	טיסה בפנייה ודיאגרמת n-V	מהירות תמרון ודיאגרמת n-V; מעבדה F	MIT 16.01
14	ביצועים של מטוסים חשמליים, היברידיים ומונעי דלק בר־קיימא	ביצועי מטוסים חשמליים והיברידיים	NASA HyTEC
15	ביצועים של מטוסים חשמליים, היברידיים ומונעי דלק בר־קיימא	דלק בר־קיימא, CO_2 ותמונת הביצועים המלאה; תרגול לבחינה הסופית	DOE SAF; NASA

ההתקדמות שלכם

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

יחידות

האטמוספרה התקנית, מהירויות אוויר וגובה צפיפות

מדוע הביצועים תלויים באוויר, האטמוספרה התקנית הבינלאומית (ISA), טמפרטורה, לחץ וצפיפות כפונקציה של הגובה, מהירות הקול ומספר מאך, מהירות אוויר מוצגת, מכוילת, שקולה ואמיתית, וגובה לחץ וגובה צפיפות.

מטרות הלמידה

בסוף היחידה הזו תוכלו:

- לחשב טמפרטורה, לחץ וצפיפות לפי ISA בטרופוספרה.
- למצוא את מהירות הקול ואת מספר מאך.
- להמיר בין מהירות אוויר שקולה לאמיתית.
- להסביר מדוע שדות תעופה חמים וגבוהים פוגעים בביצועים.

מושגי מפתח

- עילוי, גרר ודחף המנוע תלויים כולם בצפיפות האוויר, ולכן ביצועים תמיד מצוינים עבור אטמוספרה מוגדרת. ה־ISA היא ייחוס: 288.15 K, 101325 Pa ו־1.225 kg/m³ בגובה פני הים.
- בטרופוספרה (עד 11 km) הטמפרטורה יורדת ב־6.5 K לכל km: $T = T_0 - 0.0065h$. הידרוסטטיקה וחוק הגז האידיאלי נותנים $p/p_0 = (T/T_0)^{5.26}$ ו־$\rho/\rho_0 = (T/T_0)^{4.26}$. מעל 11 km הטמפרטורה קבועה ב־216.65 K והצפיפות יורדת מעריכית.
- מהירות הקול היא $a = \sqrt{\gamma RT}$; מספר מאך $M = V/a$. מכיוון ש־a תלויה רק בטמפרטורה, היא נמוכה יותר בגובה השיוט.
- מד מהירות אוויר חש בלחץ הדינמי $\tfrac{1}{2}\rho V^2$. מהירות אוויר שקולה $EAS = V\sqrt{\sigma}$, עם יחס הצפיפות $\sigma = \rho/\rho_0$; בגובה, מהירות האוויר האמיתית גבוהה מה־EAS.
- גובה לחץ הוא גובה ה־ISA המתאים ללחץ הנמדד; גובה צפיפות הוא גובה ה־ISA המתאים לצפיפות בפועל. גובה צפיפות גבוה (שדה גבוה, חם או לח) פירושו אוויר דליל יותר, כלומר פחות עילוי במהירות נתונה ופחות דחף: ההמראה מתארכת והטיפוס נחלש.

משוואות מפתח

$$T = T_0 - 0.0065h$$

`T=T_0-0.0065h`

טמפרטורה בטרופוספרה

$$\frac{\rho}{\rho_0} = \left(\frac{T}{T_0}\right)^{4.26}$$

`(ρ)/(ρ_0)=((T)/(T_0))^4.26`

צפיפות בטרופוספרה

$$a = \sqrt{\gamma RT},\ M = \frac{V}{a}$$

`a=γ RT,\ M=V/a`

$$V_E = V\sqrt{\sigma}$$

V_E=Vσ

מהירות אוויר שקולה

דוגמאות פתורות שלב אחר שלב

דוגמה 1.1 מצאו את הטמפרטורה, הלחץ והצפיפות לפי ISA בגובה 3000 m.

1. $T = 288.15 - 0.0065 \times 3000 = 268.65$ K.
2. $p = 101{,}325 \times (268.65/288.15)^{5.26} = 70.1$ kPa.
3. $\rho = 1.225 \times (268.65/288.15)^{4.26} = 0.909$ kg/m³.

תשובה: $T = 268.65$ K, $p = 70.1$ kPa, $\rho = 0.909$ kg/m³ ($\sigma = 0.742$).

דוגמה 1.2 מצאו את מהירות הקול בגובה פני הים ובגובה 11 km (216.65 K).

1. $a_0 = \sqrt{(1.4 \times 287 \times 288.15)}$.
2. $a = \sqrt{(1.4 \times 287 \times 216.65)}$.

תשובה: $a_0 = 340.3$ m/s; $a = 295.0$ m/s.

דוגמה 1.3 מצאו את הצפיפות והלחץ לפי ISA בגובה 11 km.

1. $T/T_0 = 216.65/288.15$.
2. $p = 101{,}325 \times (0.7519)^{5.26}$; $\rho = 1.225 \times (0.7519)^{4.26}$.

תשובה: $\rho = 0.364$ kg/m³ ו־$p = 22.6$ kPa: פחות משליש מהצפיפות בגובה פני הים.

תרגילים

פתרו כל אחד קודם על נייר, ואז בדקו.

1. מצאו את הצפיפות לפי ISA בגובה 5000 m.

   0.736 kg/m³.

2. איזה מספר מאך הוא 250 m/s בגובה פני הים?

.250/340.3 = 0.735

3. מצאו את המעריך 1 − g/(aR) עבור הצפיפות.

.9.81/(0.0065 × 287) − 1 = 4.26

4. שדה תעופה בגובה 1500 m ביום חם: האם גובה הצפיפות שלו מעל 1500 m או מתחת?

מעל: אוויר חם דליל יותר.

תפיסות שגויות נפוצות

מיתוס: מהירות האוויר האמיתית שווה למהירות המוצגת.

בפועל: רק בתנאים תקניים בגובה פני הים.

מיתוס: מהירות הקול תלויה בלחץ.

בפועל: בגז אידיאלי היא תלויה רק בטמפרטורה.

מיתוס: גובה הצפיפות הוא גובה השדה.

בפועל: הוא תלוי גם בטמפרטורה, בלחץ ובלחות.

כרטיסיות

ISA

.288.15 K, 101,325 Pa, 1.225 kg/m³

קצב הירידה בטמפרטורה

.0.0065 K/m

יחס צפיפות

.$\sigma = \rho/\rho_0$

מהירות הקול

.$\sqrt{(\gamma RT)}$

EAS

.$V\sqrt{\sigma}$

גובה צפיפות

גובה ISA המתאים לצפיפות בפועל.

בוחן לבדיקה עצמית

1. הצפיפות לפי ISA בגובה פני הים היא…

1.000 kg/m³

1.225 kg/m³

0.364 kg/m³

101.3 kg/m³

1.225 kg/m³. ערך תקני.

2. קצב ירידת הטמפרטורה בטרופוספרה הוא…

6.5 K/km

9.8 K/km

0

2 K/km

6.5 K/km. הגדרת ISA.

3. מהירות הקול תלויה ב…

לחץ

טמפרטורה

צפיפות בלבד

מהירות אוויר

טמפרטורה. a = √(γRT).

4. גובה צפיפות גבוה הופך את ההמראה ל…

קצרה יותר

ארוך יותר

ללא שינוי

בלתי אפשרי

ארוך יותר. פחות עילוי ודחף.

לנסות שוב את הבוחן

איך זה עוזר להציל את כדור הארץ

ה־EIA מדווחת שכ־29% מצריכת האנרגיה הכוללת בארה"ב ב־2025 הלכו להובלת אנשים וסחורות, שמוצרי נפט סיפקו כ־89% מאנרגיית התחבורה, ושדלק סילוני לבדו היווה 13% מצריכת האנרגיה בתחבורה.

ה־EIA מציינת גם שדלק סילוני מניע מטוסי סילון וחלק מהמסוקים, ושאפשר לערבב בו דלק ביולוגי. כל אחד מהגלונים האלה נשרף באטמוספרה שמודלה ביחידה זו; היכן שהמטוס טס באטמוספרה הזו קובע כמה הוא שורף.

ב־Saving Planets: אווירודינמיקה 1 · תצפית על כדור הארץ

מקורות: U.S. EIA: Use of energy for transportation (https://www.eia.gov/energyexplained/use-of-energy/transportation.php)

מקורות לימוד חינמיים

- FAA PHAK Chapter 11: Aircraft Performance (PDF) (https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/13_phak_ch11.pdf): פרק חינמי של ה־FAA על גובה צפיפות וביצועים.
- NASA Glenn: Dynamic pressure (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/dynamic-pressure/): דף חינמי של NASA.
- MIT OpenCourseWare 16.01–16.04 Unified Engineering (2005–2006) (https://ocw.mit.edu/courses/16-01-unified-engineering-i-ii-iii-iv-fall-2005-spring-2006/): רשימות MIT על האטמוספרה.
- FAA Pilot’s Handbook of Aeronautical Knowledge (FAA-H-8083-25C) (https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/phak): המדריך המלא של ה־FAA.

סיימתי את היחידה הזו

הכוחות בטיסה וקוטבית הגרר

ארבעת הכוחות, טיסה אופקית יציבה, מקדמי עילוי וגרר, גרר טפילי וגרר מושרה, קוטבית הגרר הפרבולית C_D = C_D0 + KC_L², יעילות אוסוולד ויחס ממדים, יחס עילוי לגרר מרבי, וגרר בשיוט.

מטרות הלמידה

בסוף היחידה הזו תוכלו:

- לכתוב את משוואות הטיסה האופקית היציבה.
- להשתמש בקוטבית הגרר הפרבולית.
- למצוא את (L/D)max ואת מקדם העילוי שבו הוא מתקבל.
- לחשב גרר בשיוט של מטוס נוסעים.

מושגי מפתח

- בטיסה אופקית יציבה העילוי שווה למשקל והדחף שווה לגרר: L = W = ½ρV²SC_L ו־T = D = ½ρV²SC_D.
- לגרר שני חלקים. הגרר הטפילי (בעילוי אפס) C_D0 נובע מחיכוך דופן ומגרר לחץ; הגרר המושרה KC_L² הוא מחיר יצירת העילוי, עם K = 1/(πeAR) עבור יחס ממדים AR ויעילות אוסוולד e.
- הקוטבית C_D = C_D0 + KC_L² קובעת כמעט כל מספר ביצועים בקורס הזה.
- יחס העילוי לגרר L/D = C_L/C_D הוא היעילות האווירודינמית של המטוס. הוא מרבי כשהגרר המושרה שווה לגרר הטפילי: C_L* = √(C_D0/K) ו־(L/D)max = 1/(2√(KC_D0)).
- ב־(L/D)max הגרר מינימלי למשקל נתון: D_min = W/(L/D)max. כנפיים ארוכות ודקות (AR גבוה) מקטינות את K, ולכן הן קיימות בדאונים ובמטוסי הנוסעים היעילים ביותר.

משוואות מפתח

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

L=W=12ρ V^2SC_L

עילוי בטיסה אופקית

$$C_D = C_{D0} + K C_L^2$$

C_D=C_D0+KC_L^2

קוטבית גרר פרבולית

$$K = \frac{1}{\pi e AR}$$

K=(1)/(π eAR)

מקדם הגרר המושרה

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{max} = \frac{1}{2\sqrt{KC_{D0}}}$$

(LD)_max=12_D0

יחס העילוי לגרר הטוב ביותר

דוגמאות פתורות שלב אחר שלב

דוגמה 2.1 למטוס הנוסעים לדוגמה m = 60000 kg, S = 120 m², C_D0 = 0.020 ו־K = 0.045. מצאו את W, את (L/D)max, את C_L* ואת הגרר המינימלי.

1. W = 60,000 × 9.81 = 588.6 kN.
2. (L/D)max = 1/(2√(0.045 × 0.020)) = 16.67.
3. C_L* = √(0.020/0.045) = 0.667.
4. D_min = 588600/16.67.

תשובה: (L/D)max = 16.67 ב־C_L = 0.667; D_min = 35.3 kN.

דוגמה 2.2 מטוס הנוסעים משייט בגובה 11 km (ρ = 0.364 kg/m³) ב־230 m/s. מצאו את q, C_L, C_D ואת הגרר.

1. q = ½ × 0.3636 × 230² = 9618 Pa.
2. C_L = 588,600/(9618 × 120) = 0.510.
3. C_D = 0.020 + 0.045 × 0.510² = 0.0317.
4. D = 9618 × 120 × 0.0317.

תשובה: D = 36.6 kN; L/D = 16.1, קרוב למרבי.

דוגמה 2.3 מהו מספר המאך בשיוט?

1. M = 230/295.0.

תשובה: M = 0.780.

תרגילים

פתרו כל אחד קודם על נייר, ואז בדקו.

1. מקטינים בחצי את C_D0 בלי לשנות את K. כיצד משתנה (L/D)max?

עולה פי √2: 23.6.

2. מצאו את K עבור AR = 9 ו־e = 0.8.

   1/(π × 0.8 × 9) = 0.0442.

3. ב־C_L*, איזה חלק מהגרר הוא מושרה?

   מחצית.

4. מצאו את L/D בשיוט שלמעלה.

   0.510/0.0317 = 16.1.

תפיסות שגויות נפוצות

מיתוס: הגרר תמיד גדל עם המהירות.
בפועל: הגרר המושרה קטן עם המהירות; לגרר הכולל יש מינימום.

מיתוס: כנפיים גדולות יותר תמיד פירושן פחות גרר.
בפועל: הן מוסיפות גרר טפילי.

מיתוס: L/D קבוע עבור מטוס.
בפועל: הוא תלוי ב־C_L, כלומר במהירות, במשקל ובגובה.

כרטיסיות

טיסה אופקית

L = W, T = D.

פולרת גרר

C_D0 + KC_L².

K

1/(πeAR).

C_L*

√(C_D0/K).

(L/D)max

1/(2√(KC_D0)).

D_min

W/(L/D)max.

בוחן לבדיקה עצמית

1. בטיסה אופקית יציבה…

L = W, T = D

L = T

D = W

L = 0

L = W, T = D. איזון כוחות.

2. מתקבל כאשר... (L/D)max

גרר מושרה = גרר טפילי

C_L = 0

C_L = C_Lmax

V מרבית

גרר מושרה = גרר טפילי. למזער את C_D/C_L.

3. הגדלת יחס הממדים...

מגדילה את K

מקטינה את K

מגדילה את C_D0

אינה משפיעה

מקטינה את K. K = 1/(πeAR).

4. D_min שווה ל...

W(L/D)max

W/(L/D)max

T_max

qS

.W/(L/D)max. D = W/(L/D)

לנסות שוב את הבוחן

איך זה עוזר להציל את כדור הארץ

NASA מתארת את הכנף עם התמוכות ככנף ארוכה ודקה עם תמוכות מבניות בעלות צורה אווירודינמית, שעשויה להפחית דלק ועלויות תפעול במטוסי נוסעים עתידיים. בדצמבר 2025 בחנו NASA ו־Boeing דגם חצי־מוטה של תפיסת Subsonic Ultra Green Aircraft Research (SUGAR) של Boeing במנהרת רוח גדולה בלחץ בפארנבורו, אנגליה.

כנף ארוכה ודקה היא כנף בעלת יחס ממדים גבוה: היא מקטינה את K בקוטבית הגרר ומגדילה את (L/D)max. התמוכות נושאות את העומסים שהיו הופכים כנף כזו לכבדה מדי בפני עצמה.

ב־Saving Planets: אווירודינמיקה 1 · חוזק חומרים

מקורות: NASA: NASA, Boeing Advance Truss-Braced Wing Research in Test (Apr. 29, 2026) (https://www.nasa.gov/image-article/nasa-boeing-advance-truss-braced-wing-research-in-test/)

מקורות לימוד חינמיים

- NASA Glenn: The drag equation (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/drag-equation/): דף חינמי של NASA.
- NASA Glenn: Induced drag coefficient (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/induced-drag-coefficient/): דף חינמי של NASA.
- NASA Glenn: Lift-to-drag ratio (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/lift-to-drag-ratio/): דף חינמי של NASA.
- MIT OpenCourseWare 16.100 Aerodynamics (Fall 2005) (https://ocw.mit.edu/courses/16-100-aerodynamics-fall-2005/): אווירודינמיקה ב-MIT.

סיימתי את היחידה הזו

דחף והספק נדרשים

דחף נדרש כפונקציה של המהירות, מהירות הגרר המינימלי, הספק נדרש ומהירות ההספק המינימלי, דחף והספק זמינים ממנועי סילון ומדחפים, מהירויות אופקיות מרבית ומינימלית, והשפעת הגובה והמשקל.

מטרות הלמידה

בסוף היחידה הזו תוכלו:

- לשרטט דחף והספק נדרשים כפונקציה של המהירות.
- למצוא את מהירויות הגרר המינימלי וההספק המינימלי.
- להסביר כיצד הגובה משנה את המהירויות האלה.
- למצוא את המהירות האופקית המרבית מהדחף הזמין.

מושגי מפתח

- הדחף הנדרש שווה לגרר: T_R = ½ρV²SC_D0 + 2KW²/(ρV²S). האיבר הראשון גדל כמו V², השני קטן כמו 1/V², ולכן ל־T_R יש מינימום.
- מהירות הגרר המינימלי היא V_md = √(2W/(ρS)) (K/C_D0)^¼. זו המהירות של (L/D)max.
- ההספק הנדרש הוא P_R = T_R V. הוא מינימלי ב־V_mp = V_md/3^¼ = 0.760 V_md, שם הגרר המושרה פי שלושה מהגרר הטפילי ו־L/D = 0.866(L/D)max.
- בגובה, באותו משקל, כל המהירויות משתנות כמו 1/√σ: המהירות האמיתית ל־L/D מיטבי עולה, אך הגרר אינו משתנה.
- דחף מנוע סילון קבוע בקירוב עם המהירות ויורד עם הצפיפות; הספק מדחף קבוע בקירוב, ולכן הדחף שלו יורד עם המהירות. המהירות האופקית המרבית היא היכן שהדחף (או ההספק) הזמין שווה לנדרש.

משוואות מפתח

$$T_R = \tfrac{1}{2}\rho V^2 S C_{D0} + \frac{2KW^2}{\rho V^2 S}$$

T_R=12ρ V^2SC_D0+(2KW^2)/(ρ V^2S)

דחף נדרש

$$V_{md} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S}}\left(\frac{K}{C_{D0}}\right)^{1/4}$$

V_md=(2W)/(ρ S)(_D0)^1/4

מהירות גרר מינימלי

$$V_{mp} = \frac{V_{md}}{3^{1/4}}$$

V_mp=_md3^1/4

$$P_R = T_R V$$

P_R=T_RV

הספק נדרש

דוגמאות פתורות שלב אחר שלב

דוגמה 3.1 מצאו את V_md של מטוס הנוסעים לדוגמה בגובה פני הים.

1. √(2 × 588,600/(1.225 × 120)) = 89.5 m/s.
2. (0.045/0.020)^¼ = 1.225.
3. V_md = 89.5 × 1.225.

תשובה: V_md = 109.6 m/s.

דוגמה 3.2 מצאו את V_md בגובה 11 km ואת יחס המהירויות.

1. יחס = √(1.225/0.3636) = 1.835.
2. V_md = 109.6 × 1.835.

תשובה: V_md = 201.2 m/s באותו גרר של 35.3 kN.

דוגמה 3.3 מצאו את V_mp בגובה פני הים ואת ההספק הנדרש ב־V_md.

1. V_mp = 109.6/1.316 = 83.3 m/s.
2. P_R(V_md) = 35,316 × 109.6.

תשובה: V_mp = 83.3 m/s; P_R ב־V_md = 3.87 MW.

תרגילים

פתרו כל אחד קודם על נייר, ואז בדקו.

1. מצאו את הגרר ב־V_mp.

   W/(0.866 × 16.67) = 40.8 kN.

2. מצאו את q ב־100 m/s בגובה פני הים.

½ × 1.225 × 100² = 6125 Pa.

3. אם המשקל עולה ב־21%, כיצד משתנה V_md?

פי √1.21 = 1.1.

4. מתחת ל־V_md, האם המטוס יציב במהירות?

לא: האטה מגדילה את הגרר (הצד האחורי של עקומת הגרר).

תפיסות שגויות נפוצות

מיתוס: גרר מינימלי והספק מינימלי מתקבלים באותה מהירות.

בפועל: V_mp איטית ב־24%.

מיתוס: טיסה גבוהה יותר מקטינה את הגרר ב־L/D המיטבי.

בפועל: הגרר זהה; רק המהירות גבוהה יותר.

מיתוס: דחף נדרש הוא אותו דבר כמו הספק נדרש.

בפועל: הספק = דחף × מהירות.

כרטיסיות

דחף נדרש

שווה לגרר.

V_md

המהירות של (L/D)max.

V_mp

0.760 V_md.

הספק נדרש

T_R V.

גובה

מהירויות ∝ 1/√σ.

הצד האחורי

מתחת ל־V_md הגרר עולה כשהמהירות יורדת.

בוחן לבדיקה עצמית

1. הדחף הנדרש מינימלי ב…

V_md

V_mp

V_stall

V_max

V_md. גרר מינימלי.

2. V_mp/V_md שווה ל…

0.760

1.316

1

0.5

.0.760. 3^(−¼)

3. בגובה, V_md (אמיתית) היא…

גבוהה יותר

נמוכה יותר

אותו דבר

אפס

גבוהה יותר. ∝ 1/√ρ.

4. דחף מדחף ככל שהמהירות עולה…

יורדת

עולה

קבוע

אפס

יורדת. הספק קבוע.

לנסות שוב את הבוחן

איך זה עוזר להציל את כדור הארץ

NASA מסבירה שבזמן טיסה נוצרת שכבת אוויר דקה, שכבת הגבול, סמוך מאוד לפני המטוס, ושברוב המטוסים היא הופכת לטורבולנטית ומגדילה את גרר החיכוך ואת צריכת הדלק. תכנון Crossflow Attenuated Natural Laminar Flow (CATNLF) של NASA נועד לשמור על זרימה למינרית בכנפיים משוכות גדולות.

מחקר חישובי של NASA בשנים 2014 עד 2017 העריך שכנף CATNLF במטוס גדול לטווח ארוך כמו Boeing 777 עשויה לחסוך עד 10% מהדלק בשנה. במונחי יחידה זו, זרימה למינרית מקטינה את C_D0, וכך מקטינה את הדחף וההספק הנדרשים בכל מהירות.

ב־Saving Planets: מכניקת זורמים · אווירודינמיקה 1

מקורות: NASA: NASA Tests Technology Offering Potential Fuel Savings for Commercial Aviation (Jan. 21, 2026) (https://www.nasa.gov/centers-and-facilities/armstrong/nasa-tests-technology-offering-potential-fuel-savings-for-commercial-aviation/)

מקורות לימוד חינמיים

- NASA Glenn: What is drag? (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/what-is-drag/): דף חינמי של NASA.
- NASA Glenn: Thrust-to-weight ratio (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/thrust-to-weight-ratio/): דף חינמי של NASA.
- MIT OpenCourseWare 16.01–16.04 Unified Engineering (2005–2006) (https://ocw.mit.edu/courses/16-01-unified-engineering-i-ii-iii-iv-fall-2005-spring-2006/): רשימות MIT על ביצועים.
- FAA PHAK Chapter 11: Aircraft Performance (PDF) (https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/13_phak_ch11.pdf): פרק FAA על עקומות דחף והספק.

סיימתי את היחידה הזו

ביצועי טיפוס

כוחות בטיפוס יציב, זווית טיפוס וקצב טיפוס, דחף עודף והספק עודף, מהירויות הזווית המיטבית והקצב המיטבי, הספק עודף סגולי, זמן טיפוס, ותקרה מוחלטת ותקרת שירות.

מטרות הלמידה

בסוף היחידה הזו תוכלו:

- לכתוב את איזון הכוחות בטיפוס יציב.
- לחשב קצב וזווית טיפוס.
- להבחין בין מהירות הזווית המיטבית למהירות הקצב המיטבי.
- להעריך זמן טיפוס ותקרות.

מושגי מפתח

- בטיפוס יציב בזווית מסלול γ: T − D − W sin γ = 0 ו־L = W cos γ. לכן sin γ = (T − D)/W: הדחף העודף קובע את זווית הטיפוס.
- קצב טיפוס RC = V sin γ = (T − D)V/W = (P_avail − P_req)/W: ההספק העודף קובע את קצב הטיפוס.
- מהירות הזווית המיטבית (V_x) ממקסמת את הדחף העודף ומשמשת לחציית מכשולים; מהירות הקצב המיטבי (V_y) ממקסמת את ההספק העודף ומגיעה לגובה הכי מהר.
- ההספק העודף הסגולי P_s = (T − D)V/W משלב טיפוס והאצה: זה הקצב שבו יכול לגדול גובה האנרגיה h + V²/(2g).
- ההספק העודף יורד עם הגובה. התקרה המוחלטת היא היכן ש־RC המרבי אפס; תקרת השירות היא היכן שהוא 0.5 m/s (100 ft/min).

משוואות מפתח

$$\sin\gamma = \frac{T - D}{W}$$

```
γ=(T-D)/(W)
```

זווית טיפוס

$$RC = \frac{(T - D)V}{W}$$

```
RC=((T-D)V)/(W)
```

קצב טיפוס

$$P_s = \frac{(T - D)V}{W}$$

```
P_s=((T-D)V)/(W)
```

הספק עודף סגולי

$$h_E = h + \frac{V^2}{2g}$$

h_E=h+(V^2)/(2g)

גובה אנרגיה

דוגמאות פתורות שלב אחר שלב

דוגמה 4.1 מטוס הנוסעים לדוגמה מטפס ב־130 m/s בגובה פני הים עם דחף של 120 kN. מצאו את C_L ואת הגרר.

1. q = ½ × 1.225 × 130² = 10,351 Pa.
2. C_L = 588,600/(10,351 × 120) = 0.474.
3. D = 10,351 × 120 × (0.020 + 0.045 × 0.474²) = 37.4 kN; C_L = 0.474 (בהנחה L ≈ W).

תשובה: D = 37.4 kN ;C_L = 0.474 (בהנחה L ≈ W).

דוגמה 4.2 מצאו את קצב הטיפוס ואת זווית הטיפוס.

1. RC = (120,000 − 37,394) × 130/588,600.
2. sin γ = 82606/588600.

תשובה: RC = 18.2 m/s (3590 ft/min); γ = 8.07°.

דוגמה 4.3 בממוצע של 10 m/s, כמה זמן נמשך טיפוס ל־10000 m?

1. t = 10,000/10 = 1000 s.

תשובה: t = 16.7 min.

תרגילים

פתרו כל אחד קודם על נייר, ואז בדקו.

1. המירו 18.2 m/s ל־ft/min.

   18.2 × 196.85 = 3590 ft/min.

2. איזו מהירות עוברת מכשול בצורה הטובה ביותר?

   V_x, זווית מיטבית.

3. מהו RC בתקרה המוחלטת?

אפס.

4. מדוע הטיפוס נחלש עם הגובה?

הדחף וההספק העודף יורדים עם הצפיפות.

תפיסות שגויות נפוצות

מיתוס: טיפוס נובע מעילוי עודף.

בפועל: הוא נובע מדחף או הספק עודפים; בטיפוס L > W.

מיתוס: V_x ו־V_y זהות.

בפועל: V_x איטית יותר.

מיתוס: קצב הטיפוס אינו תלוי במשקל.

בפועל: RC ∝ 1/W.

כרטיסיות

זווית טיפוס

sin γ = (T − D)/W.

קצב טיפוס

(T − D)V/W.

V_x

זווית מיטבית.

V_y

קצב מיטבי.

P_s

הספק עודף סגולי.

תקרות

מוחלטת: RC = 0; שירות: 0.5 m/s.

בוחן לבדיקה עצמית

1. זווית הטיפוס תלויה ב...

דחף עודף

עילוי עודף

שטח הכנף בלבד

מאך

דחף עודף. $\sin \gamma = (T - D)/W$.

2. קצב הטיפוס תלוי ב...

עודף הספק

גרר בלבד

C_{Lmax}

K בלבד

עודף הספק. $RC = \Delta P/W$.

3. RC בתקרת השירות הוא...

0

0.5 m/s

5 m/s

10 m/s

.0.5 m/s. 100 ft/min

4. בטיפוס יציב העילוי הוא...

$W \cos \gamma$

W

$W \sin \gamma$

T

$W \cos \gamma$. איזון ניצב.

לנסות שוב את הבוחן

איך זה עוזר להציל את כדור הארץ

דף התעופה בת־הקיימא של NASA מציין שצורך באנרגיה פחותה לטיסה פירושו שימוש בפחות דלק או, במטוסים חשמליים, בפחות חשמל שיש לייצר במקום אחר, מה שמפחית את הפליטות לאורך מחזור החיים במשך כל זמן השימוש במטוס.

הטיפוס הוא השלב הצורך הכי הרבה אנרגיה בטיסה קצרה. ההספק העודף הסגולי מראה מדוע: כל קילוגרם שנחסך וכל ניוטון גרר שהוסר מגדילים את קצב הטיפוס ומקצרים את שלב הדחף הגבוה.

ב־Saving Planets: דינמיקה · פתרונות

מקורות: NASA: Sustainable Aviation (https://www.nasa.gov/directorates/armd/sustainable-aviation/)

מקורות לימוד חינמיים

- FAA PHAK Chapter 11: Aircraft Performance (PDF) (https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/13_phak_ch11.pdf): פרק FAA על ביצועי טיפוס.
- FAA Airplane Flying Handbook (https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/airplane_handbook): מדריך FAA על טיפוסים.
- MIT OpenCourseWare 16.01–16.04 Unified Engineering (2005–2006) (https://ocw.mit.edu/courses/16-01-unified-engineering-i-ii-iii-iv-fall-2005-spring-2006/): רשימות MIT על טיפוס.
- NASA Glenn: Thrust-to-weight ratio (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/thrust-to-weight-ratio/): דף חינמי של NASA.

סיימתי את היחידה הזו

טיסת דאייה

כוחות בדאייה ללא מנוע, זווית דאייה ויחס דאייה, מרחק מגובה נתון, קצב שקיעה ושקיעה מינימלית, השפעת המשקל והרוח, ותכנון לכשל מנוע.

מטרות הלמידה

בסוף היחידה הזו תוכלו:

- לקשר בין זווית הדאייה ל־L/D.
- למצוא מרחק דאייה מגובה.
- לחשב קצב שקיעה.
- להסביר את השפעות המשקל והרוח.

מושגי מפתח

- בדאייה יציבה הדחף אפס: D = W sin γ ו־L = W cos γ, ולכן tan γ = D/L = 1/(L/D).
- מרחק הדאייה מגובה h הוא d = h(L/D). הדאייה השטוחה ביותר מתקבלת ב־(L/D)max, כלומר ב־V_md.
- קצב שקיעה V_s = V sin γ ≈ V/(L/D). שקיעה מינימלית מתקבלת במהירות ההספק המינימלי V_mp, הטובה ביותר להישאר באוויר הכי הרבה זמן.
- המשקל אינו משנה את יחס הדאייה המיטבי, רק את המהירות שבה הוא מתקבל (דאונים כבדים טסים מהר יותר באותה זווית). רוח נגדית מקצרת את המרחק מעל הקרקע; רוח גבית מאריכה אותו.
- NASA מציינת שהאחים רייט מדדו את ביצועי הדאונים שלהם בטיסה במקביל למדרון דיונה, כך שזווית הדאייה הייתה שווה לשיפוע הגבעה.

משוואות מפתח

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

γ=(1)/(L/D)

זווית דאייה

$$d = h\,(L/D)$$

d=h (L/D)

מרחק דאייה

$$V_s \approx \frac{V}{L/D}$$

קצב שקיעה

$$D = W \sin\gamma$$

דוגמאות פתורות שלב אחר שלב

דוגמה 5.1 מטוס הנוסעים לדוגמה מאבד את כל המנועים בגובה 10 km. כמה רחוק הוא יכול לדאות ב־(L/D)max = 16.67 באוויר שקט?

1. d = 10,000 × 16.67.

תשובה: d = 166.7 km.

דוגמה 5.2 דאון עם L/D = 40 נמצא בגובה 1000 m. מצאו את מרחק הדאייה ואת זוויתה.

1. d = 1000 × 40 = 40 km.
2. γ = arctan(1/40).

תשובה: 40 km ב־1.43°.

דוגמה 5.3 מצאו את קצב השקיעה של הדאון ב־30 m/s.

1. V_s = 30/40.

תשובה: 0.75 m/s.

תרגילים

פתרו כל אחד קודם על נייר, ואז בדקו.

1. מצאו את קצב השקיעה ב־25 m/s עם L/D = 35.

   25/35 = 0.714 m/s.

2. האם הוספת נטל מים משנה את יחס הדאייה המיטבי?

   לא, רק את מהירות הדאייה המיטבית.

3. דאייה לזמן הארוך ביותר או למרחק הגדול ביותר: איזו מהירות לכל אחד?

   V_mp לזמן, V_md למרחק.

4. זווית הדאייה עם L/D = 10?

arctan(0.1) = 5.71°.

תפיסות שגויות נפוצות

מיתוס: דאונים כבדים יותר דואים פחות רחוק.

בפועל: אותו מרחק באוויר שקט, רק מהר יותר.

מיתוס: הרימו את האף כדי להאריך דאייה.

בפועל: מתחת למהירות הדאייה המיטבית הדאייה נעשית תלולה יותר.

מיתוס: שקיעה מינימלית ודאייה מיטבית הן באותה מהירות.

בפועל: השקיעה המינימלית איטית יותר.

כרטיסיות

זווית דאייה

tan γ = 1/(L/D).

מרחק דאייה

h(L/D).

קצב שקיעה

V/(L/D).

דאייה מיטבית

At V_md.

שקיעה מינימלית

At V_mp.

משקל

משנה את המהירות, לא את היחס.

בוחן לבדיקה עצמית

1. tan γ בדאייה שווה ל…

L/D

D/L

W/L

T/W

D/L. איזון כוחות.

2. מרחק הדאייה המיטבי מתקבל ב...

(L/D)max

C_Lmax

V_max

V_mp

(L/D)max. הזווית השטוחה ביותר.

3. הזמן הארוך ביותר באוויר מתקבל ב...

V_mp

V_md

V_stall

V_max

V_mp. שקיעה מינימלית.

4. משקל נוסף משנה את...

יחס הדאייה המיטבי

מהירות הדאייה המיטבית

שניהם באותה מידה

כלום

מהירות הדאייה המיטבית. מהירות ∝ √W.

לנסות שוב את הבוחן

איך זה עוזר להציל את כדור הארץ

מדריך המתחילים של NASA מסביר שככל שזווית הדאייה קטנה יותר, המטוס יכול לטוס רחוק יותר לשינוי גובה נתון, ולכן זווית הדאייה היא מדד ליעילות הטיסה. האחים רייט השתמשו בדאונים בין 1900 ל־1902 כדי ללמוד אווירודינמיקה והטסה לפני הטיסה הממונעת.

יחס הדאייה הוא פשוט L/D, אותו מספר שקובע את צריכת הדלק בשיוט. מטוס שדואה היטב גם משייט על פחות דלק.

ב־Saving Planets: מבוא להנדסת אווירונאוטיקה וחלל · אווירודינמיקה 1

מקורות: NASA Glenn Beginner’s Guide: Glide angle (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/glide-angle/)

מקורות לימוד חינמיים

- NASA Glenn Beginner’s Guide: Glide angle (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/glide-angle/): דף חינמי של NASA.
- NASA Glenn: Lift-to-drag ratio (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/lift-to-drag-ratio/): דף חינמי של NASA.
- FAA Airplane Flying Handbook (https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/airplane_handbook): מדריך FAA על דאיות חירום.
- MIT OpenCourseWare 16.01–16.04 Unified Engineering (2005–2006) (https://ocw.mit.edu/courses/16-01-unified-engineering-i-ii-iii-iv-fall-2005-spring-2006/): רשימות MIT.

סיימתי את היחידה הזו

טווח ומשך שהייה: משוואות בְּרֶגֶה

צריכת דלק סגולית של מנועי סילון ומדחפים, שברי משקל דלק, משוואות ברגה לטווח ולמשך שהייה, מהירויות הטווח המיטבי ומשך השהייה המיטבי, שיוט־טיפוס, פשרות מטען–טווח ועתודות.

מטרות הלמידה

בסוף היחידה הזו תוכלו:

- להשתמש בצריכת דלק סגולית לדחף ולהספק.
- ליישם את משוואת הטווח של ברגה למטוסי סילון ומדחף.
- לחשב משך שהייה.
- לזהות אילו שינויי תכנון מאריכים את הטווח.

מושגי מפתח

- צריכת הדלק הסגולית לדחף c של מנוע סילון היא משקל הדלק הנשרף ליחידת דחף ליחידת זמן (1/s). הצריכה הסגולית להספק של מנוע בוכנה או טורבו־פרופ היא דלק ליחידת הספק ליחידת זמן.
- אינטגרציה של dW/dt = −cT עם T = W/(L/D) ב־V וב־L/D קבועים נותנת את טווח ברגה למטוסי סילון: R = (V/c)(L/D) ln(W_i/W_f).
- למטוסי מדחף, עם נצילות מדחף η וצריכה סגולית להספק c_p (1/m): R = (η/c_p)(L/D) ln(W_i/W_f). משך השהייה למטוסי סילון הוא E = (1/c)(L/D) ln(W_i/W_f).
- הטווח גדל עם שלוש קבוצות: יעילות המנוע (V/c או η/c_p), אווירודינמיקה (L/D) ומבנים (יחס המשקלים). לכן המשוואה מנחה כמעט כל שיפור במטוסים.
- מטוסי סילון טסים לטווח מיטבי מעט מהר יותר מ־V_md (ממקסמים V·L/D) ולמשך שהייה מיטבי ב־V_md. מטוסי מדחף טסים לטווח ב־V_md ולמשך שהייה ב־V_mp.

משוואות מפתח

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

```
R=V/cL/D(W_i)/(W_f)
```

טווח ברגה, סילון

$$R = \frac{\eta}{c_p}\frac{L}{D}\ln\frac{W_i}{W_f}$$

```
R=()/(c_p)L/D(W_i)/(W_f)
```

טווח ברגה, מדחף

$$E = \frac{1}{c}\frac{L}{D}\ln\frac{W_i}{W_f}$$

```
E=1/cL/D(W_i)/(W_f)
```

משך שהייה, סילון

$$c_p = \frac{\mathrm{SFC} \cdot g}{3.6 \times 10^{6}}$$

```
c_p=· g3.6×10^6
```

SFC מ־kg/kWh ל־1/m

דוגמאות פתורות שלב אחר שלב

דוגמה 6.1 מטוס סילון משייט ב־230 m/s עם c = 0.6 לשעה ו־L/D = 16, ושורף דלק השווה ל־25% ממשקלו ההתחלתי (W_f/W_i = 0.75). מצאו את הטווח.

1. c = 0.6/3600 = 1.667 × 10⁻⁴ s⁻¹.
2. ln(1/0.75) = 0.2877.
3. R = (230/1.667 × 10⁻⁴) × 16 × 0.2877.

תשובה: R = 6352 km.

דוגמה 6.2 מצאו את משך השהייה של אותו מטוס.

1. E = (1/1.667 × 10⁻⁴) × 16 × 0.2877 = 27,618 s.

תשובה: E = 7.67 h.

דוגמה 6.3 לטורבו־פרופ יש η = 0.8, SFC = 0.3 kg/kWh, L/D = 15 והוא שורף 15% ממשקלו (W_f/W_i = 0.85). מצאו את הטווח.

1. c_p = 0.3 × 9.81/3.6 × 10⁶ = 8.175 × 10⁻⁷ m⁻¹.
2. ln(1/0.85) = 0.1625.
3. R = (0.8/8.175 × 10⁻⁷) × 15 × 0.1625.

תשובה: R = 2386 km.

תרגילים

פתרו כל אחד קודם על נייר, ואז בדקו.

1. העלו את L/D מ־16 ל־18 בדוגמת הסילון. מהו הטווח החדש?

7146 km (12.5% יותר).

2. שרפו 30% מהמשקל במקום 25%. מהו הטווח?

7875 km :ln(1/0.7) = 0.3567.

3. איזה איבר משפרת כנף בזרימה למינרית?

L/D.

4. איזה איבר משפר מבנה קל יותר?

יחס המשקלים.

תפיסות שגויות נפוצות

מיתוס: הטווח פרופורציוני לדלק הנישא.

בפועל: הוא גדל עם הלוגריתם של יחס המשקלים.

מיתוס: טווח מיטבי ומשך שהייה מיטבי הם באותה מהירות.

בפועל: משך שהייה טסים לאט יותר.

מיתוס: ברגה מחייבת גובה קבוע.

בפועל: היא מניחה V ו־L/D קבועים, כלומר שיוט־טיפוס איטי.

כרטיסיות

TSFC

משקל דלק ליחידת דחף ליחידת זמן.

ברגה סילון

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

ברגה מדחף

(η/c_p)(L/D) ln(W_i/W_f).

משך שהייה באוויר

(1/c)(L/D) ln(W_i/W_f).

שלושה מנופים

מנוע, אווירודינמיקה, מבנים.

שיוט־טיפוס

V ו־L/D קבועים ככל שהדלק נשרף.

בוחן לבדיקה עצמית

1. טווח מטוס סילון פרופורציוני ל…

V(L/D)/c

c/V

L/D בלבד

W_f

V(L/D)/c. ברגה.

2. איבר המשקל במשוואת ברגה הוא...

W_i − W_f

ln(W_i/W_f)

W_i/W_f

W_f/W_i

ln(W_i/W_f). אינטגרציה של dW/W.

3. משך השהייה של מטוס סילון מיטבי ב...

V_md

V_mp

V_max

V_stall

V_md. גרר מינימלי = ספיקת דלק מינימלית.

4. טווח מטוס מדחף מיטבי ב...

V_md

V_mp

V_max

Mach 1

.V_md. (L/D)max

לנסות שוב את הבוחן

איך זה עוזר להציל את כדור הארץ

NASA ו־GE Aerospace בחנו בדצמבר 2025 מנוע סילון היברידי־חשמלי משולב, GE Passport מותאם, באתר Peebles Test Operation של GE Aerospace באוהיו. פרויקט Hybrid Thermally Efficient Core (HyTEC) של NASA שואף למנוע היברידי השורף עד 10% פחות דלק מהמנועים הטובים ביותר כיום.

במונחי ברגה, צריכת דלק נמוכה ב־10% פירושה c קטן יותר: אותה טיסה בפחות דלק, או טיסה ארוכה יותר באותו דלק. איבר המנוע, איבר האווירודינמיקה ואיבר המבנים נותנים כל אחד מנוף למהנדסים.

ב־Saving Planets: תרמודינמיקה · פתרונות

מקורות: NASA: NASA, GE Aerospace Hybrid Engine System Marks Successful Test (Jan. 26, 2026) (https://www.nasa.gov/aeronautics/hybrid-engine-tested/)

מקורות לימוד חינמיים

- MIT OpenCourseWare 16.01–16.04 Unified Engineering (2005–2006) (https://ocw.mit.edu/courses/16-01-unified-engineering-i-ii-iii-iv-fall-2005-spring-2006/): רשימות MIT על משוואת ברגה.
- MIT OpenCourseWare 16.885J Aircraft Systems Engineering (Fall 2005) (https://ocw.mit.edu/courses/16-885j-aircraft-systems-engineering-fall-2005/): מערכות מטוס ב־MIT.
- FAA PHAK Chapter 11: Aircraft Performance (PDF) (https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/13_phak_ch11.pdf): פרק FAA על טווח ומשך שהייה.
- NASA Glenn: Lift-to-drag ratio (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/lift-to-drag-ratio/): דף חינמי של NASA.

סיימתי את היחידה הזו

ביצועי המראה

מהירות הזדקרות ו־C_Lmax, התקני עילוי גבוה, ריצת ההמראה, מהירות הניתוק, השפעת המשקל, גובה הצפיפות, הרוח ושיפוע המסלול, הקטע האווירי מעל מכשול, ואורך מסלול מאוזן.

מטרות הלמידה

בסוף היחידה הזו תוכלו:

- למצוא את מהירויות ההזדקרות והניתוק.
- להעריך את ריצת ההמראה.
- להראות כיצד משקל וגובה צפיפות מאריכים את ההמראה.
- להסביר אורך מסלול מאוזן.

מושגי מפתח

- מהירות ההזדקרות היא מהירות הטיסה היציבה האיטית ביותר: V_s = √(2W/(ρSC_Lmax)). מדפים ו־slats מגדילים את C_Lmax להמראה ולנחיתה.
- מהירות הניתוק היא בדרך כלל V_LOF ≈ 1.2V_s, מה שנותן מרווח מעל ההזדקרות.
- כשהדחף גדול בהרבה מהגרר ומהחיכוך, ריצת הקרקע היא בערך s_g ≈ 1.44W²/(gρSC_LmaxT).
- לכן מרחק ההמראה גדל בערך כמו W², וכמו 1/ρ פעמיים במטוסי סילון (דרך V_s ודרך דחף נמוך יותר). רוח נגדית של 10 kt מקצרת את הריצה; רוח גבית מאריכה אותה מאוד.
- אורך מסלול מאוזן הוא האורך שבו, אם מנוע כושל במהירות ההחלטה V_1, עצירה והמשך דורשים אותו מרחק.

משוואות מפתח

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

V_s=2Wp SC_L,max

מהירות הזדקרות

$$V_{LOF} \approx 1.2 V_s$$

מהירות ניתוק

$$s_g \approx \frac{1.44 W^2}{g \rho S C_{L,max} T}$$

ריצת קרקע

$$\frac{s_2}{s_1} = \left(\frac{W_2}{W_1}\right)^2$$

(s_2)/(s_1)=((W_2)/(W_1))^2

השפעת המשקל

דוגמאות פתורות שלב אחר שלב

דוגמה 7.1 למטוס הנוסעים לדוגמה C_Lmax = 2.4 עם מדפי המראה בגובה פני הים. מצאו את V_s ואת V_LOF.

1. V_s = √(2 × 588,600/(1.225 × 120 × 2.4)).
2. V_LOF = 1.2 × 57.8.

תשובה: V_s = 57.8 m/s; V_LOF = 69.3 m/s.

דוגמה 7.2 העריכו את ריצת הקרקע עם דחף של 180 kN.

1. s_g = 1.44 × 588,600²/(9.81 × 1.225 × 120 × 2.4 × 180,000).

תשובה: s_g = 801 m.

דוגמה 7.3 חזרו על החישוב בשדה בגובה 1500 m (ISA ρ = 1.058 kg/m³), באותו דחף.

1. s_g = 801 × 1.225/1.058.

תשובה: s_g = 927 m, ארוכה פי 1.158 (ויותר עם אובדן הדחף בפועל).

תרגילים

פתרו כל אחד קודם על נייר, ואז בדקו.

1. המטוס מועמס ל־70000 kg. מהו יחס ריצות הקרקע?

   (70/60)² = 1.361.

2. מהו יחס מהירויות ההזדקרות ב־70000 kg?

   √(70/60) = 1.080.

3. מדוע מדפים מקצרים את ההמראה?

   C_Lmax גבוה יותר, V_s נמוכה יותר.

4. מהי V_1?

מהירות ההחלטה לביטול ההמראה או להמשכה.

תפיסות שגויות נפוצות

מיתוס: מרחק ההמראה פרופורציוני למשקל.

בפועל: קרוב יותר לריבוע המשקל.

מיתוס: יום חם משפיע רק על המנועים.

בפועל: הוא גם מקטין את העילוי במהירות נתונה.

מיתוס: הניתוק מתרחש במהירות ההזדקרות.

בפועל: במרווח מעל ההזדקרות, כ־$1.2V_s$.

כרטיסיות

מהירות הזדקרות

$\sqrt{(2W/(\rho SC_{Lmax}))}$.

V_LOF

$\approx 1.2V_s$.

ריצת קרקע

$1.44W^2/(g\rho SC_{Lmax}T)$.

השפעת המשקל

$\propto W^2$.

גובה צפיפות

ריצה ארוכה יותר.

V_1

מהירות החלטה.

בוחן לבדיקה עצמית

1. מהירות ההזדקרות משתנה כמו...

- $\sqrt{W}$
- W
- W^2
- $1/W$

.$V_s \propto \sqrt{W}/\sqrt{(\rho}$

2. ריצת הקרקע משתנה בערך כמו...

W

W^2

$\sqrt{W}$

1/W

.$s_g \propto W^2/(\rho T)$

3. מדפים מגדילים את...

C_{Lmax}

C_{D0} בלבד

מאך

K בלבד

C_{Lmax}. התקני עילוי גבוה.

4. אורך מסלול מאוזן משווה בין...

מרחקי העצירה וההמשך

V_1 ו־V_2

דחף וגרר

L ו־W

מרחקי העצירה וההמשך. הגדרה.

לנסות שוב את הבוחן

איך זה עוזר להציל את כדור הארץ

דגם הכנף עם התמוכות של NASA ו־Boeing כלל slats, מדפים ומשטחים נעים אחרים, כדי שהצוות יוכל לכוון אותו לתצורות של מהירות נמוכה ועילוי גבוה בהמראה ובנחיתה. NASA מציינת שמנהרת QinetiQ בלחץ משמשת לחיזוי התנהגות מטוסים בתנאי המראה ונחיתה.

כנף יעילה מאוד בשיוט עדיין צריכה לעמוד במספרי ההזדקרות והמסלול של יחידה זו, ולכן ביצועי העילוי הגבוה נבדקים מוקדם כמו גרר השיוט.

ב־Saving Planets: אווירודינמיקה 1 · סטטיקה

מקורות: NASA: NASA, Boeing Advance Truss-Braced Wing Research in Test (Apr. 29, 2026) (https://www.nasa.gov/image-article/nasa-boeing-advance-truss-braced-wing-research-in-test/)

מקורות לימוד חינמיים

- FAA Airplane Flying Handbook (https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/airplane_handbook): מדריך FAA על המראות.
- FAA PHAK Chapter 11: Aircraft Performance (PDF) (https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/13_phak_ch11.pdf): פרק FAA על טבלאות ביצועי המראה.
- FAA PHAK Chapter 10: Weight and Balance (PDF) (https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/12_phak_ch10.pdf): פרק FAA על משקל ואיזון.
- NASA Glenn: The lift equation (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/lift-equation/): דף חינמי של NASA.

סיימתי את היחידה הזו

ביצועי נחיתה

הגישה, ההישרה וריצת הקרקע, מהירות הגישה, בלימה, הפיכת דחף ומפריעי עילוי, מצב המסלול, הערכות מרחק נחיתה, והאנרגיה שיש לסלק.

מטרות הלמידה

בסוף היחידה הזו תוכלו:

- למצוא מהירות גישה ממהירות ההזדקרות.
- להעריך ריצת נחיתה מההאטה.
- להסביר מדוע מצב המסלול ומפריעי העילוי חשובים.
- לחשב את האנרגיה הקינטית בנגיעה.

מושגי מפתח

- לנחיתה שלושה קטעים: הגישה מעל מכשול בגובה 15 m (50 ft), ההישרה וריצת הקרקע.
- מהירות הגישה היא בדרך כלל V_app ≈ 1.3V_s בתצורת נחיתה.
- עם האטה ממוצעת a, ריצת הקרקע היא s = V²/(2a). בלמים, מפריעי עילוי (המבטלים את העילוי כדי שהגלגלים יוכלו לבלום) והפיכת דחף מגדילים כולם את a.
- מסלולים רטובים או קפואים מקטינים את החיכוך ועלולים להאריך מאוד את הריצה; טבלאות הביצועים נותנות תיקונים.
- את האנרגיה הקינטית בנגיעה ½mV² יש לספוג, בעיקר כחום בבלמים.

משוואות מפתח

$$V_{app} \approx 1.3 V_s$$

מהירות גישה

$$s = \frac{V^2}{2a}$$

```
s=(V^2)/(2a)
```

ריצת קרקע

$$E_k = \tfrac{1}{2} m V^2$$

```
E_k=12mV^2
```

אנרגיה קינטית

$$a = \mu g$$

```
a=μ g
```

דוגמאות פתורות שלב אחר שלב

דוגמה 8.1 עם מדפי נחיתה, C_Lmax = 2.8. מצאו את V_s ואת V_app של מטוס הנוסעים לדוגמה בגובה פני הים.

1. $V_s = \sqrt{(2 \times 588{,}600/(1.225 \times 120 \times 2.8))} = 53.5$ m/s.
2. $V_{app} = 1.3 \times 53.5$.

תשובה: $V_s = 53.5$ m/s; $V_{app} = 69.5$ m/s.

דוגמה 8.2 העריכו את ריצת הקרקע מ־69.5 m/s בהאטה ממוצעת של 0.4g.

1. $s = 69.5^2/(2 \times 0.4 \times 9.81)$.

תשובה: $s = 616$ m.

דוגמה 8.3 מצאו את האנרגיה הקינטית ב־69.5 m/s.

1. $E = \tfrac{1}{2} \times 60{,}000 \times 69.5^2$.

תשובה: $E = 145$ MJ.

תרגילים

פתרו כל אחד קודם על נייר, ואז בדקו.

1. מקטינים את ההאטה בחצי. מהי ריצת הקרקע החדשה?

   מוכפלת: 1232 m.

2. מדוע פותחים מפריעי עילוי בנגיעה?

   הם מבטלים את העילוי כדי שהבלמים יפעלו.

3. גישה מהירה ב־10%: מה השינוי בריצה?

   $1.1^2 = 1.21$, ארוכה ב־21%.

4. מהו גובה מכשול הגישה?

   15 m (50 ft).

תפיסות שגויות נפוצות

מיתוס: מרחק הנחיתה הוא רק ריצת הקרקע.

בפועל: הוא כולל את הגישה ואת ההישרה.

מיתוס: כמה קשרים מעל לא משנים.

בפועל: הריצה גדלה כמו V^2.

מיתוס: הבלמים פועלים במלואם ברגע הנגיעה.

בפועל: לא לפני שהעילוי מבוטל.

כרטיסיות

V_app

$\approx 1.3V_s$.

ריצת קרקע

$V^2/(2a)$.

מפריעי עילוי

ביטול עילוי.

הפיכת דחף

האטה נוספת.

מסלול רטוב

ריצה ארוכה יותר.

אנרגיית בלימה

$\frac{1}{2}mV^2$.

בוחן לבדיקה עצמית

1. V_app היא בערך…

- $1.3V_s$
- V_s
- $2V_s$
- $0.8V_s$

$1.3V_s$. מרווח מעל ההזדקרות.

2. ריצת הקרקע עם האטה a היא…

V²/(2a)

Va

V/a

2aV

V²/(2a). קינמטיקה.

3. מפריעי עילוי מסייעים לבלימה על ידי…

ביטול עילוי

הוספת דחף

הגדלת C_Lmax

קירור הבלמים

ביטול עילוי. יותר משקל על הגלגלים.

4. גישה מהירה ב־10% מאריכה את הריצה ב…

10%

21%

5%

0%

.21%. V²

לנסות שוב את הבוחן

איך זה עוזר להציל את כדור הארץ

NASA מונה תפעול ותשתיות כאחת משלוש הדרכים העיקריות לתעופה בת־קיימא: שימוש בפחות אנרגיה על הקרקע או בבחירת מסלול הטיסה מפחית את הדלק הנשרף וחוסך כסף.

גישה ונחיתה הן חלק מכך. הנמכה רציפה מתוכננת היטב ונחיתה במהירות הנכונה צורכות פחות דלק ופחות אנרגיית בלימה מגישה חפוזה ומהירה.

ב־Saving Planets: דינמיקה · פתרונות

מקורות: NASA: Sustainable Aviation (https://www.nasa.gov/directorates/armd/sustainable-aviation/)

מקורות לימוד חינמיים

- FAA Airplane Flying Handbook (https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/airplane_handbook): מדריך FAA על גישות ונחיתות.
- FAA PHAK Chapter 11: Aircraft Performance (PDF) (https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/13_phak_ch11.pdf): פרק FAA על טבלאות ביצועי נחיתה.
- MIT OpenCourseWare 16.01–16.04 Unified Engineering (2005–2006) (https://ocw.mit.edu/courses/16-01-unified-engineering-i-ii-iii-iv-fall-2005-spring-2006/): רשימות MIT.
- PhET: Projectile Motion (https://phet.colorado.edu/en/simulations/projectile-motion): קינמטיקה באופן אינטראקטיבי.

סיימתי את היחידה הזו

טיסה בפנייה ודיאגרמת V-n

פניות מתואמות אופקיות, זווית הטיה ומקדם עומס, רדיוס פנייה וקצב פנייה, מהירות הזדקרות בפנייה, מהירות תמרון, דיאגרמת V-n עם מקדמי עומס גבוליים ועומסי משבים, ומשיכות למעלה.

מטרות הלמידה

בסוף היחידה הזו תוכלו:

- לקשר בין זווית ההטיה למקדם העומס.
- לחשב רדיוס וקצב פנייה.
- למצוא מהירות הזדקרות בפנייה ומהירות תמרון.
- לקרוא דיאגרמת V-n.

מושגי מפתח

- בפנייה מתואמת אופקית העילוי נוטה עם זווית ההטיה φ: L cos φ = W ו־L sin φ = mV²/R. מקדם העומס n = L/W = 1/cos φ.
- רדיוס פנייה R = V²/(g tan φ) = V²/(g√(n² − 1)); קצב פנייה ω = V/R.
- מהירות ההזדקרות עולה עם מקדם העומס: V_s,turn = V_s√n. בהטיה של 60° ומהירות ההזדקרות גבוהה ב־41% עם n = 2.
- מהירות התמרון V_A = V_s√n_limit היא המהירות שבה הסטה מלאה של ההגאים מביאה להזדקרות הכנף לפני שמגיעים לעומס הגבולי.
- דיאגרמת V-n מציגה את מקדם העומס המותר כפונקציה של המהירות: עקומות ההזדקרות תוחמות משמאל, מקדמי העומס הגבוליים מלמעלה ומלמטה, ומהירות הצלילה מימין. קווי המשבים מוסיפים את העומסים מטורבולנציה.

משוואות מפתח

$$n = \frac{1}{\cos\phi}$$

מקדם עומס בפנייה אופקית

$$R = \frac{V^2}{g\tan\phi}$$

```
R=(V^2)/(g)
```

רדיוס פנייה

$$\omega = \frac{V}{R}$$

קצב פנייה

$$V_{s,n} = V_s\sqrt{n}$$

V_s,n=V_s n

מהירות הזדקרות תחת עומס

דוגמאות פתורות שלב אחר שלב

דוגמה 9.1 מצאו את n, רדיוס הפנייה וקצב הפנייה ב־100 m/s בהטיה של 30°, 45° ו־60°.

1. n = 1/cos φ = 1.155, 1.414, 2.00.
2. R = 100²/(9.81 tan φ) = 1766 m, 1019 m, 589 m.
3. ω = V/R.

תשובה: קצבי פנייה 3.25°/s, 5.62°/s ו־9.74°/s.

דוגמה 9.2 בכמה עולה מהירות ההזדקרות בהטיה של 30°, 45° ו־60°?

1. √n = 1.075, 1.189, 1.414.

תשובה: 7.5%, 18.9% ו־41.4%.

דוגמה 9.3 למטוס קל V_s = 50 m/s ו־n_limit = 2.5. מצאו את V_A.

1. V_A = 50 × √2.5.

תשובה: V_A = 79.1 m/s.

תרגילים

פתרו כל אחד קודם על נייר, ואז בדקו.

1. מצאו את רדיוס הפנייה ב־60 m/s ובהטיה של 30°.

   60²/(9.81 × tan 30°) = 636 m.

2. זווית הטיה עבור n = 2?

   60°.

3. מדוע מטוסי נוסעים משתמשים בהטיה של כ־25–30°?

   מקדם עומס נוח ועלייה קטנה במהירות ההזדקרות.

4. מה תוחם את הצד השמאלי של דיאגרמת V-n?

עקומת ההזדקרות $n = (V/V_s)^2$.

תפיסות שגויות נפוצות

מיתוס: הטיה חדה יותר נותנת פנייה הדוקה יותר בלי מחיר.

בפועל: היא מגדילה את מקדם העומס ואת מהירות ההזדקרות.

מיתוס: מהירות התמרון היא מהירות שיוט מרבית.

בפועל: היא מגינה מפני הסטות מלאות של ההגאים.

מיתוס: מקדם העומס תלוי רק במהירות.

בפועל: בפנייה אופקית הוא תלוי בזווית ההטיה.

כרטיסיות

מקדם עומס

$n = L/W = 1/\cos\varphi$.

רדיוס פנייה

$V^2/(g\tan\varphi)$.

קצב פנייה

V/R.

הזדקרות בפנייה

$V_s\sqrt{n}$.

V_A

$V_s\sqrt{n_{limit}}$.

דיאגרמת n-V

מעטפת טיסה.

בוחן לבדיקה עצמית

1. מקדם העומס בהטיה של 60° הוא…

1.15

1.41

2

3

2. $1/\cos 60°$.

2. רדיוס הפנייה הוא…

$V^2/(g \tan \varphi)$

gV

V/g

$V \tan \varphi$

$V^2/(g \tan \varphi)$. איזון צנטריפטלי.

3. מהירות ההזדקרות בפנייה היא…

$V_s\sqrt{n}$

$V_s\, n$

V_s/n

V_s

$V_s\sqrt{n}$. נדרש יותר עילוי.

4. דיאגרמת V-n מציגה…

עומסים מותרים כפונקציה של מהירות

גרר כפונקציה של מהירות

טווח כפונקציה של דלק

גובה כפונקציה של זמן

עומסים מותרים כפונקציה של מהירות. מעטפת טיסה.

לנסות שוב את הבוחן

איך זה עוזר להציל את כדור הארץ

בניסויי הטיסה של CATNLF ב־2026 הרכיבה NASA אנכית דגם כנף מוקטן באורך של כ־3 רגל (40 אינץ׳) מתחת למטוס המחקר F-15B. הטיסה הראשונה, ב־29 בינואר 2026, נמשכה 75 דקות ואישרה שהמטוס יכול לתמרן בבטחה עם פריט הניסוי המחובר.

NASA מציינת שהטיסה הראשונה התמקדה בהרחבת המעטפת, עם פניות, החזקות יציבות ושינויי עלרוד עדינים בין כ־20000 לכמעט 34000 רגל, ושהייתה הראשונה מתוך עד 15 טיסות מתוכננות. הרחבת מעטפת צעד אחר צעד היא דיאגרמת V-n של יחידה זו בפועל.

ב־Saving Planets: דינמיקה · חוזק חומרים

מקורות: NASA: NASA Completes First Flight of Laminar Flow Scaled Wing Design (Feb. 11, 2026) (https://www.nasa.gov/image-article/nasa-completes-first-flight-of-laminar-flow-scaled-wing-design/)

מקורות לימוד חינמיים

- FAA Airplane Flying Handbook (https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/airplane_handbook): מדריך FAA על פניות ותמרונים.
- FAA PHAK Chapter 11: Aircraft Performance (PDF) (https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/13_phak_ch11.pdf): פרק FAA על מקדמי עומס.
- MIT OpenCourseWare 16.01–16.04 Unified Engineering (2005–2006) (https://ocw.mit.edu/courses/16-01-unified-engineering-i-ii-iii-iv-fall-2005-spring-2006/): רשימות MIT.
- MIT OpenCourseWare 16.885J Aircraft Systems Engineering (Fall 2005) (https://ocw.mit.edu/courses/16-885j-aircraft-systems-engineering-fall-2005/): מערכות מטוס ב־MIT.

סיימתי את היחידה הזו

ביצועים של מטוסים חשמליים, היברידיים ומונעי דלק בר־קיימא

טווח של מטוסים חשמליים מונעי סוללות, מדוע המשקל אינו יורד כשהסוללות מתרוקנות, אנרגיה סגולית של סוללות לעומת דלק סילוני, מנועים היברידיים־חשמליים, דלק תעופה בר־קיימא, CO_2 משריפת דלק, וחיבור כל מנופי הביצועים יחד.

מטרות הלמידה

בסוף היחידה הזו תוכלו:

- לגזור את משוואת הטווח למטוס חשמלי מונע סוללות.
- להשוות את האנרגיה הסגולית של סוללות ושל דלק סילוני.
- לחשב CO_2 מדלק שנשרף.
- לדרג טכנולוגיות לפי איבר ברגה שהן משפרות.

מושגי מפתח

- מטוס חשמלי מונע סוללות אינו נעשה קל יותר בטיסה, ולכן אין לוגריתם: $R = (e_b\,\eta/g)(L/D)(m_b/m)$, עם אנרגיה סגולית של הסוללה e_b (J/kg), נצילות כוללת η ושבר מסת הסוללות m_b/m.
- דלק סילוני מכיל כ־43 MJ/kg (כ־11900 Wh/kg, ערך ספר לימוד). סוללות של כ־250 Wh/kg (ערך לדוגמה) מכילות בערך פי 48 פחות לקילוגרם, ולכן מטוסים חשמליים כיום קטנים ובעלי טווח קצר.
- מנועים היברידיים־חשמליים משתמשים במנועים חשמליים כדי לעזור למנוע סילון לפעול ביעילות רבה יותר, ומקטינים את הצריכה הסגולית c.
- שריפת קילוגרם של דלק סילוני יוצרת כ־3.16 kg של CO_2 (ערך ספר לימוד). דלק שנחסך בזכות L/D טוב יותר, מבנים קלים יותר או מנועים טובים יותר מפחית CO_2 ביחס ישר.
- לדלק תעופה בר־קיימא (SAF) יש תכונות דומות לדלק סילוני רגיל, ולכן הוא אינו משנה את משוואות הביצועים; הוא משנה את מקור הפחמן.

משוואות מפתח

$$R = \frac{e_b \eta}{g}\frac{L}{D}\frac{m_b}{m}$$

```
R=(e_b)/(g)L/D(m_b)/(m)
```

טווח בסוללות

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

CO_2 מדלק סילוני

$$\frac{e_{fuel}}{e_b} = \frac{43\ \text{MJ/kg}}{e_b}$$

```
_fuele_b=43\ MJ/kge_b
```

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

`R=V/cL/D(W_i)/(W_f)`

ברגה, להשוואה

דוגמאות פתורות שלב אחר שלב

דוגמה 10.1 למטוס חשמלי סוללות של 250 Wh/kg (ערך לדוגמה), $\eta = 0.8$, $L/D = 15$ ושבר סוללות של 30%. מצאו את הטווח שלו.

1. $e_b = 250 \times 3600 = 900{,}000$ J/kg.
2. $R = (900{,}000 \times 0.8/9.81) \times 15 \times 0.3$.

תשובה: $R = 330$ km.

דוגמה 10.2 פי כמה יותר אנרגיה לקילוגרם מכיל דלק סילוני?

1. $43 \times 10^6/3600 = 11{,}944$ Wh/kg.
2. $11{,}944/250$.

תשובה: בערך פי 47.8.

דוגמה 10.3 כמה CO_2 נוצר משריפת 1000 kg של דלק סילוני?

1. 1000×3.16.

תשובה: 3160 kg.

תרגילים

פתרו כל אחד קודם על נייר, ואז בדקו.

1. חזרו על חישוב הטווח החשמלי עם תאים של 400 Wh/kg.

   528 km.

2. מטוס שורף 2500 kg דלק בשעה. כמה CO_2 בשעה?

7900 kg.

3. איזה איבר בברגה משפר מנוע היברידי?

c, צריכת הדלק.

4. מדוע אין לוגריתם במשוואת הטווח בסוללות?

המסה נשארת קבועה.

תפיסות שגויות נפוצות

מיתוס: מטוסים חשמליים נעשים קלים יותר בטיסה.

בפועל: מסת הסוללות נשארת זהה.

מיתוס: SAF דורש מנועים חדשים.

בפועל: הוא מתוכנן לפעול במטוסים קיימים.

מיתוס: רק המנועים חשובים לפליטות.

בפועל: אווירודינמיקה, משקל ותפעול – כולם חשובים.

כרטיסיות

טווח חשמלי

(e_bη/g)(L/D)(m_b/m).

דלק סילוני

≈ 43 MJ/kg.

סוללה

≈ 250 Wh/kg (לדוגמה).

CO_2

≈ 3.16 kg לכל kg דלק.

מנוע היברידי

מקטין את c.

SAF

דלק חלופי ישיר מביומסה ומפסולת.

בוחן לבדיקה עצמית

1. הטווח בסוללות פרופורציוני ל...

e_b(L/D)(m_b/m)

ln(W_i/W_f)

c

V/c

e_b(L/D)(m_b/m). מסה קבועה.

2. לעומת סוללה של 250 Wh/kg, דלק סילוני מכיל בערך…

2×

10×

48×

500×

11,944/250 .×48.

3. ה־CO_2 לכל 1 kg דלק סילוני הוא בערך…

1 kg

3.16 kg

10 kg

0.5 kg

3.16 kg. פחמן ועוד חמצן.

4. SAF משנה את…

מקור הפחמן

L/D

מהירות ההזדקרות

K

מקור הפחמן. תכונות דלק דומות.

לנסות שוב את הבוחן

איך זה עוזר להציל את כדור הארץ

ה־DOE אומר שדלק תעופה בר־קיימא המיוצר מביומסה ומפסולת יכול לספק ביצועים דומים לדלק סילוני מנפט. דוח Billion-Ton Report של ה־DOE מ־2023 הסיק שארה"ב יכולה לשלש את ייצור הביומסה שלה ליותר מ־1 מיליארד טון בשנה, ולייצר כ־60 מיליארד גלונים של דלק ביולוגי נוזלי, די חומר גלם כדי לענות על הביקוש הצפוי לדלק בתעופה האמריקאית.

NASA מציינת ש־SAF אינו משחרר CO_2 חדש לסביבה והוכח שהוא מפחית שובלי עיבוי שעלולים ללכוד חום באטמוספרת כדור הארץ. NASA גם מעריכה שעם הצי והיעילות של היום, תעבורת האוויר העולמית ב־2050 תצטרך יותר מ־620 מגה־טון דלק ותפיק קרוב ל־2000 מגה־טון CO_2; ארה"ב התחייבה לאפס פליטות נטו של גזי חממה מהתעופה האמריקאית עד 2050.

ב־Saving Planets: פתרונות · תרמודינמיקה

מקורות: NASA: Sustainable Aviation (https://www.nasa.gov/directorates/armd/sustainable-aviation/) · U.S. DOE: Sustainable Aviation Fuels (https://www.energy.gov/eere/bioenergy/sustainable-aviation-fuels)

מקורות לימוד חינמיים

- U.S. DOE: Sustainable Aviation Fuels (https://www.energy.gov/eere/bioenergy/sustainable-aviation-fuels): סקירה של ה־DOE על SAF.
- NASA: Sustainable Aviation (https://www.nasa.gov/directorates/armd/sustainable-aviation/): סקירה של NASA על תעופה בת־קיימא.
- NASA: NASA, GE Aerospace Hybrid Engine System Marks Successful Test (Jan. 26, 2026) (https://www.nasa.gov/aeronautics/hybrid-engine-tested/): ניסוי המנוע ההיברידי של NASA.
- MIT OpenCourseWare 16.885J Aircraft Systems Engineering (Fall 2005) (https://ocw.mit.edu/courses/16-885j-aircraft-systems-engineering-fall-2005/): מערכות מטוס ב־MIT.

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

תרגילים

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

1. האטמוספרה התקנית, מהירויות אוויר וגובה צפיפות
   4 תרגילים
2. הכוחות בטיסה וקוטבית הגרר
   4 תרגילים

3. דחף והספק נדרשים
   4 תרגילים
4. ביצועי טיפוס
   4 תרגילים
5. טיסת דאייה
   4 תרגילים
6. טווח ומשך שהייה: משוואות בֶּרֶגֶה
   4 תרגילים
7. ביצועי המראה
   4 תרגילים
8. ביצועי נחיתה
   4 תרגילים
9. טיסה בפנייה ודיאגרמת n-V
   4 תרגילים
10. ביצועים של מטוסים חשמליים, היברידיים ומונעי דלק בר־קיימא
    4 תרגילים

המעבדה (Flight performance lab)

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

כל מעבדה אפשר לבצע בסימולציה חינמית, בגיליון אלקטרוני, או עם נייר וסרט מדידה. הטיסו דאוני נייר רק בשטח פנוי, הרחק מפני אנשים, ממדרגות ומתנועה, ושמרו על מעברים פנויים ממכשולים.

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

מעבדה A: בניית מחשבון אטמוספרה תקנית

שבוע 1

מטרה: לבנות גיליון אלקטרוני של טמפרטורה, צפיפות ומהירות קול לפי ISA מגובה פני הים עד 11 km.

$$T = T_0 - 0.0065h,\ \ \rho = \rho_0 (T/T_0)^{4.26},\ \ a = \sqrt{\gamma R T}$$

```
T=T_0-0.0065h,\ \ ρ=ρ_0(T/T_0)^4.26,\ \ a=√γ RT
```

מודל הטרופוספרה

מהלך הניסוי

1. צרו עמודת גבהים כל 500 m מ־0 עד 11000 m.
2. חשבו את T, ואז את ρ עם המעריך 1 − (287 × 0.0065)/9.81.
3. חשבו a = √(1.4 × 287 × T).
4. שרטטו את ρ ואת a כפונקציה של הגובה והשוו לערכים ביחידה 1.

טבלת נתונים

גובה (m)	T (K)	ρ (kg/m³)	a (m/s)
0	288.15	1.225	340.3
3000	268.65	0.909	328.5
5000	255.65	0.736	320.5
11,000	216.65	0.364	295.0

ערכי ISA מחושבים.

חישוב לדוגמה

1. ρ(3000) = 1.225 × (268.65/288.15)^4.26 = 0.909 kg/m³.
2. a(5000) = √(1.4 × 287 × 255.65) = 320.5 m/s.

בטיחות

- מחשב בלבד.

חלופה ביתית או וירטואלית

- כל גיליון אלקטרוני מתאים.

NASA Glenn: Dynamic pressure (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/dynamic-pressure/) · MIT OpenCourseWare 16.01–16.04 Unified Engineering (2005–2006) (https://ocw.mit.edu/courses/16-01-unified-engineering-i-ii-iii

-iv-fall-2005-spring-2006/)

הקשר לכדור הארץ: ה־EIA מדווחת שדלק סילוני היווה 13% מצריכת האנרגיה בתחבורה בארה"ב ב־2025. U.S. EIA: Use of energy for transportation (https://www.eia.gov/energyexplained/use-of-energy/transportation.php)

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

מעבדה B: יחס דאייה של דאון נייר

שבוע 6

מטרה: למדוד את יחס הדאייה של דאון נייר מגובה השחרור וממרחק הטיסה, ולמצוא את זווית הדאייה ואת קצב השקיעה.

$$\frac{L}{D} = \frac{d}{h}, \quad \gamma = \arctan\frac{h}{d}$$

LD= dh,\ \ γ= hd

יחס וזווית דאייה

מהלך הניסוי

1. קפלו דאון פשוט מנייר מדפסת; הוסיפו מהדק באף כדי לאזן אותו.
2. בשטח פנוי, שחררו אותו בעדינות (בלי לזרוק) מגובה מדוד, כ־1.5 m.
3. מדדו היכן הוא נוחת ומדדו את זמן הטיסה; חזרו חמש פעמים וחשבו ממוצע.
4. הזיזו את המהדק וראו כיצד משתנה יחס הדאייה.

טבלת נתונים

גודל	ערך
גובה שחרור	1.5 m
דרך	6.0 m
יחס דאייה	4.0
זווית דאייה	14.0°
זמן טיסה	2.0 s
מהירות ממוצעת	3.09 m/s

ערכים לדוגמה; לדאוני נייר אמיתיים L/D נמוך בהרבה מזה של דאונים.

חישוב לדוגמה

1. L/D = 6.0/1.5 = 4.0; γ = arctan(1.5/6.0) = 14.0°.
2. מהירות לאורך המסלול = 3.09 m/s; קצב שקיעה = 1.5/2.0 = 0.75 m/s; = √(6² + 1.5²)/2.0 =.

בטיחות

- הטיסו רק בשטח פנוי, לעולם לא לכיוון פני אנשים; שמרו על מעברים פנויים.
- אל תעמדו על כיסאות או מדרגות כדי לשגר; השתמשו בגובה שלכם בעמידה.

חלופה ביתית או וירטואלית

- זוהי מעבדה ביתית.

NASA Glenn Beginner’s Guide: Glide angle (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/glide-angle/) · PhET: Projectile Motion (https://phet.colorado.edu/en/simulations/projectile-motion)

הקשר לכדור הארץ: NASA מציינת שהאחים רייט חקרו דאונים מ־1900 עד 1902 והשתמשו בזווית הדאייה כדי למדוד ביצועים. NASA Glenn Beginner’s Guide: Glide angle (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/glide-angle/)

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

מעבדה C: מדידת קוטבית גרר ב־FoilSim

שבוע 2

מטרה: לאסוף מקדמי עילוי וגרר בכמה זוויות התקפה, להתאים קוטבית גרר פרבולית ולמצוא את (L/D)max.

$$C_D = C_{D0} + K C_L^2$$

C_D=C_D0+KC_L^2

קוטבית גרר פרבולית

מהלך הניסוי

1. פתחו את NASA FoilSim ובחרו צורת כנף ומהירות.
2. רשמו את C_L ואת C_D בחמש זוויות התקפה.
3. שרטטו את C_D כפונקציה של C_L² והתאימו קו ישר: נקודת החיתוך היא C_D0 והשיפוע הוא K.
4. חשבו (L/D)max = 1/(2√(KC_D0)).

טבלת נתונים

C_L	C_D	L/D
0.2	0.0218	9.17
0.6	0.0362	16.6
1.0	0.0650	15.4

ערכים לדוגמה שנוצרו מקוטבית הקורס (C_D0 = 0.020, K = 0.045); המספרים שלכם ב־FoilSim יהיו שונים.

חישוב לדוגמה

1. C_D(0.6) = 0.020 + 0.045 × 0.36 = 0.0362.
2. (L/D)max = 1/(2√(0.045 × 0.020)) = 16.67 ב־C_L = 0.667.

בטיחות

- מחשב בלבד.

חלופה ביתית או וירטואלית

- כל דפדפן מתאים.

NASA Glenn: FoilSim (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/foilsim/) · NASA Glenn: Induced drag coefficient (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/induced-drag-coefficient/)

הקשר לכדור הארץ: כנף CATNLF של NASA נועדה לשמור על זרימה למינרית בכנפיים משוכות, ומקטינה את C_D0. NASA: NASA Tests Technology Offering Potential Fuel Savings for Commercial Aviation (Jan. 21, 2026) (https://www.nasa.gov/centers-and-facilities/armstrong/nasa-tests-technology-offering-potential-fuel-savings-for-commercial-aviation/)

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

מעבדה D: ניתוח פשרות לטווח ברגה

שבוע 8

מטרה: להשתמש בגיליון אלקטרוני כדי לראות כיצד L/D, צריכת הדלק ושבר הדלק משנים את הטווח של מטוס סילון.

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

```
R=V/cL/D(W_i)/(W_f)
```

טווח בריגה

מהלך הניסוי

1. הזינו V = 230 m/s, c = 0.6 לשעה ו־W_f/W_i = 0.75.
2. חשבו את הטווח עבור L/D = 14, 16 ו־18.
3. אחר כך הקטינו את c ב־10% והשוו.
4. דרגו את השינויים לפי הקילומטרים שנוספו.

טבלת נתונים

L/D	טווח (km)
14	5558
16	6352
18	7146

ערכים מחושבים למטוס סילון לדוגמה.

חישוב לדוגמה

1. R(14) = (230/1.667 × 10⁻⁴) × 14 × 0.2877 = 5558 km.
2. הקטנת c ב־10% מכפילה את הטווח ב־1/0.9 = 1.111.

בטיחות

- מחשב בלבד.

חלופה ביתית או וירטואלית

- כל גיליון אלקטרוני מתאים.

MIT OpenCourseWare 16.01–16.04 Unified Engineering (2005–2006) (https://ocw.mit.edu/courses/16-01-unified-engineering-i-ii-iii-iv-fall-2005-spring-2006/)

הקשר לכדור הארץ: פרויקט HyTEC של NASA מכוון למנוע היברידי השורף עד 10% פחות דלק מהמנועים הטובים ביותר כיום.
NASA: NASA, GE Aerospace Hybrid Engine System Marks Successful Test (Jan. 26, 2026) (https://www.nasa.gov/aeronautics/hybrid-engine-tested/)

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

מעבדה E: מרחק המראה וגובה צפיפות

שבוע 10

מטרה: לחשב כיצד ריצת ההמראה גדלה עם גובה השדה ומשקל המטוס.

$$s_g \approx \frac{1.44W^2}{g\rho S C_{L,max} T}$$

ריצת קרקע

מהלך הניסוי

1. השתמשו במטוס הנוסעים לדוגמה: W = 588.6 kN, S = 120 m², C_Lmax = 2.4, T = 180 kN.
2. חשבו את s_g בצפיפות ISA בגבהים 0, 1500 ו־3000 m, בדחף קבוע.
3. חזרו ב־70000 kg.
4. דונו מדוע מטוסי סילון אמיתיים מפסידים אף יותר, כי גם הדחף יורד.

טבלת נתונים

גובה (m)	ρ (kg/m³)	ריצת קרקע (m)
0	1.225	801
1500	1.058	927
3000	0.909	1079

ערכים מחושבים בדחף קבוע (פישוט).

חישוב לדוגמה

1. s_g(0) = 1.44 × 588,600²/(9.81 × 1.225 × 120 × 2.4 × 180,000) = 801 m.
2. s_g(3000) = 801 × 1.225/0.909 = 1079 m.

בטיחות

- מחשב בלבד.

חלופה ביתית או וירטואלית

- כל גיליון אלקטרוני מתאים.

FAA Airplane Flying Handbook (https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/airplane_handbook) · FAA PHAK Chapter 11: Aircraft Performance (PDF) (https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/13_phak_ch11.pdf)

הקשר לכדור הארץ: NASA מציינת שדגמי כנף עם תמוכות נבדקים בתצורות עילוי גבוה של המראה ונחיתה. NASA: NASA, Boeing Advance Truss-Braced Wing Research in Test (Apr. 29, 2026) (https://www.nasa.gov/image-article/nasa-boeing-advan

ce-truss-braced-wing-research-in-test/)

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

מעבדה F: טבלת ביצועי פנייה

שבוע 13

מטרה: לבנות טבלה של מקדם עומס, רדיוס פנייה ועליית מהירות ההזדקרות כפונקציה של זווית ההטיה.

$$n = \frac{1}{\cos\phi}, \quad R = \frac{V^2}{g\tan\phi}$$

`n=(1)/(),\ \ R=(V^2)/(g)`

יחסי פנייה אופקית

מהלך הניסוי

1. מציבים V = 100 m/s.
2. חשבו את n ואת R לזוויות הטיה מ־15° עד 60°.
3. הוסיפו √n לעליית מהירות ההזדקרות.
4. סמנו את זווית ההטיה שבה מהירות ההזדקרות עולה ב־10%.

טבלת נתונים

הטיה	n	R (m)
15°	1.035	3804
30°	1.155	1766
45°	1.414	1019
60°	2.000	589

ערכים מחושבים.

חישוב לדוגמה

1. R(15°) = 100²/(9.81 × tan 15°) = 3804 m.
2. n(60°) = 1/cos 60° = 2.000.

בטיחות

- מחשב בלבד.

חלופה ביתית או וירטואלית

- כל גיליון אלקטרוני מתאים.

FAA Airplane Flying Handbook (https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/airplane_handbook)

הקשר לכדור הארץ: טיסת CATNLF הראשונה של NASA כללה פניות והחזקות מכ־20000 עד כמעט 34000 רגל. NASA: NASA Completes First Flight of Laminar Flow Scaled Wing Design (Feb. 11, 2026) (https://www.nasa.gov/image-article/nasa-completes-first-flight-of-laminar-flow-scaled-wing-design/)

☐ **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 הטמפרטורה לפי ISA בגובה 2000 m.

   1. 288.15 − 0.0065 × 2000.

   תשובה: 275.15 K.

2. מצאו את הצפיפות לפי ISA בגובה 2000 m.

   1. 1.225 × (275.15/288.15)^4.26.

   תשובה: 1.006 kg/m³.

3. מצאו את (L/D)max עבור $C_{D0} = 0.025$ ו־$K = 0.040$.

   1. 1/(2√(0.04 × 0.025)).

   תשובה: 15.81.

4. למטוס במשקל 500 kN יש 50 kN דחף עודף ב־120 m/s. מצאו את קצב הטיפוס.

   1. 120/500,000 × 50,000.

   תשובה: 12.0 m/s.

5. כמה רחוק יכול מטוס עם L/D = 12 לדאות מגובה 2000 m?

   1. 12 × 2000.

   תשובה: 24 km.

מערך תרגול מסכם (כל היחידות)

1. מצאו את הטווח של מטוס סילון עם $V = 240$ m/s, $c = 0.55$ לשעה, $L/D = 17$ ו־$W_f/W_i = 0.8$.

   1. 1.25 ln × 17 × ((240/(0.55/3600)).

תשובה: 5959 km.

2. מצאו את מהירות ההזדקרות בגובה פני הים עבור W = 100 kN, S = 30 m², C_Lmax = 1.8.

   1. √(2 × 100,000/(1.225 × 30 × 1.8)).

תשובה: 55.0 m/s.

3. משקל ההמראה עולה ב־20%. מהו יחס ריצות הקרקע?

   1. 1.2².

תשובה: 1.44.

4. מצאו את ריצת הנחיתה מ־60 m/s בהאטה של 3 m/s².

   1. 60²/(2 × 3).

תשובה: 600 m.

5. מצאו את רדיוס הפנייה ב־80 m/s ובהטיה של 45°.

   1. 80²/(9.81 × tan 45°).

תשובה: 652 m.

6. מצאו את הטווח של מטוס חשמלי עם 300 Wh/kg, η = 0.85, L/D = 18 ושבר סוללות של 35%.

   1. 0.35 × 18 × (0.85/9.81) × 3600 × 300).

תשובה: 590 km.

דף נוסחאות

$$T = T_0 - 0.0065h,\ \rho/\rho_0 = (T/T_0)^{4.26},\ a = \sqrt{\gamma RT}$$

$$L = W = \tfrac{1}{2}\rho V^2 S C_L,\ C_D = C_{D0} + KC_L^2,\ K = 1/($$

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

$$\sin\gamma = (T-D)/W,\ RC = (T-D)V/W$$

$$R = (V/c)(L/D)\ln(W_i/W_f),\ E = (1/c)(L/D)\ln($$

$$s = V^2/(2a),\ V_{app} \approx 1.3V_s$$

$$V_{md} = \sqrt{2W/(\rho S)}(K/C_{D0})^{1/4},\ V_{mp} = V_{md}/3^{1/4}$$

$$\tan\gamma_{glide} = 1/(L/D),\ d = h(L/D)$$

$$V_s = \sqrt{2W/(\rho S C_{L,max})},\ s_g \approx 1.44W^2/(g\rho S C_{L,ma}$$

$$n = 1/\cos\phi,\ R = V^2/(g\tan\phi),\ V_A = V_s\sqrt{n_{lim}}$$

$$R_{elec} = (e_b \eta / g)(L/D)(m_b/m)$$

קבועים

קבוע	ערך
האטמוספרה התקנית הבינלאומית, גובה פני הים (ערכי ספר לימוד)	ρ_0 = 1.225 kg/m³, T_0 = 288.15 K, p_0 = 101325 Pa, קצב ירידת טמפרטורה 0.0065 K/m עד 11 km
Air	R = 287 J/(kg·K), γ = 1.4
הכבידה	g = 9.81 m/s²
מטוס הנוסעים לדוגמה המשמש לאורך הקורס (ערכים לדוגמה)	m = 60,000 kg, W = 588.6 kN, S = 120 m², C_{D0} = 0.020, K = 0.045
דלק סילוני (ערכי ספר לימוד)	43 MJ/kg; כ־3.16 kg CO_2 לכל kg שנשרף
1 m/s	196.85 ft/min

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, במדריכים ובסימולציות החינמיים האלה לצד הקורס.

- MIT OpenCourseWare 16.01–16.04 Unified Engineering (2005–2006) (https://ocw.mit.edu/courses/16-01-unified-engineering-i-ii-iii-iv-fall-2005-spring-2006/): רשימות הרצאה חינמיות של MIT, כולל ביצועי מטוסים.
- MIT OpenCourseWare 16.885J Aircraft Systems Engineering (Fall 2005) (https://ocw.mit.edu/courses/16-885j-aircraft-systems-engineering-fall-2005/): קורס MIT חינמי על מערכות מטוס.
- MIT OpenCourseWare 16.100 Aerodynamics (Fall 2005) (https://ocw.mit.edu/courses/16-100-aerodynamics-fall-2005/): קורס MIT חינמי באווירודינמיקה.
- FAA Pilot’s Handbook of Aeronautical Knowledge (FAA-H-8083-25C) (https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/phak): מדריך FAA חינמי; פרק 11 עוסק בביצועים.
- FAA Airplane Flying Handbook (https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/airplane_handbook): מדריך FAA חינמי על המראה, נחיתה ותמרונים.
- NASA Glenn: Beginner’s Guide to Aeronautics (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/): הסברים חינמיים של NASA על עילוי, גרר ודאייה.
- NASA Glenn: FoilSim (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/foilsim/): סימולציית כנף חינמית.

מילון מונחים

תקרה מוחלטת

הגובה שבו קצב הטיפוס המרבי הוא אפס.

אורך מסלול מאוזן

אורך המסלול שבו עצירה והמשך אחרי כשל מנוע דורשים אותו מרחק.

משוואת ברגה

טווח או משך שהייה מיעילות המנוע, L/D ויחס המשקלים.

גובה צפיפות

גובה ה־ISA שצפיפות האוויר בו זהה לצפיפות האוויר בפועל.

פולרת גרר

הקשר בין מקדמי הגרר והעילוי.

מהירות אוויר שקולה

מהירות האוויר האמיתית כפול √σ.

יחס דאייה

מרחק אופקי ליחידת גובה שאבד; שווה ל־L/D.

גרר מושרה

גרר הנגרם מיצירת עילוי.

מקדם עומס

העילוי חלקי המשקל.

מהירות תמרון

המהירות שבה הסטה מלאה של ההגאים מביאה להזדקרות הכנף לפני העומס הגבולי.

גרר טפילי

גרר שאינו נובע מעילוי.

קצב טיפוס

מהירות אנכית בטיפוס.

תקרת שירות

הגובה שבו קצב הטיפוס המרבי הוא 0.5 m/s.

הספק עודף סגולי

הספק עודף ליחידת משקל.

צריכת דלק סגולית

דלק הנצרך ליחידת דחף או הספק ליחידת זמן.

מהירות הזדקרות

מהירות הטיסה היציבה האיטית ביותר, ב־C_Lmax.

אטמוספרה תקנית

מודל ייחוס לטמפרטורה, ללחץ ולצפיפות כפונקציה של הגובה.

דלק תעופה בר-קיימא

דלק סילוני המיוצר מביומסה ומפסולת.

דיאגרמת V-n

מקדם העומס המותר כפונקציה של מהירות האוויר.

עומס כנף

המשקל חלקי שטח הכנף.

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	מתחיל מהאטמוספרה ומאיזון הכוחות, בוחר את המהירות הנכונה (V_md, V_mp, V_x, V_y, V_s), מבחין בין משקל למסה, ומסביר איזה מנוף תכנוני משנה את התשובה.
3 · מיומן	פותר את התרגילים עם טעויות יחידות מזדמנות.
2 · מתפתח	עוקב אחר דוגמאות פתורות אך מבלבל בין מהירויות הטווח ומשך השהייה או שוכח את הצפיפות.
1 · מתחיל	מציב מספרים בנוסחאות בלי תרשים; 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

- מכניקת זורמים ENGR 330
- מבנים אווירונאוטיים וחלליים AERO 330
- אווירודינמיקה 1 AERO 310
- כל הקורסים