آخر تحديث: November 1, 2026

عن هذه الدورة

يتضمن هذا المقرر المجاني 10 وحدات و6 مختبرات. هذه الأعداد الحقيقية وليست منهجًا أطول جرى اختصاره.

التحقق هو رقم أو نتيجة برمجية في صفحة مقرر يعيد سكربت حسابها قبل النشر. يجب أن يطابق الرقم المعروض الرقم المعاد حسابه.

هذا مخطط دورة مجانية للتعلّم الذاتي كتبته Saving Planets. وهو ليس مقررًا جامعيًا، ولا يمنح ساعات معتمدة، ولا تشارك فيه أي مؤسسة تعليمية.

يتبع نطاقه مقررًا فصليًا في أداء الطائرات للسنة الثالثة. وهو مبني على موضوعات وعمق أجزاء الأداء في MIT 16.01–16.04 Unified Engineering وMIT 16.885J Aircraft Systems Engineering (مجانًا على MIT OpenCourseWare)، وعلى مقررات مثل Purdue AAE 251 وGeorgia Tech AE 3310، وعلى FAA Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge, Chapter 11، ونضع روابطها حيث تفيد. ولا يؤيد أي من هؤلاء المؤلفين أو المؤسسات أو الهيئات هذه الصفحة.

ما نضيفه: كل وحدة مرتبطة بعمل حقيقي مع مصدر عام مذكور (أجنحة التدفق الطباقي، والأجنحة المدعّمة بالدعامات، والمحركات الهجينة، ووقود الطيران المستدام، وطاقة النقل)، وكل رقم في الصفحة يُعاد حسابه بسكربت تحقق قبل النشر، ولكل مختبر محاكاة مجانية أو جدول بيانات أو نسخة منزلية آمنة.

تابعها بالترتيب. في كل وحدة أهداف وأفكار أساسية ومعادلات وأمثلة خطوة بخطوة وتمارين بإجابات كاملة وأخطاء شائعة وبطاقات تعليمية واختبار قصير. يُحفظ تقدّمك في هذا المتصفح فقط.

كيف تساعد هذه الدورة في إنقاذ الكوكب

الأداء هو حيث يلتقي تصميم الطائرة باستهلاك الوقود. فكل نسبة مئوية من السحب تُزال، وكل كيلوغرام يُوفَّر، وكل تحسين في مسار الصعود أو الطيران الطوافي يظهر مباشرة في معادلة بريغيه للمدى، ومن ثم في استهلاك الوقود والانبعاثات.

تذكر NASA ثلاث طرق رئيسية لجعل الطيران مستدامًا: تقنيات الطائرات الكفؤة، ووقود الطيران المستدام، والعمليات والبنية التحتية. وتنتهي كل وحدة بقسم قصير موثق المصادر. والقيم التي لا تأتي من مصدر موسومة بأنها قيم مثال.

للمعلمين

يمكنك تدريس هذا المقرر، أو أن يتابعه الطالب وحده. إنه مجاني. Saving Planets لا تمنح درجة ولا ساعات معتمدة.

- هذه الصفحة هي المقرر كاملًا: 10 وحدات و6 مختبرات (AERO 320).
- خطّط لخمسة عشر أسبوعًا، نحو 6 إلى 9 ساعات في الأسبوع، بما في ذلك أسابيع المختبر.

- اتبع جدول الخمسة عشر أسبوعًا. اقرأ الوحدة، حلّ التمارين على الورق، ثم افتح الإجابة. في أسبوع المختبر، نفّذ المختبر أو نسخته المنزلية.
- التحقق هو رقم أو نتيجة برمجية في الصفحة يعيد سكربت حسابها قبل النشر. يجب أن يطابق الرقم الظاهر الرقم المعاد حسابه.
- استخدم طباعة هذه الصفحة، أو نزّل دليل الدراسة PDF. ورقة القوانين قرب النهاية.
- اسأل: كيف تساعد هذه الوحدة الناس والكوكب؟ في كل وحدة مربع أخضر فيه حقيقة مع مصدرها.
- انسخ نموذج دليل المعلم واكتب اسم صفك والوقت المتاح والأسئلة التي ستطرحها. افتح نموذج دليل المعلم

قبل أن تبدأ

المتطلبات السابقة

- الديناميكا الهوائية I: معاملات الرفع والسحب، وقطبية السحب، والسحب المستحث.
- الديناميكا: قوانين نيوتن، والشغل والطاقة.
- التفاضل والتكامل II: التكاملات واللوغاريتمات الطبيعية (للمدى والتحمل).
- الديناميكا الحرارية تساعد في المحركات والغلاف الجوي لكنها ليست مطلوبة.

كيف تذاكر

- ابدأ كل مسألة بمخطط الجسم الحر: الرفع والوزن والدفع والسحب، وزاوية مسار الطيران.
- اكتب الغلاف الجوي أولًا: الارتفاع والكثافة ودرجة الحرارة وسرعة الصوت.
- احتفظ بالوزن بالنيوتن والكتلة بالكيلوغرام؛ فمعظم أخطاء الأداء تأتي من الخلط بينهما.
- احفظ السرعات الأساسية: الانهيار، وأدنى سحب، وأدنى قدرة، وأفضل صعود، والاقتراب.
- تحقق من الحالات الحدية: انعدام الدفع الفائض يعني انعدام الصعود؛ والطائرات الأثقل تحتاج إلى مدرج أطول، تقريبًا بحسب مربع الوزن.
- حل كل تمرين على الورق قبل فتح الإجابة، وأعد الاختبارات القصيرة بعد بضعة أيام.

ماذا تحتاج

- حاسوب أو جهاز لوحي لمحاكاتي NASA FoilSim وPhET Projectile Motion المجانيتين.
- برنامج جداول بيانات لمختبرات الغلاف الجوي وقطبية السحب والمدى والإقلاع.
- ورق طابعة، ومسطرة أو شريط قياس، ومشابك ورق، وساعة إيقاف أو مؤقت هاتف.
- مساحة داخلية مفتوحة وآمنة أو مساحة خارجية هادئة لرحلات الطائرات الشراعية.

جدول مقترح من 15 أسبوعًا

نحو 6 إلى 9 ساعات أسبوعيًا: قراءة وتمارين، وفي أسابيع المختبر، المختبر.

الأسبوع	الوحدة	الموضوعات	القراءة
1	الغلاف الجوي القياسي والسرعات الجوية وارتفاع الكثافة	الغلاف الجوي القياسي، والسرعات الجوية، وارتفاع الكثافة؛ المختبر A	FAA PHAK Ch. 11
2	القوى في الطيران وقطبية السحب	القوى في الطيران وقطبية السحب؛ المختبر C	NASA Glenn; MIT 16.01

الأسبوع	الوحدة	الموضوعات	القراءة
3	الدفع والقدرة المطلوبان	الدفع والقدرة المطلوبان	MIT 16.01
4	أداء الصعود	زاوية الصعود ومعدله	FAA PHAK Ch. 11
5	أداء الصعود	القدرة النوعية الفائضة، والسقوف، وزمن الصعود	MIT 16.01
6	الطيران الانزلاقي	الطيران الانزلاقي؛ المختبر B	NASA Glenn
7	المدى والتحمل: معادلات بريغيه	استهلاك الوقود ومعادلة بريغيه للمدى	MIT 16.885J
8	المدى والتحمل: معادلات بريغيه	التحمل، والحمولة–المدى؛ المختبر D؛ تدريب لامتحان منتصف الفصل	MIT 16.885J
9	أداء الإقلاع	سرعة الانهيار، والرفع العالي، والجري على الأرض	FAA Airplane Flying Handbook
10	أداء الإقلاع	ارتفاع الكثافة، والرياح، والمدرج المتوازن؛ المختبر E	FAA PHAK Ch. 11
11	أداء الهبوط	مسافة الاقتراب والهبوط	FAA Airplane Flying Handbook
12	الطيران في الانعطاف ومخطط V-n	الانعطافات، ومعامل الحمل، ونصف قطر الانعطاف	FAA Airplane Flying Handbook
13	الطيران في الانعطاف ومخطط V-n	سرعة المناورة ومخطط V-n؛ المختبر F	MIT 16.01
14	أداء الطائرات الكهربائية والهجينة والعاملة بالوقود المستدام	أداء الطائرات الكهربائية والهجينة	NASA HyTEC
15	أداء الطائرات الكهربائية والهجينة والعاملة بالوقود المستدام	الوقود المستدام، وCO_2، والصورة الكاملة للأداء؛ تدريب للامتحان النهائي	DOE SAF; NASA

تقدّمك

ضع علامة على الوحدات والمختبرات عند إنهائها، وخض الاختبارات. يُحفظ التقدم ونتائج الاختبارات في هذا المتصفح فقط، ولا تُرسل إلينا أبدًا.

الوحدات

الغلاف الجوي القياسي والسرعات الجوية وارتفاع الكثافة

لماذا يعتمد الأداء على الهواء، والغلاف الجوي القياسي الدولي (ISA)، ودرجة الحرارة والضغط والكثافة مع الارتفاع، وسرعة الصوت وعدد ماخ، والسرعات الجوية المبينة والمعايرة والمكافئة والحقيقية، وارتفاع الضغط وارتفاع الكثافة.

أهداف التعلّم

في نهاية هذه الوحدة ستستطيع أن:

- حساب درجة الحرارة والضغط والكثافة وفق ISA في طبقة التروبوسفير.
- إيجاد سرعة الصوت وعدد ماخ.
- التحويل بين السرعة الجوية المكافئة والحقيقية.
- شرح لماذا تضر المطارات الحارة والمرتفعة بالأداء.

المفاهيم الأساسية

- يعتمد الرفع والسحب ودفع المحرك جميعًا على كثافة الهواء، لذلك يُذكر الأداء دائمًا لغلاف جوي محدد. والـISA مرجع: 288.15 K و101325 Pa و1.225 kg/m³ عند مستوى سطح البحر.
- في التروبوسفير (حتى 11 km) تنخفض درجة الحرارة 6.5 K لكل km: T = T₀ − 0.0065h. ويعطي الهيدروستاتيكا مع قانون الغاز المثالي p/p₀ = (T/T₀)^5.26 و ρ/ρ₀ = (T/T₀)^4.26. وفوق 11 km تكون درجة الحرارة ثابتة عند 216.65 K وتنخفض الكثافة أُسيًا.
- سرعة الصوت a = √(γRT)؛ وعدد ماخ M = V/a. ولأن a يعتمد على درجة الحرارة فقط، فهو أقل عند ارتفاع الطيران الطوافي.
- يستشعر مؤشر السرعة الجوية الضغط الديناميكي ½ρV². والسرعة الجوية المكافئة EAS = V√σ، مع نسبة الكثافة σ = ρ/ρ₀؛ والسرعة الجوية الحقيقية أعلى من EAS في الارتفاعات.
- ارتفاع الضغط هو ارتفاع ISA المقابل للضغط المقيس؛ وارتفاع الكثافة هو ارتفاع ISA المقابل للكثافة الفعلية. وارتفاع الكثافة العالي (مطار مرتفع أو حار أو رطب) يعني هواءً أخف، أي رفعًا أقل عند سرعة معينة ودفعًا أقل من المحرك: فيطول الإقلاع ويضعف الصعود.

المعادلات الأساسية

$$T = T_0 - 0.0065h$$

```
T=T_0-0.0065h
```

درجة الحرارة في التروبوسفير

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

```
(ρ)/(ρ_0)=((T)/(T_0))^4.26
```

الكثافة في التروبوسفير

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

```
a=γ RT,\ M=V/a
```

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

V_E=Vσ

السرعة الجوية المكافئة

أمثلة محلولة خطوة بخطوة

مثال 1.1 أوجد درجة الحرارة والضغط والكثافة وفق ISA عند 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.

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

مثال 1.2 أوجد سرعة الصوت عند مستوى سطح البحر وعند 11 km (216.65 K).

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

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

مثال 1.3 أوجد الكثافة والضغط وفق ISA عند 11 km.

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

الإجابة: $\rho = 0.364$ kg/m³ و$p = 22.6$ kPa: أقل من ثلث الكثافة عند مستوى سطح البحر.

تمارين

حلّ كلًّا منها على الورق أولًا، ثم تحقق.

1. أوجد الكثافة وفق ISA عند 5000 m.

   0.736 kg/m³.

2. ما عدد ماخ المقابل لـ250 m/s عند مستوى سطح البحر؟

.250/340.3 = 0.735

3. أوجد الأس 1 − g/(aR) للكثافة.

.9.81/(0.0065 × 287) − 1 = 4.26

4. مطار على ارتفاع 1500 m في يوم حار: هل ارتفاع الكثافة فيه أعلى من 1500 m أم أدنى؟

أعلى: الهواء الحار أخف.

مفاهيم خاطئة شائعة

خرافة: السرعة الجوية الحقيقية تساوي السرعة المبينة.
في الحقيقة: فقط في الظروف القياسية عند مستوى سطح البحر.

خرافة: تعتمد سرعة الصوت على الضغط.
في الحقيقة: في الغاز المثالي تعتمد على درجة الحرارة فقط.

خرافة: ارتفاع الكثافة هو منسوب المطار.
في الحقيقة: يعتمد أيضًا على درجة الحرارة والضغط والرطوبة.

بطاقات تعليمية

ISA

.288.15 K, 101,325 Pa, 1.225 kg/m³

معدل الانخفاض الحراري

.0.0065 K/m

نسبة الكثافة

.σ = ρ/ρ₀

سرعة الصوت

.√(γRT)

EAS

.V√σ

ارتفاع الكثافة

ارتفاع ISA المقابل للكثافة الفعلية.

اختبار ذاتي

1. الكثافة وفق ISA عند مستوى سطح البحر تساوي...

1.000 kg/m³

1.225 kg/m³

0.364 kg/m³

101.3 kg/m³

1.225 kg/m³. قيمة قياسية.

2. معدل انخفاض الحرارة في التروبوسفير...

6.5 K/km

9.8 K/km

0

2 K/km

6.5 K/km. تعريف ISA.

3. سرعة الصوت تعتمد على...

الضغط

درجة الحرارة

الكثافة فقط

السرعة الجوية

درجة الحرارة. $a = \sqrt{(\gamma RT)}$.

4. ارتفاع الكثافة العالي يجعل الإقلاع...

أقصر

أطول

دون تغيير

مستحيل

أطول. رفع ودفع أقل.

أعد هذا الاختبار

كيف يساعد هذا في إنقاذ الكوكب

تفيد إدارة معلومات الطاقة الأمريكية (EIA) بأن نحو 29% من إجمالي استهلاك الطاقة في الولايات المتحدة عام 2025 ذهب إلى نقل الأشخاص والبضائع، وأن المنتجات البترولية وفّرت نحو 89% من طاقة النقل، وأن وقود الطائرات النفاثة وحده شكّل 13% من استخدام طاقة النقل.

وتشير EIA أيضًا إلى أن وقود الطائرات النفاثة يشغّل الطائرات النفاثة وبعض المروحيات، وأنه يمكن خلط الوقود الحيوي به. وكل غالون من هذه الغالونات يُحرق في الغلاف الجوي المنمذج في هذه الوحدة؛ ومكان طيران الطائرة في ذلك الغلاف يحدد مقدار ما تحرقه.

على Saving Planets: الديناميكا الهوائية 1 · رصد الأرض

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

مصادر تعلّم مجانية

- FAA PHAK Chapter 11: Aircraft Performance (PDF) (https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/13_phak_ch11.pdf): فصل مجاني من FAA عن ارتفاع الكثافة والأداء.
- NASA Glenn: Dynamic pressure (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/dynamic-pressure/): صفحة مجانية من 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/): ملاحظات MIT عن الغلاف الجوي.
- FAA Pilot’s Handbook of Aeronautical Knowledge (FAA-H-8083-25C) (https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/phak): دليل FAA الكامل.

أنهيت هذه الوحدة

القوى في الطيران وقطبية السحب

القوى الأربع، والطيران الأفقي المستقر، ومعاملا الرفع والسحب، والسحب الطفيلي والسحب المستحث، وقطبية السحب المكافئية C_D = C_D0 + KC_L²، وكفاءة أوزوالد ونسبة الباع، وأقصى نسبة رفع إلى سحب، والسحب في الطيران الطوافي.

أهداف التعلّم

في نهاية هذه الوحدة ستستطيع أن:

- كتابة معادلات الطيران الأفقي المستقر.
- استخدام قطبية السحب المكافئية.
- إيجاد (L/D)max ومعامل الرفع الذي تحدث عنده.
- حساب سحب طائرة ركاب في الطيران الطوافي.

المفاهيم الأساسية

- في الطيران الأفقي المستقر يساوي الرفعُ الوزنَ ويساوي الدفعُ السحبَ: L = W = ½ρV²SC_L وT = D = ½ρV²SC_D.
- للسحب جزءان. السحب الطفيلي (عند رفع صفري) C_D0 ينشأ من احتكاك السطح وسحب الضغط؛ والسحب المستحث KC_L² هو ثمن توليد الرفع، حيث K = 1/(πeAR) لنسبة الباع AR وكفاءة أوزوالد e.
- تحدد القطبية C_D = C_D0 + KC_L² تقريبًا كل أرقام الأداء في هذا المقرر.
- نسبة الرفع إلى السحب L/D = C_L/C_D هي الكفاءة الديناميكية الهوائية للطائرة. وتبلغ أقصاها حين يساوي السحب المستحث السحب الطفيلي: C_L* = √(C_D0/K) و(L/D)max = 1/(2√(KC_D0)).
- عند (L/D)max يكون السحب في أدناه لوزن معين: D_min = W/(L/D)max. والأجنحة الطويلة الرفيعة (AR كبير) تخفض K، ولذلك تمتلكها الطائرات الشراعية وأكفأ طائرات الركاب.

المعادلات الأساسية

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

L=W=12ρ V^2SC_L

الرفع في الطيران الأفقي

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

C_D=C_D0+KC_L^2

قطبية السحب المكافئية

$$K = \frac{1}{\pi e A R}$$

K=(1)/(π eAR)

معامل السحب المستحث

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

(LD)_max=12_D0

أفضل نسبة رفع إلى سحب

أمثلة محلولة خطوة بخطوة

مثال 2.1 طائرة الركاب المثال لها m = 60000 kg و S = 120 m² و C_D0 = 0.020 و K = 0.045. أوجد W و(L/D)max و C_L* وأدنى سحب.

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.

الإجابة: (L/D)max = 16.67 عند C_L = 0.667؛ D_min = 35.3 kN.

مثال 2.2 تطير طائرة الركاب طيرانًا طوافيًا عند 11 km (ρ = 0.364 kg/m³) بسرعة 230 m/s. أوجد q و C_L و C_D والسحب.

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.

الإجابة: D = 36.6 kN؛ L/D = 16.1، قريبة من الحد الأقصى.

مثال 2.3 ما عدد ماخ في الطيران الطوافي؟

1. M = 230/295.0.

الإجابة: M = 0.780.

تمارين

حلّ كلًّا منها على الورق أولًا، ثم تحقق.

1. نصّف C_D0 مع بقاء K كما هو. كيف تتغير (L/D)max؟

ترتفع بمعامل √2: 23.6.

2. أوجد K عند AR = 9 وe = 0.8.

1/(π × 0.8 × 9) = 0.0442.

3. عند C_L^*، ما نسبة السحب المستحث من السحب الكلي؟

النصف.

4. أوجد L/D في الطيران الطوافي أعلاه.

0.510/0.0317 = 16.1.

مفاهيم خاطئة شائعة

خرافة: السحب يزداد دائمًا مع السرعة.
في الحقيقة: السحب المستحث يقل مع السرعة؛ وللسحب الكلي قيمة دنيا.

خرافة: الأجنحة الأكبر تعني دائمًا سحبًا أقل.
في الحقيقة: إنها تضيف سحبًا طفيليًا.

خرافة: نسبة L/D ثابتة للطائرة.
في الحقيقة: تعتمد على C_L، أي على السرعة والوزن والارتفاع.

بطاقات تعليمية

الطيران الأفقي

L = W, T = D.

قطبية السحب

$C_{D0} + KC_L^2$.

K

1/(πeAR).

C_L^*

$\sqrt{(C_{D0}/K)}$.

(L/D)max

$1/(2\sqrt{(KC_{D0})})$.

D_{min}

W/(L/D)max.

اختبار ذاتي

1. في الطيران الأفقي المستقر...

L = W, T = D

L = T

D = W

L = 0

L = W, T = D. توازن القوى.

2. تحدث (L/D)max عندما...

السحب المستحث = السحب الطفيلي

C_L = 0

C_L = C_Lmax

تكون V في أقصاها

السحب المستحث = السحب الطفيلي. تصغير C_D/C_L.

3. زيادة نسبة الباع...

ترفع K

تخفض K

ترفع C_D0

ليس لها أثر

تخفض K. K = 1/(πeAR).

4. D_min يساوي...

W(L/D)max

W/(L/D)max

T_max

qS

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

أعد هذا الاختبار

كيف يساعد هذا في إنقاذ الكوكب

تصف NASA الجناح المدعّم بالدعامات بأنه جناح طويل ورفيع بدعامات هيكلية انسيابية الشكل، قد يقلل الوقود وتكاليف التشغيل لطائرات الركاب المستقبلية. وفي ديسمبر 2025 اختبرت NASA وبوينغ نموذج نصف باع لمفهوم Subsonic Ultra Green Aircraft Research (SUGAR) من بوينغ في نفق رياح كبير مضغوط في فارنبورو بإنجلترا.

الجناح الطويل الرفيع جناح ذو نسبة باع عالية: يخفض K في قطبية السحب ويرفع (L/D)max. وتحمل الدعامات الأحمال التي كانت ستجعل مثل هذا الجناح ثقيلًا جدًا بمفرده.

على Saving Planets: الديناميكا الهوائية 1 · ميكانيكا المواد

المصادر: 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/)

مصادر تعلّم مجانية

- NASA Glenn: The drag equation (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/drag-equation/): صفحة مجانية من NASA.
- NASA Glenn: Induced drag coefficient (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/induced-drag-coefficient/): صفحة مجانية من NASA.
- NASA Glenn: Lift-to-drag ratio (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/lift-to-drag-ratio/): صفحة مجانية من NASA.
- MIT OpenCourseWare 16.100 Aerodynamics (Fall 2005) (https://ocw.mit.edu/courses/16-100-aerodynamics-fall-2005/): الديناميكا الهوائية في MIT.

أنهيت هذه الوحدة

الدفع والقدرة المطلوبان

الدفع المطلوب مقابل السرعة، وسرعة أدنى سحب، والقدرة المطلوبة وسرعة أدنى قدرة، والدفع والقدرة المتاحان من المحركات النفاثة والمراوح، وأقصى وأدنى سرعة في الطيران الأفقي، وأثر الارتفاع والوزن.

أهداف التعلّم

في نهاية هذه الوحدة ستستطيع أن:

- رسم الدفع والقدرة المطلوبين مقابل السرعة.
- إيجاد سرعتي أدنى سحب وأدنى قدرة.
- شرح كيف يغيّر الارتفاع هذه السرعات.
- إيجاد أقصى سرعة أفقية من الدفع المتاح.

المفاهيم الأساسية

- الدفع المطلوب يساوي السحب: T_R = ½ρV²SC_D0 + 2KW²/(ρV²S). الحد الأول يزداد مع V² والثاني يتناقص مع 1/V²، فيكون T_R قيمة دنيا.
- سرعة أدنى سحب V_md = √(2W/(ρS)) (K/C_D0)^¼. وهي سرعة (L/D)max.
- القدرة المطلوبة P_R = T_R V. وتكون في أدناها عند V_mp = V_md/3^¼ = 0.760 V_md، حيث يساوي السحب المستحث ثلاثة أضعاف السحب الطفيلي وL/D = 0.866(L/D)max.
- في الارتفاعات، تتغير كل السرعات بحسب 1/√σ عند الوزن نفسه: ترتفع السرعة الحقيقية لأفضل L/D، لكن السحب لا يتغير.
- دفع المحرك النفاث ثابت تقريبًا مع السرعة ويقل مع الكثافة؛ وقدرة المروحة ثابتة تقريبًا، فيقل دفعها مع السرعة. وأقصى سرعة أفقية هي حيث يساوي الدفع (أو القدرة) المتاح المطلوبَ.

المعادلات الأساسية

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

```
T_R=12ρ V^2SC_D0+(2KW^2)/(ρ V^2S)
```

الدفع المطلوب

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

```
V_md=(2W)/(ρ S)(_D0)^1/4
```

سرعة أدنى سحب

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

```
V_mp=_md3^1/4
```

$$P_R = T_R V$$

P_R=T_RV

القدرة المطلوبة

أمثلة محلولة خطوة بخطوة

مثال 3.1 أوجد V_md لطائرة الركاب المثال عند مستوى سطح البحر.

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.

الإجابة: V_md = 109.6 m/s.

مثال 3.2 أوجد V_md عند 11 km ونسبة السرعتين.

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

الإجابة: V_md = 201.2 m/s عند السحب نفسه 35.3 kN.

مثال 3.3 أوجد V_mp عند مستوى سطح البحر والقدرة المطلوبة عند V_md.

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

الإجابة: V_mp = 83.3 m/s؛ P_R عند V_md = 3.87 MW.

تمارين

حلّ كلًّا منها على الورق أولًا، ثم تحقق.

1. أوجد السحب عند V_mp.

   W/(0.866 × 16.67) = 40.8 kN.

2. أوجد q عند 100 m/s عند مستوى سطح البحر.

½ × 1.225 × 100² = 6125 Pa.

3. إذا زاد الوزن بنسبة 21%، كيف تتغير V_md؟

بمعامل √1.21 = 1.1.

4. تحت V_md، هل الطائرة مستقرة في السرعة؟

لا: الإبطاء يزيد السحب (الجانب الخلفي من منحنى السحب).

مفاهيم خاطئة شائعة

خرافة: أدنى سحب وأدنى قدرة يحدثان عند السرعة نفسها.
في الحقيقة: V_mp أبطأ بنسبة 24%.

خرافة: الطيران على ارتفاع أعلى يخفض السحب عند أفضل L/D.
في الحقيقة: السحب نفسه؛ والسرعة فقط أعلى.

خرافة: الدفع المطلوب هو نفسه القدرة المطلوبة.
في الحقيقة: القدرة = الدفع × السرعة.

بطاقات تعليمية

الدفع المطلوب

يساوي السحب.

V_md

سرعة (L/D)max.

V_mp

0.760 V_md.

القدرة المطلوبة

T_R V.

الارتفاع

السرعات ∝ 1/√σ.

الجانب الخلفي

تحت V_md يزداد السحب كلما انخفضت السرعة.

اختبار ذاتي

1. يكون الدفع المطلوب في أدناه عند...

V_md

V_mp

V_stall

V_max

V_md. أدنى سحب.

2. V_mp/V_md يساوي...

0.760

1.316

1

0.5

.0.760. 3^(−¼)

3. في الارتفاعات، تكون V_md (الحقيقية)...

أعلى

أدنى

كما هي

صفر

أعلى. ∝ 1/√ρ.

4. دفع المروحة مع السرعة...

تنخفض

ترتفع

ثابت

صفر

تنخفض. قدرة ثابتة.

أعد هذا الاختبار

كيف يساعد هذا في إنقاذ الكوكب

تشرح NASA أنه أثناء الطيران تتكون طبقة رقيقة من الهواء، هي الطبقة الحدية، قريبة جدًا من سطح الطائرة، وأنها في معظم الطائرات تصبح مضطربة، فيزداد سحب الاحتكاك واستهلاك الوقود. ويهدف تصميم Crossflow Attenuated Natural Laminar Flow (CATNLF) من NASA إلى إبقاء ذلك التدفق طباقيًا على الأجنحة المائلة الكبيرة.

قدّرت دراسة حاسوبية لـNASA من 2014 إلى 2017 أن جناح CATNLF على طائرة كبيرة بعيدة المدى مثل Boeing 777 قد يوفر حتى 10% من الوقود سنويًا. وبمصطلحات هذه الوحدة، يخفض التدفق الطباقي C_D0، مما يخفض الدفع والقدرة المطلوبين عند كل سرعة.

على Saving Planets: ميكانيكا الموائع · الديناميكا الهوائية 1

المصادر: 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/)

مصادر تعلّم مجانية

- NASA Glenn: What is drag? (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/what-is-drag/): صفحة مجانية من NASA.
- NASA Glenn: Thrust-to-weight ratio (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/thrust-to-weight-ratio/): صفحة مجانية من 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/): ملاحظات MIT عن الأداء.
- FAA PHAK Chapter 11: Aircraft Performance (PDF) (https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/13_phak_ch11.pdf): فصل FAA عن منحنيات الدفع والقدرة.

أنهيت هذه الوحدة

أداء الصعود

القوى في الصعود المستقر، وزاوية الصعود ومعدله، والدفع الفائض والقدرة الفائضة، وسرعتا أفضل زاوية وأفضل معدل، والقدرة النوعية الفائضة، وزمن الصعود، والسقفان المطلق والعملي.

أهداف التعلّم

في نهاية هذه الوحدة ستستطيع أن:

- كتابة توازن القوى في الصعود المستقر.
- حساب معدل الصعود وزاويته.
- التمييز بين سرعة أفضل زاوية وسرعة أفضل معدل.
- تقدير زمن الصعود والسقوف.

المفاهيم الأساسية

- في صعود مستقر بزاوية مسار γ: T − D − W sin γ = 0 وL = W cos γ. إذن sin γ = (T − D)/W: الدفع الفائض يحدد زاوية الصعود.
- معدل الصعود RC = V sin γ = (T − D)V/W = (P_avail − P_req)/W: القدرة الفائضة تحدد معدل الصعود.
- سرعة أفضل زاوية (V_x) تعظّم الدفع الفائض وتُستخدم لتجاوز العوائق؛ وسرعة أفضل معدل (V_y) تعظّم القدرة الفائضة وتبلغ الارتفاع أسرع.
- القدرة النوعية الفائضة P_s = (T − D)V/W تجمع الصعود والتسارع: إنها المعدل الذي يمكن أن يزداد به ارتفاع الطاقة h + V²/(2g).
- تقل القدرة الفائضة مع الارتفاع. السقف المطلق حيث يكون أقصى RC صفرًا؛ والسقف العملي حيث يساوي 0.5 m/s (100 ft/min).

المعادلات الأساسية

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

γ=(T-D)/(W)

زاوية الصعود

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

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

معدل الصعود

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

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

القدرة النوعية الفائضة

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

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

ارتفاع الطاقة

أمثلة محلولة خطوة بخطوة

مثال 4.1 تصعد طائرة الركاب المثال بسرعة 130 m/s عند مستوى سطح البحر بدفع 120 kN. أوجد C_L والسحب.

1. $q = ½ \times 1.225 \times 130^2 = 10{,}351$ Pa.
2. $C_L = 588{,}600/(10{,}351 \times 120) = 0.474$.
3. $D = 10{,}351 \times 120 \times (0.020 + 0.045 \times 0.474^2)$.

الإجابة: $C_L = 0.474$؛ $D = 37.4$ kN (باعتبار $L \approx W$).

مثال 4.2 أوجد معدل الصعود وزاويته.

1. $RC = (120{,}000 - 37{,}394) \times 130/588{,}600$.
2. $\sin\gamma = 82606/588600$.

الإجابة: RC = 18.2 m/s (3590 ft/min)؛ $\gamma = 8.07°$.

مثال 4.3 بمتوسط 10 m/s، كم يستغرق الصعود إلى 10000 m؟

1. $t = 10{,}000/10 = 1000$ s.

الإجابة: $t = 16.7$ min.

تمارين

حلّ كلًّا منها على الورق أولًا، ثم تحقق.

1. حوّل 18.2 m/s إلى ft/min.

   $18.2 \times 196.85 = 3590$ ft/min.

2. أي سرعة هي الأفضل لتجاوز عائق؟

   V_x، أفضل زاوية.

3. كم يساوي RC عند السقف المطلق؟

صفر.

4. لماذا يقل الصعود مع الارتفاع؟

يقل الدفع والقدرة الفائضة مع الكثافة.

مفاهيم خاطئة شائعة

خرافة: الصعود يأتي من رفع إضافي.
في الحقيقة: يأتي من الدفع أو القدرة الفائضة؛ وفي الصعود W > L.

خرافة: V_x وV_y متساويتان.
في الحقيقة: V_x أبطأ.

خرافة: معدل الصعود مستقل عن الوزن.
في الحقيقة: RC ∝ 1/W.

بطاقات تعليمية

زاوية الصعود

sin γ = (T − D)/W.

معدل الصعود

(T − D)V/W.

V_x

أفضل زاوية.

V_y

أفضل معدل.

P_s

القدرة النوعية الفائضة.

السقوف

المطلق: RC = 0؛ العملي: 0.5 m/s.

اختبار ذاتي

1. زاوية الصعود تعتمد على...

الدفع الفائض

الرفع الفائض

مساحة الجناح فقط

عدد ماخ

الدفع الفائض. $\sin\gamma = (T - D)/W$.

2. معدل الصعود يعتمد على...

القدرة الفائضة

السحب فقط

C_{Lmax}

K فقط

القدرة الفائضة. $RC = \Delta P/W$.

3. RC عند السقف العملي يساوي...

0

0.5 m/s

5 m/s

10 m/s

.0.5 m/s. 100 ft/min

4. في الصعود المستقر، الرفع يساوي...

$W\cos\gamma$

W

$W\sin\gamma$

T

$W\cos\gamma$. التوازن العمودي.

أعد هذا الاختبار

كيف يساعد هذا في إنقاذ الكوكب

تشير صفحة NASA عن الطيران المستدام إلى أن الحاجة إلى طاقة أقل للطيران تعني استخدام وقود أقل أو، في الطائرات الكهربائية، كهرباء أقل يجب توليدها في مكان آخر، مما يخفض انبعاثات دورة الحياة طوال مدة استخدام الطائرة.

الصعود أكثر مراحل الرحلة القصيرة استهلاكًا للطاقة. والقدرة النوعية الفائضة تبيّن السبب: فكل كيلوغرام يُوفَّر وكل نيوتن من السحب يُزال يرفع معدل الصعود ويقصّر مرحلة الدفع العالي.

على Saving Planets: الديناميكا · الحلول

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

مصادر تعلّم مجانية

- FAA PHAK Chapter 11: Aircraft Performance (PDF) (https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/13_phak_ch11.pdf): فصل FAA عن أداء الصعود.
- FAA Airplane Flying Handbook (https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/airplane_handbook): دليل FAA عن الصعود.
- 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/): ملاحظات MIT عن الصعود.
- NASA Glenn: Thrust-to-weight ratio (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/thrust-to-weight-ratio/): صفحة مجانية من NASA.

أنهيت هذه الوحدة

الطيران الانزلاقي

القوى في الانزلاق دون محرك، وزاوية الانزلاق ونسبة الانزلاق، والمسافة من ارتفاع معين، ومعدل الهبوط وأدنى هبوط، وأثر الوزن والرياح، والتخطيط لتعطل المحرك.

أهداف التعلّم

في نهاية هذه الوحدة ستستطيع أن:

- ربط زاوية الانزلاق بـL/D.
- إيجاد مسافة الانزلاق من ارتفاع.
- حساب معدل الهبوط.
- شرح آثار الوزن والرياح.

المفاهيم الأساسية

- في الانزلاق المستقر يكون الدفع صفرًا: D = W sin γ وL = W cos γ، إذن tan γ = D/L = 1/(L/D).
- مسافة الانزلاق من ارتفاع h هي d = h(L/D). وأقل انزلاق انحدارًا يكون عند (L/D)max، أي عند V_md.
- معدل الهبوط V_s = V sin γ ≈ V/(L/D). ويحدث أدنى هبوط عند سرعة أدنى قدرة V_mp، وهي الأفضل للبقاء في الجو أطول مدة.
- لا يغيّر الوزن أفضل نسبة انزلاق، بل السرعة التي تتحقق عندها فقط (الطائرات الشراعية الأثقل تطير أسرع بالزاوية نفسها). والرياح المعاكسة تقصّر المسافة فوق الأرض؛ والرياح الخلفية تطيلها.
- تشير NASA إلى أن الأخوين رايت قاسا أداء طائراتهما الشراعية بالطيران موازيًا لمنحدر كثيب، بحيث تساوي زاوية الانزلاق ميل التل.

المعادلات الأساسية

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

γ=(1)/(L/D)

زاوية الانزلاق

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

d=h (L/D)

مسافة الانزلاق

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

معدل الهبوط

$$D = W\sin\gamma$$

أمثلة محلولة خطوة بخطوة

مثال 5.1 تفقد طائرة الركاب المثال جميع محركاتها عند 10 km. ما المسافة التي يمكنها الانزلاق إليها عند (L/D)max = 16.67 في هواء ساكن؟

1. $d = 16.67 \times 10{,}000$.

الإجابة: $d = 166.7$ km.

مثال 5.2 طائرة شراعية L/D لها 40 على ارتفاع 1000 m. أوجد مسافة الانزلاق وزاويته.

1. $d = 1000 \times 40 = 40$ km.
2. $\gamma = \arctan(1/40)$.

الإجابة: 40 km بزاوية $1.43°$.

مثال 5.3 أوجد معدل هبوط الطائرة الشراعية عند 30 m/s.

1. $V_s = 30/40$.

الإجابة: 0.75 m/s.

تمارين

حلّ كلًّا منها على الورق أولًا، ثم تحقق.

1. أوجد معدل الهبوط عند 25 m/s مع L/D = 35.

   25/35 = 0.714 m/s.

2. هل يغيّر إضافة ثقل مائي أفضل نسبة انزلاق؟

   لا، بل سرعة أفضل انزلاق فقط.

3. الانزلاق أطول زمن أم أبعد مسافة: أي سرعة لأيهما؟

   V_{mp} للزمن، وV_{md} للمسافة.

4. زاوية الانزلاق مع L/D = 10؟

   $\arctan(0.1) = 5.71°$.

مفاهيم خاطئة شائعة

خرافة: الطائرات الشراعية الأثقل تنزلق مسافة أقل.
في الحقيقة: المسافة نفسها في هواء ساكن، لكن بسرعة أكبر.

خرافة: ارفع المقدمة لإطالة الانزلاق.
في الحقيقة: تحت سرعة أفضل انزلاق يصبح الانزلاق أشد انحدارًا.

خرافة: أدنى هبوط وأفضل انزلاق عند السرعة نفسها.
في الحقيقة: أدنى هبوط أبطأ.

بطاقات تعليمية

زاوية الانزلاق

tan γ = 1/(L/D).

مسافة الانزلاق

h(L/D).

معدل الهبوط

V/(L/D).

أفضل انزلاق

At V_md.

أدنى هبوط

At V_mp.

الوزن

يغيّر السرعة لا النسبة.

اختبار ذاتي

1. في tan γ الانزلاق يساوي...

L/D

D/L

W/L

T/W

D/L. توازن القوى.

2. أفضل مسافة انزلاق تكون عند...

(L/D)max

C_Lmax

V_max

V_mp

(L/D)max. أقل زاوية.

3. أطول زمن في الجو يكون عند...

V_mp

V_md

V_stall

V_max

V_mp. أدنى هبوط.

4. الوزن الإضافي يغيّر...

أفضل نسبة انزلاق

سرعة أفضل انزلاق

كليهما بالقدر نفسه

لا شيء

سرعة أفضل انزلاق. السرعة ∝ W⅟².

أعد هذا الاختبار

كيف يساعد هذا في إنقاذ الكوكب

يشرح دليل المبتدئين من NASA أنه كلما صغرت زاوية الانزلاق، طارت الطائرة أبعد لتغير معين في الارتفاع، فزاوية الانزلاق مقياس لكفاءة الطيران. واستخدم الأخوان رايت الطائرات الشراعية بين 1900 و1902 لتعلّم الديناميكا الهوائية والطيران قبل الطيران بمحرك.

نسبة الانزلاق هي ببساطة L/D، الرقم نفسه الذي يحدد استهلاك الوقود في الطيران الطوافي. فالطائرة التي تنزلق جيدًا تطير طوافيًا بوقود أقل أيضًا.

على Saving Planets: مقدمة في هندسة الطيران والفضاء · الديناميكا الهوائية 1

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

مصادر تعلّم مجانية

- NASA Glenn Beginner’s Guide: Glide angle (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/glide-angle/): صفحة مجانية من NASA.
- NASA Glenn: Lift-to-drag ratio (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/lift-to-drag-ratio/): صفحة مجانية من NASA.
- FAA Airplane Flying Handbook (https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/airplane_handbook): دليل FAA عن الانزلاق الاضطراري.
- 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/): ملاحظات MIT.

أنهيت هذه الوحدة

المدى والتحمل: معادلات بريغيه

الاستهلاك النوعي للوقود في المحركات النفاثة والمروحية، وكسور وزن الوقود، ومعادلتا بريغيه للمدى والتحمل، وسرعتا أفضل مدى وأفضل تحمل، والصعود الطوافي، والموازنة بين الحمولة والمدى، والاحتياطيات.

أهداف التعلّم

في نهاية هذه الوحدة ستستطيع أن:

- استخدام الاستهلاك النوعي للوقود بالنسبة إلى الدفع والقدرة.
- تطبيق معادلة بريغيه للمدى على الطائرات النفاثة والمروحية.
- حساب التحمل.
- تحديد تغييرات التصميم التي تزيد المدى.

المفاهيم الأساسية

- الاستهلاك النوعي للوقود بالنسبة إلى الدفع c في المحرك النفاث هو وزن الوقود المحروق لكل وحدة دفع لكل وحدة زمن (1/s). أما الاستهلاك النوعي بالنسبة إلى القدرة في المحرك المكبسي أو التوربيني المروحي فهو الوقود لكل وحدة قدرة لكل وحدة زمن.
- تكامل dW/dt = −cT مع T = W/(L/D) عند V وL/D ثابتين يعطي مدى بريغيه للطائرات النفاثة: R = (V/c)(L/D) ln(W_i/W_f).
- للطائرات المروحية، مع كفاءة المروحة η والاستهلاك النوعي بالنسبة إلى القدرة c_p (1/m): R = (η/c_p)(L/D) ln(W_i/W_f). وتحمّل الطائرات النفاثة E = (1/c)(L/D) ln(W_i/W_f).
- يزداد المدى بثلاث مجموعات: كفاءة المحرك (V/c أو η/c_p)، والديناميكا الهوائية (L/D)، والهياكل (نسبة الوزن). ولهذا توجّه المعادلة كل تحسين تقريبًا في الطائرات.
- تطير الطائرات النفاثة لأفضل مدى أسرع قليلًا من V_md (بتعظيم V·L/D) ولأفضل تحمل عند V_md. وتطير الطائرات المروحية للمدى عند V_md وللتحمل عند V_mp.

المعادلات الأساسية

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

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

مدى بريغيه، نفاثة

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

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

مدى بريغيه، مروحية

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

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

التحمل، نفاثة

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

```
c_p=· g3.6×10^6
```

SFC من kg/kWh إلى 1/m

أمثلة محلولة خطوة بخطوة

مثال 6.1 طائرة نفاثة تطير طوافيًا بسرعة 230 m/s مع c = 0.6 في الساعة و$L/D = 16$، وتحرق وقودًا يساوي 25% من وزنها الابتدائي ($W_f/W_i = 0.75$). أوجد المدى.

1. $c = 0.6/3600 = 1.667 \times 10^{-4}$ s⁻¹.
2. $\ln(1/0.75) = 0.2877$.
3. $R = (230/1.667 \times 10^{-4}) \times 16 \times 0.2877$.

الإجابة: $R = 6352$ km.

مثال 6.2 أوجد التحمل للطائرة نفسها.

1. $E = (1/1.667 \times 10^{-4}) \times 16 \times 0.2877 = 27{,}618$ s.

الإجابة: $E = 7.67$ h.

مثال 6.3 طائرة توربينية مروحية لها $\eta = 0.8$ و$\text{SFC} = 0.3$ kg/kWh و$L/D = 15$ وتحرق 15% من وزنها ($W_f/W_i = 0.85$). أوجد المدى.

1. $c_p = 0.3 \times 9.81/3.6 \times 10^6 = 8.175 \times 10^{-7}$ m⁻¹.
2. $\ln(1/0.85) = 0.1625$.
3. $R = (0.8/8.175 \times 10^{-7}) \times 15 \times 0.1625$.

الإجابة: $R = 2386$ km.

تمارين

حلّ كلًّا منها على الورق أولًا، ثم تحقق.

1. ارفع L/D من 16 إلى 18 في مثال النفاثة. ما المدى الجديد؟

7146 km (أكثر بنسبة 12.5%).

2. احرق 30% من الوزن بدلًا من 25%. ما المدى؟

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

3. أي حد يحسّنه جناح التدفق الطباقي؟

L/D.

4. أي حد يحسّنه هيكل أخف؟

نسبة الوزن.

مفاهيم خاطئة شائعة

خرافة: المدى يتناسب مع الوقود المحمول.
في الحقيقة: يزداد مع لوغاريتم نسبة الوزن.

خرافة: أفضل مدى وأفضل تحمل عند السرعة نفسها.
في الحقيقة: يُطار للتحمل بسرعة أبطأ.

خرافة: تتطلب معادلة بريغيه ارتفاعًا ثابتًا.
في الحقيقة: تفترض V وL/D ثابتين، وهذا يعني صعودًا طوافيًا بطيئًا.

بطاقات تعليمية

TSFC

وزن الوقود لكل وحدة دفع لكل وحدة زمن.

بريغيه للنفاثة

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

بريغيه للمروحية

(η/c_p)(L/D) ln(W_i/W_f).

مدة التحليق

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

ثلاث روافع

المحرك، والديناميكا الهوائية، والهياكل.

الصعود الطوافي

V وL/D ثابتان مع احتراق الوقود.

اختبار ذاتي

1. مدى الطائرة النفاثة يتناسب مع...

V(L/D)/c

c/V

L/D فقط

W_f

V(L/D)/c. بريغيه.

2. حد الوزن في معادلة بريغيه هو...

W_i − W_f

ln(W_i/W_f)

W_i/W_f

W_f/W_i

ln(W_i/W_f). تكامل dW/W.

3. يكون تحمّل الطائرة النفاثة في أفضله عند...

V_md

V_mp

V_max

V_stall

V_md. أدنى سحب = أدنى تدفق وقود.

4. يكون مدى الطائرة المروحية في أفضله عند...

V_md

V_mp

V_max

Mach 1

.V_md. (L/D)max

أعد هذا الاختبار

كيف يساعد هذا في إنقاذ الكوكب

اختبرت NASA وGE Aerospace في ديسمبر 2025 محركًا نفاثًا هجينًا كهربائيًا متكاملًا، هو GE Passport معدّل، في موقع Peebles Test Operation التابع لـGE Aerospace في أوهايو. ويهدف مشروع Hybrid Thermally Efficient Core (HyTEC) من NASA إلى محرك هجين يحرق وقودًا أقل بنسبة تصل إلى 10% من أفضل المحركات الحالية.

بمصطلحات بريغيه، استهلاك وقود أقل بنسبة 10% يعني c أصغر: الرحلة نفسها بوقود أقل، أو رحلة أطول بالوقود نفسه. ويمنح كلٌّ من حد المحرك وحد الديناميكا الهوائية وحد الهياكل المهندسين رافعة.

على Saving Planets: الديناميكا الحرارية · الحلول

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

مصادر تعلّم مجانية

- 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/): ملاحظات MIT عن معادلة بريغيه.
- MIT OpenCourseWare 16.885J Aircraft Systems Engineering (Fall 2005) (https://ocw.mit.edu/courses/16-885j-aircraft-systems-engineering-fall-2005/): أنظمة الطائرات في MIT.
- FAA PHAK Chapter 11: Aircraft Performance (PDF) (https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/13_phak_ch11.pdf): فصل FAA عن المدى والتحمل.
- NASA Glenn: Lift-to-drag ratio (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/lift-to-drag-ratio/): صفحة مجانية من NASA.

أنهيت هذه الوحدة

أداء الإقلاع

سرعة الانهيار وC_Lmax، وأجهزة الرفع العالي، والجري على الأرض عند الإقلاع، وسرعة الارتفاع عن الأرض، وأثر الوزن وارتفاع الكثافة والرياح وميل المدرج، والمقطع الجوي فوق عائق، وطول المدرج المتوازن.

أهداف التعلّم

في نهاية هذه الوحدة ستستطيع أن:

- إيجاد سرعتي الانهيار والارتفاع عن الأرض.
- تقدير الجري على الأرض عند الإقلاع.
- بيان كيف يطيل الوزن وارتفاع الكثافة الإقلاع.
- شرح طول المدرج المتوازن.

المفاهيم الأساسية

- سرعة الانهيار هي أبطأ سرعة طيران مستقر: V_s = √(2W/(ρSC_Lmax)). وترفع القلابات والشرائح C_Lmax للإقلاع والهبوط.
- سرعة الارتفاع عن الأرض عادة V_LOF ≈ 1.2V_s، مما يعطي هامشًا فوق الانهيار.
- مع دفع أكبر بكثير من السحب والاحتكاك، يكون الجري على الأرض نحو s_g ≈ 1.44W²/(gρSC_LmaxT).
- لذلك تزداد مسافة الإقلاع تقريبًا مع W²، ومع 1/ρ مرتين في الطائرات النفاثة (عبر V_s وعبر انخفاض الدفع). والرياح المعاكسة بسرعة 10 kt تقصّر الجري؛ والرياح الخلفية تطيله كثيرًا.
- طول المدرج المتوازن هو الطول الذي إذا تعطل فيه محرك عند سرعة القرار V₁، تطلّب التوقف والاستمرار المسافة نفسها.

المعادلات الأساسية

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

```
V_s=2Wp SC_L,max
```

سرعة الانهيار

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

سرعة الارتفاع عن الأرض

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

الجري على الأرض

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

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

أثر الوزن

أمثلة محلولة خطوة بخطوة

مثال 7.1 لطائرة الركاب المثال C_Lmax = 2.4 مع قلابات الإقلاع عند مستوى سطح البحر. أوجد V_s وV_LOF.

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

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

مثال 7.2 قدّر الجري على الأرض بدفع 180 kN.

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

الإجابة: s_g = 801 m.

مثال 7.3 كرر في مطار على ارتفاع 1500 m (ISA ρ = 1.058 kg/m³)، بالدفع نفسه.

1. s_g = 801 × 1.225/1.058.

الإجابة: s_g = 927 m، أطول بـ1.158 مرة (وأكثر مع الفقد الحقيقي في الدفع).

تمارين

حلّ كلًّا منها على الورق أولًا، ثم تحقق.

1. حُمّلت الطائرة إلى 70000 kg. ما نسبة مسافتي الجري على الأرض؟

   (70/60)² = 1.361.

2. ما نسبة سرعتي الانهيار عند 70000 kg؟

   √(70/60) = 1.080.

3. لماذا تقصّر القلابات الإقلاع؟

   C_Lmax أعلى وV_s أدنى.

4. ما V₁؟

   سرعة القرار لإلغاء الإقلاع أو مواصلته.

مفاهيم خاطئة شائعة

خرافة: مسافة الإقلاع تتناسب مع الوزن.
في الحقيقة: أقرب إلى مربع الوزن.

خرافة: اليوم الحار يؤثر في المحركات فقط.
في الحقيقة: إنه يخفض الرفع أيضًا عند سرعة معينة.

خرافة: الارتفاع عن الأرض يحدث عند سرعة الانهيار.
في الحقيقة: بهامش فوق الانهيار، نحو $1.2V_s$.

بطاقات تعليمية

سرعة الانهيار

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

V_LOF

$\approx 1.2V_s$.

الجري على الأرض

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

أثر الوزن

$\propto W^2$.

ارتفاع الكثافة

جري أطول.

V_1

سرعة القرار.

اختبار ذاتي

1. تتغير سرعة الانهيار بحسب...

- W^2
- W
- W^2
- $1/W$
- $V_s \propto \sqrt{W}$. $\sqrt{(W/\rho)}$.

2. يتغير الجري على الأرض تقريبًا بحسب...

W

W^2

$W^{1/2}$

1/W

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

3. القلابات ترفع...

C_Lmax

C_D0 فقط

عدد ماخ

K فقط

C_Lmax. أجهزة الرفع العالي.

4. طول المدرج المتوازن يساوي بين...

مسافتي التوقف والاستمرار

V_1 وV_2

الدفع والسحب

L وW

مسافتي التوقف والاستمرار. التعريف.

أعد هذا الاختبار

كيف يساعد هذا في إنقاذ الكوكب

تضمّن نموذج الجناح المدعّم من NASA وبوينغ شرائح وقلابات وأسطحًا متحركة أخرى ليتمكن الفريق من ضبطه على إعدادات السرعة المنخفضة والرفع العالي في الإقلاع والهبوط. وتشير NASA إلى أن نفق QinetiQ المضغوط يُستخدم للتنبؤ بسلوك

الطائرات في ظروف الإقلاع والهبوط.

الجناح الكفؤ جدًا في الطيران الطوافي لا يزال عليه تحقيق أرقام الانهيار والمدرج في هذه الوحدة، ولهذا يُختبر أداء الرفع العالي مبكرًا مثل سحب الطيران الطوافي.

على Saving Planets: الديناميكا الهوائية 1 · الاستاتيكا

المصادر: 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/)

مصادر تعلّم مجانية

- FAA Airplane Flying Handbook (https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/airplane_handbook): دليل FAA عن الإقلاع.
- FAA PHAK Chapter 11: Aircraft Performance (PDF) (https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/13_phak_ch11.pdf): فصل FAA عن مخططات أداء الإقلاع.
- FAA PHAK Chapter 10: Weight and Balance (PDF) (https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/12_phak_ch10.pdf): فصل FAA عن الوزن والاتزان.
- NASA Glenn: The lift equation (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/lift-equation/): صفحة مجانية من NASA.

أنهيت هذه الوحدة

أداء الهبوط

الاقتراب والتسوية والجري على الأرض، وسرعة الاقتراب، والكبح، وعكس الدفع والمفسدات، وحالة المدرج، وتقديرات مسافة الهبوط، والطاقة التي يجب تبديدها.

أهداف التعلّم

في نهاية هذه الوحدة ستستطيع أن:

- إيجاد سرعة الاقتراب من سرعة الانهيار.
- تقدير الجري على الأرض عند الهبوط من التباطؤ.
- شرح أهمية حالة المدرج والمفسدات.
- حساب الطاقة الحركية عند ملامسة الأرض.

المفاهيم الأساسية

- للهبوط ثلاثة مقاطع: الاقتراب فوق عائق ارتفاعه 15 m (50 ft)، والتسوية، والجري على الأرض.
- سرعة الاقتراب عادة V_app ≈ 1.3V_s في تهيئة الهبوط.
- مع تباطؤ متوسط a، يكون الجري على الأرض s = V²/(2a). وترفع المكابح والمفسدات (التي تُسقط الرفع لتتمكن العجلات من الكبح) وعكس الدفع جميعها قيمة a.
- المدارج المبللة أو الجليدية تخفض الاحتكاك وقد تطيل الجري كثيرًا؛ وتعطي مخططات الأداء تصحيحات.
- يجب امتصاص الطاقة الحركية عند ملامسة الأرض ½mV²، ومعظمها حرارة في المكابح.

المعادلات الأساسية

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

سرعة الاقتراب

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

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

الجري على الأرض

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

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

الطاقة الحركية

$$a = \mu g$$

```
a=μ g
```

أمثلة محلولة خطوة بخطوة

مثال 8.1 مع قلابات الهبوط، C_Lmax = 2.8. أوجد V_s وV_app لطائرة الركاب المثال عند مستوى سطح البحر.

1. V_s = √(2 × 588,600/(1.225 × 120 × 2.8)) = 53.5 m/s.
2. V_app = 1.3 × 53.5 = 69.5 m/s.

الإجابة: V_s = 53.5 m/s؛ V_app = 69.5 m/s.

مثال 8.2 قدّر الجري على الأرض من 69.5 m/s بتباطؤ متوسط 0.4g.

1. s = 69.5²/(2 × 0.4 × 9.81) = 616 m.

الإجابة: s = 616 m.

مثال 8.3 أوجد الطاقة الحركية عند 69.5 m/s.

1. E = ½ × 60,000 × 69.5² = 145 MJ.

الإجابة: E = 145 MJ.

تمارين

حلّ كلًّا منها على الورق أولًا، ثم تحقق.

1. نصّف التباطؤ. ما الجري الجديد على الأرض؟

   يتضاعف: 1232 m.

2. لماذا تُفتح المفسدات عند ملامسة الأرض؟

   لإسقاط الرفع حتى تعمل المكابح.

3. اقتراب أسرع بنسبة 10%: ما التغير في الجري؟

   1.1² = 1.21، أطول بنسبة 21%.

4. ما ارتفاع عائق الاقتراب؟

   15 m (50 ft).

مفاهيم خاطئة شائعة

خرافة: مسافة الهبوط هي الجري على الأرض فقط.
في الحقيقة: تشمل الاقتراب والتسوية.

خرافة: بضع عقد زائدة لا تهم.
في الحقيقة: الجري يزداد مع V^2.

خرافة: تعمل المكابح بكامل فعاليتها عند الملامسة.
في الحقيقة: ليس قبل إسقاط الرفع.

بطاقات تعليمية

V_app

≈ 1.3V_s.

الجري على الأرض

$V^2/(2a)$.

المفسدات

إسقاط الرفع.

عكس الدفع

تباطؤ إضافي.

مدرج مبلل

جري أطول.

طاقة الكبح

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

اختبار ذاتي

1. V_app تساوي نحو...

1.3V_s

V_s

2V_s

0.8V_s

1.3V_s. هامش فوق الانهيار.

2. الجري على الأرض مع تباطؤ a يساوي...

$V^2/(2a)$

Va

V/a

2aV

$V^2/(2a)$. علم الحركة.

3. تساعد المفسدات الكبح عن طريق...

إسقاط الرفع

إضافة دفع

رفع C_Lmax

تبريد المكابح

إسقاط الرفع. وزن أكبر على العجلات.

4. الاقتراب الأسرع بنسبة 10% يطيل الجري بـ...

10%

21%

5%

0%

.21%. V^2

أعد هذا الاختبار

كيف يساعد هذا في إنقاذ الكوكب

تعدّ NASA العمليات والبنية التحتية إحدى الطرق الرئيسية الثلاث لجعل الطيران مستدامًا: استخدام طاقة أقل على الأرض أو باختيار مسار الطيران يقلل الوقود المحروق ويوفر المال.

والاقتراب والهبوط جزء من ذلك. فالهبوط المتواصل المخطط جيدًا والهبوط بالسرعة الصحيحة يستهلكان وقودًا أقل وطاقة كبح أقل من اقتراب متسرع وسريع.

على Saving Planets: الديناميكا · الحلول

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

مصادر تعلّم مجانية

- FAA Airplane Flying Handbook (https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/airplane_handbook): دليل FAA عن الاقتراب والهبوط.
- FAA PHAK Chapter 11: Aircraft Performance (PDF) (https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/13_phak_ch11.pdf): فصل FAA عن مخططات أداء الهبوط.
- 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/): ملاحظات MIT.
- PhET: Projectile Motion (https://phet.colorado.edu/en/simulations/projectile-motion): علم الحركة بشكل تفاعلي.

أنهيت هذه الوحدة

الطيران في الانعطاف ومخطط V-n

الانعطافات المنسقة الأفقية، وزاوية الميلان ومعامل الحمل، ونصف قطر الانعطاف ومعدله، وسرعة الانهيار في الانعطاف، وسرعة المناورة، ومخطط V-n مع معاملات الحمل الحدية وأحمال الهبات، والسحب إلى أعلى.

أهداف التعلّم

في نهاية هذه الوحدة ستستطيع أن:

- ربط زاوية الميلان بمعامل الحمل.
- حساب نصف قطر الانعطاف ومعدله.
- إيجاد سرعة الانهيار في الانعطاف وسرعة المناورة.
- قراءة مخطط V-n.

المفاهيم الأساسية

- في الانعطاف المنسق الأفقي يميل الرفع مع زاوية الميلان ϕ: L cos ϕ = W وL sin ϕ = mV²/R. ومعامل الحمل n = L/W = 1/cos ϕ.
- نصف قطر الانعطاف R = V²/(g tan ϕ) = V²/(g√(n² − 1))؛ ومعدل الانعطاف ω = V/R.
- ترتفع سرعة الانهيار مع معامل الحمل: V_s,turn = V_s√n. وعند ميلان 60° يكون n = 2 وسرعة الانهيار أعلى بنسبة 41%.
- سرعة المناورة V_A = V_s√n_limit هي السرعة التي يؤدي عندها الانحراف الكامل لأسطح التحكم إلى انهيار الجناح قبل بلوغ الحمل الحدي.
- يرسم مخطط V-n معامل الحمل المسموح مقابل السرعة: تحدّه منحنيات الانهيار من اليسار، ومعاملات الحمل الحدية من الأعلى والأسفل، وسرعة الانقضاض من اليمين. وتضيف خطوط الهبات الأحمال الناتجة عن الاضطراب.

المعادلات الأساسية

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

معامل الحمل في الانعطاف الأفقي

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

R=(V^2)/(g)

نصف قطر الانعطاف

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

معدل الانعطاف

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

V_s,n=V_s n

سرعة الانهيار تحت الحمل

أمثلة محلولة خطوة بخطوة

مثال 9.1 أوجد n ونصف قطر الانعطاف ومعدله عند 100 m/s لميلان 30° و45° و60°.

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.

الإجابة: معدلات الانعطاف 3.25°/s و5.62°/s و9.74°/s.

مثال 9.2 بكم ترتفع سرعة الانهيار عند ميلان 30° و45° و60°؟

1. √n = 1.075, 1.189, 1.414.

الإجابة: 7.5% و18.9% و41.4%.

مثال 9.3 طائرة خفيفة لها V_s = 50 m/s و n_limit = 2.5. أوجد V_A.

1. V_A = 50 × √2.5.

الإجابة: V_A = 79.1 m/s.

تمارين

حلّ كلًّا منها على الورق أولًا، ثم تحقق.

1. أوجد نصف قطر الانعطاف عند 60 m/s وميلان 30°.

   60²/(9.81 × tan 30°) = 636 m.

2. زاوية الميلان عند n = 2؟

   60°.

3. لماذا تستخدم طائرات الركاب ميلانًا نحو 25–30°؟

معامل حمل مريح وارتفاع طفيف في سرعة الانهيار.

4. ما الذي يحدّ الجانب الأيسر من مخطط V-n؟

منحنى الانهيار $n = (V/V_s)^2$.

مفاهيم خاطئة شائعة

خرافة: الميلان الأشد يعطي انعطافًا أضيق دون ثمن.
في الحقيقة: إنه يرفع معامل الحمل وسرعة الانهيار.

خرافة: سرعة المناورة هي أقصى سرعة طوافية.
في الحقيقة: إنها تحمي من الانحرافات الكاملة لأسطح التحكم.

خرافة: معامل الحمل يعتمد على السرعة فقط.
في الحقيقة: في الانعطاف الأفقي يعتمد على زاوية الميلان.

بطاقات تعليمية

معامل الحمل

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

نصف قطر الانعطاف

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

معدل الانعطاف

V/R.

الانهيار في الانعطاف

$V_s\sqrt{n}$.

V_A

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

مخطط V-n

غلاف الطيران.

اختبار ذاتي

1. معامل الحمل عند ميلان 60° يساوي...

1.15

1.41

2

3

2. 1/cos 60°.

2. نصف قطر الانعطاف يساوي...

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

gV

V/g

V tan ϕ

$V^2/(g \tan \phi)$. التوازن المركزي.

3. سرعة الانهيار في الانعطاف...

$V_s\sqrt{n}$

$V_s n$

V_s/n

V_s

$V_s\sqrt{n}$. يلزم رفع أكبر.

4. يبيّن مخطط V-n...

الأحمال المسموحة مقابل السرعة

السحب مقابل السرعة

المدى مقابل الوقود

الارتفاع مقابل الزمن

الأحمال المسموحة مقابل السرعة. غلاف الطيران.

أعد هذا الاختبار

كيف يساعد هذا في إنقاذ الكوكب

ثبّتت NASA في اختبارات الطيران CATNLF لعام 2026 نموذج جناح مصغّرًا طوله نحو 3 أقدام (40 بوصة) عموديًا أسفل طائرة الأبحاث F-15B. ودامت الرحلة الأولى، في 29 يناير 2026، مدة 75 دقيقة وأكدت أن الطائرة تستطيع المناورة بأمان مع قطعة الاختبار المثبتة.

تقول NASA إن الرحلة الأولى ركزت على توسيع الغلاف، مع انعطافات وثبات مستقر وتغييرات لطيفة في الانحدار بين نحو 20000 وقرابة 34000 قدم، وإنها كانت الأولى من حتى 15 رحلة مخططة. وتوسيع الغلاف خطوة بخطوة هو مخطط V-n في هذه الوحدة مطبقًا عمليًا.

على Saving Planets: الديناميكا · ميكانيكا المواد

المصادر: 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/)

مصادر تعلّم مجانية

- FAA Airplane Flying Handbook (https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/airplane_handbook): دليل FAA عن الانعطافات والمناورات.
- FAA PHAK Chapter 11: Aircraft Performance (PDF) (https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/13_phak_ch11.pdf): فصل FAA عن معاملات الحمل.
- 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/): ملاحظات MIT.
- MIT OpenCourseWare 16.885J Aircraft Systems Engineering (Fall 2005) (https://ocw.mit.edu/courses/16-885j-aircraft-systems-engineering-fall-2005/): أنظمة الطائرات في MIT.

أنهيت هذه الوحدة

أداء الطائرات الكهربائية والهجينة والعاملة بالوقود المستدام

مدى الطائرات الكهربائية العاملة بالبطاريات، ولماذا لا ينخفض الوزن مع تفريغ البطاريات، والطاقة النوعية للبطاريات مقارنة بوقود الطائرات النفاثة، والمحركات الهجينة الكهربائية، ووقود الطيران المستدام، وCO_2 الناتج عن حرق الوقود، وجمع كل روافع الأداء معًا.

أهداف التعلّم

في نهاية هذه الوحدة ستستطيع أن:

- اشتقاق معادلة المدى لطائرة كهربائية تعمل بالبطاريات.
- مقارنة الطاقة النوعية للبطاريات ووقود الطائرات النفاثة.
- حساب CO_2 الناتج عن الوقود المحروق.
- ترتيب التقنيات بحسب حد بريغيه الذي تحسّنه.

المفاهيم الأساسية

- الطائرة الكهربائية العاملة بالبطاريات لا تصبح أخف أثناء الطيران، فلا يوجد لوغاريتم: R = (e_b η/g)(L/D)(m_b/m)، مع الطاقة النوعية للبطارية e_b (J/kg) والكفاءة الكلية η وكسر كتلة البطارية m_b/m.
- يحتوي وقود الطائرات النفاثة نحو 43 MJ/kg (نحو 11900 Wh/kg، قيمة مرجعية). أما البطاريات بنحو 250 Wh/kg (قيمة مثال) فتحتوي أقل بنحو 48 مرة لكل كيلوغرام، ولهذا الطائرات الكهربائية اليوم صغيرة وقصيرة المدى.
- تستخدم المحركات الهجينة الكهربائية محركات كهربائية لمساعدة المحرك النفاث على العمل بكفاءة أعلى، فيقل الاستهلاك النوعي c.
- حرق كيلوغرام من وقود الطائرات النفاثة ينتج نحو 3.16 kg من CO_2 (قيمة مرجعية). والوقود الموفَّر بفضل L/D أفضل أو هياكل أخف أو محركات أفضل يخفض CO_2 بالتناسب المباشر.
- لوقود الطيران المستدام (SAF) خصائص مشابهة لوقود الطائرات التقليدي، فلا يغيّر معادلات الأداء؛ بل يغيّر مصدر الكربون.

المعادلات الأساسية

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

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

مدى الطائرة بالبطاريات

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

CO_2 من وقود الطائرات النفاثة

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

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

نسبة الطاقة النوعية

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

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

بريغيه، للمقارنة

أمثلة محلولة خطوة بخطوة

مثال 10.1 طائرة كهربائية ببطاريات 250 Wh/kg (قيمة مثال) و$\eta = 0.8$ و$L/D = 15$ وكسر بطاريات 30%. أوجد مداها.

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

الإجابة: $R = 330$ km.

مثال 10.2 كم مرة يحتوي وقود الطائرات النفاثة طاقة أكثر لكل كيلوغرام؟

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

الإجابة: نحو 47.8 مرة.

مثال 10.3 كم ينتج حرق 1000 kg من وقود الطائرات النفاثة من CO_2؟

1. 1000×3.16.

الإجابة: 3160 kg.

تمارين

حلّ كلًّا منها على الورق أولًا، ثم تحقق.

1. أعد حساب المدى الكهربائي بخلايا 400 Wh/kg.

   528 km.

2. طائرة تحرق 2500 kg من الوقود في الساعة. كم CO_2 في الساعة؟

   7900 kg.

3. أي حد من حدود بريغيه يحسّنه المحرك الهجين؟

c، استهلاك الوقود.

4. لماذا لا يوجد لوغاريتم في معادلة مدى البطاريات؟

تبقى الكتلة ثابتة.

مفاهيم خاطئة شائعة

خرافة: الطائرات الكهربائية تصبح أخف أثناء الطيران.
في الحقيقة: كتلة البطاريات تبقى كما هي.

خرافة: يحتاج SAF إلى محركات جديدة.
في الحقيقة: إنه مصمم للعمل في الطائرات الحالية.

خرافة: المحركات وحدها تهم في الانبعاثات.
في الحقيقة: الديناميكا الهوائية والوزن والعمليات كلها مهمة.

بطاقات تعليمية

المدى الكهربائي

.(e_bη/g)(L/D)(m_b/m)

وقود الطائرات النفاثة

≈ 43 MJ/kg.

البطارية

≈ 250 Wh/kg (مثال).

CO_2

≈ 3.16 kg لكل kg وقود.

المحرك الهجين

يخفض c.

SAF

وقود بديل مباشر من الكتلة الحيوية والنفايات.

اختبار ذاتي

1. مدى الطائرة الكهربائية بالبطاريات يتناسب مع...

e_b(L/D)(m_b/m)

ln(W_i/W_f)

c

V/c

e_b(L/D)(m_b/m). كتلة ثابتة.

2. مقارنة ببطارية 250 Wh/kg، يحتوي وقود الطائرات النفاثة نحو...

×2

×10

×48

×500

11,944/250. ×48.

3. CO_2 لكل kg من وقود الطائرات النفاثة نحو...

1 kg

3.16 kg

10 kg

0.5 kg

3.16 kg. كربون مضافًا إليه أكسجين.

4. يغيّر SAF...

مصدر الكربون

L/D

سرعة الانهيار

K

مصدر الكربون. خصائص وقود مشابهة.

أعد هذا الاختبار

كيف يساعد هذا في إنقاذ الكوكب

تقول وزارة الطاقة الأمريكية إن وقود الطيران المستدام المصنوع من الكتلة الحيوية وموارد النفايات يمكن أن يقدم أداءً مشابهًا لوقود الطائرات البترولي. وخلص تقرير Billion-Ton Report لعام 2023 الصادر عن الوزارة إلى أن الولايات المتحدة قادرة على مضاعفة إنتاجها من الكتلة الحيوية ثلاث مرات إلى أكثر من 1 مليار طن سنويًا، لإنتاج نحو 60 مليار غالون من الوقود الحيوي السائل، وهي مادة أولية تكفي لتلبية الطلب المتوقع على الوقود في الطيران الأمريكي.

تشير NASA إلى أن SAF لا يطلق CO_2 جديدًا في البيئة، وقد ثبت أنه يقلل الذيول التكثفية التي قد تحبس الحرارة في الغلاف الجوي للأرض. وتقدّر NASA أيضًا أنه مع الأسطول والكفاءة الحاليين، سيحتاج الحركة الجوية العالمية في 2050 إلى أكثر من 620 ميغاطن من الوقود وستنتج قرابة 2000 ميغاطن من CO_2؛ وقد التزمت الولايات المتحدة بصافي انبعاثات صفري من غازات الدفيئة في الطيران الأمريكي بحلول 2050.

على Saving Planets: الحلول · الديناميكا الحرارية

المصادر: 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)

مصادر تعلّم مجانية

- U.S. DOE: Sustainable Aviation Fuels (https://www.energy.gov/eere/bioenergy/sustainable-aviation-fuels): نظرة عامة من وزارة الطاقة على SAF.
- NASA: Sustainable Aviation (https://www.nasa.gov/directorates/armd/sustainable-aviation/): نظرة عامة من NASA على الطيران المستدام.
- NASA: NASA, GE Aerospace Hybrid Engine System Marks Successful Test (Jan. 26, 2026) (https://www.nasa.gov/aeronautics/hybrid-engine-tested/): اختبار NASA للمحرك الهجين.
- MIT OpenCourseWare 16.885J Aircraft Systems Engineering (Fall 2005) (https://ocw.mit.edu/courses/16-885j-aircraft-systems-engineering-fall-2005/): أنظمة الطائرات في MIT.

شاهد المحاضرة

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

MIT 16.687 Private Pilot Ground School (IAP 2019), MIT OpenCourseWare. الترخيص: CC BY-NC-SA 4.0 (https://creativecommons.org/licenses/by-nc-sa/4.0/) · شروط الاستخدام (https://ocw.mit.edu/pages/privacy-and-terms-of-use/). الرابط للدراسة المجانية فقط؛ Saving Planets غير تابع لهذه الجامعة ولا يحظى بتأييدها.

أنهيت هذه الوحدة

مجموعات المسائل

هذه التمارين داخل كل وحدة. حلّها على الورق أولًا، ثم افتح الإجابة.

1. الغلاف الجوي القياسي والسرعات الجوية وارتفاع الكثافة
   4 مسائل

2. القوى في الطيران وقطبية السحب
   4 مسائل
3. الدفع والقدرة المطلوبان
   4 مسائل
4. أداء الصعود
   4 مسائل
5. الطيران الانزلاقي
   4 مسائل
6. المدى والتحمل: معادلات بريغيه
   4 مسائل
7. أداء الإقلاع
   4 مسائل
8. أداء الهبوط
   4 مسائل
9. الطيران في الانعطاف ومخطط V-n
   4 مسائل
10. أداء الطائرات الكهربائية والهجينة والعاملة بالوقود المستدام
    4 مسائل

المختبر (Flight performance lab)

المختبر هو الجزء العملي من المقرر. وهو هنا مجاني وللتدريب فقط، دون ساعات معتمدة.

يمكن إجراء كل مختبر في محاكاة مجانية أو بجدول بيانات أو بالورق وشريط قياس. لا تُطِر الطائرات الورقية إلا في مساحة خالية بعيدًا عن وجوه الناس والسلالم وحركة المرور، وأبقِ الممرات خالية مما قد يسبب التعثر.

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

المختبر A: بناء حاسبة للغلاف الجوي القياسي

الأسبوع 1

الهدف: بناء جدول بيانات لدرجة الحرارة والكثافة وسرعة الصوت وفق ISA من مستوى سطح البحر حتى 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
```

نموذج التروبوسفير

الإجراء

1. أنشئ عمودًا للارتفاعات كل 500 m من 0 إلى 11000 m.
2. احسب T، ثم ρ بالأس 1 − (0.0065 × 287)/9.81.
3. احسب a = √(1.4 × 287 × T).
4. ارسم ρ وa مقابل الارتفاع وقارنهما بقيم الوحدة 1.

جدول البيانات

الارتفاع (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

قيم ISA محسوبة.

مثال حسابي

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.

السلامة

- حاسوب فقط.

بديل منزلي أو افتراضي

- أي برنامج جداول بيانات يفي بالغرض.

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-unifie

d-engineering-i-ii-iii-iv-fall-2005-spring-2006/)

الصلة بالكوكب: تفيد EIA بأن وقود الطائرات النفاثة شكّل 13% من استخدام طاقة النقل في الولايات المتحدة عام 2025. U.S. EIA: Use of energy for transportation (https://www.eia.gov/energyexplained/use-of-energy/transportation.php)

☐ **أكملت هذا المختبر (عمليًا أو افتراضيًا)**

المختبر B: نسبة انزلاق طائرة ورقية

الأسبوع 6

الهدف: قياس نسبة انزلاق طائرة ورقية من ارتفاع إطلاقها ومسافة طيرانها، وإيجاد زاوية انزلاقها ومعدل هبوطها.

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

LD= dh,\ \ γ= hd

نسبة الانزلاق وزاويته

الإجراء

1. اطوِ طائرة شراعية بسيطة من ورق الطابعة؛ وأضف مشبك ورق عند المقدمة لموازنتها.
2. في مساحة خالية، أفلتها برفق (دون رمي) من ارتفاع مقيس، نحو 1.5 m.
3. قِس موضع هبوطها ووقّت الرحلة؛ وكرر خمس مرات وخذ المتوسط.
4. حرّك مشبك الورق ولاحظ كيف تتغير نسبة الانزلاق.

جدول البيانات

الكمية	القيمة
ارتفاع الإفلات	1.5 m
المسافة	6.0 m
نسبة الانزلاق	4.0
زاوية الانزلاق	14.0°
زمن الطيران	2.0 s
السرعة المتوسطة	3.09 m/s

قيم مثال؛ الطائرات الورقية الحقيقية لها L/D أقل بكثير من الطائرات الشراعية.

مثال حسابي

1. L/D = 6.0/1.5 = 4.0؛ γ = arctan(1.5/6.0) = 14.0°.
2. السرعة على امتداد المسار 3.09 m/s = 2.0/(√(6² + 1.5²)) =؛ معدل الهبوط 0.75 m/s = 1.5/2.0 =.

السلامة

- لا تُطِر إلا في مساحة خالية، ولا تُطِر أبدًا نحو وجوه الناس؛ وأبقِ الممرات خالية.
- لا تقف على كراسٍ أو سلالم للإطلاق؛ استخدم ارتفاعك وأنت واقف.

بديل منزلي أو افتراضي

- هذا مختبر منزلي.

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)

الصلة بالكوكب: تشير NASA إلى أن الأخوين رايت درسا الطائرات الشراعية من 1900 إلى 1902 واستخدما زاوية الانزلاق لقياس الأداء. NASA Glenn Beginner’s Guide: Glide angle (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/glide-angle/)

☐ **أكملت هذا المختبر (عمليًا أو افتراضيًا)**

المختبر C: قياس قطبية السحب في FoilSim

الأسبوع 2

الهدف: جمع معاملات الرفع والسحب عند عدة زوايا هجوم، وموائمة قطبية سحب مكافئية، وإيجاد (L/D)max.

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

```
C_D=C_D0+KC_L^2
```

قطبية السحب المكافئية

الإجراء

1. افتح NASA FoilSim واختر شكل جناح وسرعة.
2. سجّل C_L وC_D عند خمس زوايا هجوم.
3. ارسم C_D مقابل C_L² ووائم خطًا مستقيمًا: المقطع هو C_D0 والميل هو K.
4. احسب (L/D)max = 1/(2√(KC_D0)).

جدول البيانات

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

قيم مثال مولّدة من قطبية المقرر (C_D0 = 0.020، K = 0.045)؛ وستختلف أرقامك في FoilSim.

مثال حسابي

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 عند C_L = 0.667.

السلامة

- حاسوب فقط.

بديل منزلي أو افتراضي

- يصلح أي متصفح.

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/)

الصلة بالكوكب: يهدف جناح CATNLF من NASA إلى إبقاء التدفق الطباقي على الأجنحة المائلة، فيخفض 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/)

☐ **أكملت هذا المختبر (عمليًا أو افتراضيًا)**

المختبر D: دراسة موازنة لمدى بريغيه

الأسبوع 8

الهدف: استخدام جدول بيانات لمعرفة كيف تغيّر L/D واستهلاك الوقود وكسر الوقود مدى طائرة نفاثة.

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

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

مدى بريغيه

الإجراء

1. أدخل V = 230 m/s وc = 0.6 في الساعة وW_f/W_i = 0.75.
2. احسب المدى عند L/D = 14 و16 و18.
3. ثم خفّض c بنسبة 10% وقارن.
4. رتّب التغييرات بحسب الكيلومترات المكتسبة.

جدول البيانات

L/D	المدى (km)
14	5558
16	6352
18	7146

قيم محسوبة لطائرة نفاثة مثال.

مثال حسابي

1. R(14) = (230/1.667 × 10⁻⁴) × 14 × 0.2877 = 5558 km.
2. خفض c بنسبة 10% يضرب المدى في 1/0.9 = 1.111.

السلامة

- حاسوب فقط.

بديل منزلي أو افتراضي

- أي برنامج جداول بيانات يفي بالغرض.

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

الصلة بالكوكب: يستهدف مشروع HyTEC من NASA محركًا هجينًا يحرق وقودًا أقل بنسبة تصل إلى 10% من أفضل المحركات الحالية. NASA: NASA, GE Aerospace Hybrid Engine System Marks Successful Test (Jan. 26, 2026) (https://www.nasa.gov/aeronautics/hybrid-engine-tested/)

☐ **أكملت هذا المختبر (عمليًا أو افتراضيًا)**

المختبر E: مسافة الإقلاع وارتفاع الكثافة

الأسبوع 10

الهدف: حساب كيف يزداد الجري على الأرض عند الإقلاع مع منسوب المطار ووزن الطائرة.

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

الجري على الأرض

الإجراء

1. استخدم طائرة الركاب المثال: W = 588.6 kN وS = 120 m² وC_Lmax = 2.4 وT = 180 kN.
2. احسب s_g عند كثافة ISA لارتفاعات 0 و1500 و3000 m، مع إبقاء الدفع ثابتًا.
3. كرر عند 70000 kg.
4. ناقش لماذا تخسر الطائرات النفاثة الحقيقية أكثر، لأن الدفع ينخفض أيضًا.

جدول البيانات

الارتفاع (m)	ρ (kg/m³)	الجري على الأرض (m)
0	1.225	801
1500	1.058	927
3000	0.909	1079

قيم محسوبة بدفع ثابت (تبسيط).

مثال حسابي

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.

السلامة

- حاسوب فقط.

بديل منزلي أو افتراضي

- أي برنامج جداول بيانات يفي بالغرض.

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

الصلة بالكوكب: تشير NASA إلى أن نماذج الجناح المدعّم تُختبر في إعدادات الرفع العالي للإقلاع والهبوط. 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/)

☐ **أكملت هذا المختبر (عمليًا أو افتراضيًا)**

المختبر F: جدول أداء الانعطاف

الأسبوع 13

الهدف: بناء جدول لمعامل الحمل ونصف قطر الانعطاف وزيادة سرعة الانهيار مقابل زاوية الميلان.

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

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

علاقات الانعطاف الأفقي

الإجراء

1. اجعل V = 100 m/s.
2. احسب n وR لزوايا ميلان من 15° إلى 60°.
3. أضف n٧ لزيادة سرعة الانهيار.
4. علّم زاوية الميلان التي ترتفع عندها سرعة الانهيار 10%.

جدول البيانات

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

قيم محسوبة.

مثال حسابي

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

السلامة

- حاسوب فقط.

بديل منزلي أو افتراضي

- أي برنامج جداول بيانات يفي بالغرض.

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

الصلة بالكوكب: تضمنت أول رحلة CATNLF لـNASA انعطافات وثباتًا من نحو 20000 إلى قرابة 34000 قدم. 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/)

☐ **أكملت هذا المختبر (عمليًا أو افتراضيًا)**

مجموعات تدريب للامتحان

وقّت نفسك: نحو 10 دقائق لكل مسألة. ثم قارن بالحلول الكاملة.

مجموعة تمارين منتصف الفصل (الوحدات 1–5)

1. أوجد درجة الحرارة وفق ISA عند 2000 m.

   1. 288.15 − 0.0065 × 2000.

   الإجابة: 275.15 K.

2. أوجد الكثافة وفق ISA عند 2000 m.

   1. 1.225 × (275.15/288.15)^4.26.

   الإجابة: 1.006 kg/m³.

3. أوجد (L/D)max عند $C_{D0} = 0.025$ و$K = 0.040$.

   1. 1/(2√(0.04 × 0.025)).

   الإجابة: 15.81.

4. طائرة وزنها 500 kN لديها دفع فائض 50 kN عند 120 m/s. أوجد معدل الصعود.

   1. 120/500,000 × 50,000.

   الإجابة: 12.0 m/s.

5. ما المسافة التي يمكن لطائرة L/D لها 12 أن تنزلقها من 2000 m؟

   1. 12 × 2000.

   الإجابة: 24 km.

مجموعة التدريب النهائية (كل الوحدات)

1. أوجد مدى طائرة نفاثة مع $V = 240$ m/s و$c = 0.55$ في الساعة و$L/D = 17$ و$W_f/W_i = 0.8$.

.(240/(0.55/3600)) × 17 × ln 1.25 .1

الإجابة: 5959 km.

2. أوجد سرعة الانهيار عند مستوى سطح البحر لـW = 100 kN وS = 30 m² وC_Lmax = 1.8.

.√(2 × 100,000/(1.225 × 30 × 1.8)) .1

الإجابة: 55.0 m/s.

3. يزداد وزن الإقلاع 20%. ما نسبة مسافتي الجري على الأرض؟

.1.2² .1

الإجابة: 1.44.

4. أوجد الجري عند الهبوط من 60 m/s بتباطؤ 3 m/s².

.60²/(2 × 3) .1

الإجابة: 600 m.

5. أوجد نصف قطر الانعطاف عند 80 m/s وميلان 45°.

.80²/(9.81 × tan 45°) .1

الإجابة: 652 m.

6. أوجد مدى طائرة كهربائية مع 300 Wh/kg وη = 0.85 وL/D = 18 وكسر بطاريات 35%.

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

الإجابة: 590 km.

ورقة الصيغ

$$L = W = \tfrac{1}{2}\rho V^2 S C_L,\ C_D = C_{D0} + K C_L^2,\ K = 1/(\quad T = T_0 - 0.0065h,\ \rho/\rho_0 = (T/T_0)^{4.26},\ a = \sqrt{\gamma R T}$$

$$(L/D)_{max} = 1/(2\sqrt{K C_{D0}}),\ C_L^* = \sqrt{C_{D0}/K} \qquad V_{md} = \sqrt{2W/(\rho S)}(K/C_{D0})^{1/4},\ V_{mp} = V_{md}/3^{1/4}$$

$$\sin\gamma = (T - D)/W,\ RC = (T - D)V/W \qquad \tan\gamma_{glide} = 1/(L/D),\ d = h(L/D)$$

$$R = (V/c)(L/D)\ln(W_i/W_f),\ E = (1/c)(L/D)\ln \qquad V_s = \sqrt{2W/(\rho S C_{L,max})},\ s_g \approx 1.44W^2/(g\rho S C_{L,ma}$$

$$n = 1/\cos\phi,\ R = V^2/(g\tan\phi),\ V_A = V_s\sqrt{n_{lim}} \qquad s = V^2/(2a),\ V_{app} \approx 1.3V_s$$

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

الثوابت

الثابت	القيمة
الغلاف الجوي القياسي الدولي، مستوى سطح البحر (قيم مرجعية)	ρ_0 = 1.225 kg/m³، T_0 = 288.15 K، p_0 = 101325 Pa، معدل انخفاض الحرارة 0.0065 K/m حتى 11 km
Air	R = 287 J/(kg·K), γ = 1.4
الجاذبية	g = 9.81 m/s²
طائرة الركاب المثال المستخدمة في المقرر كله (قيم مثال)	m = 60,000 kg, W = 588.6 kN, S = 120 m², C_D0 = 0.020, K = 0.045
وقود الطائرات النفاثة (قيم مرجعية)	نحو 43 MJ/kg؛ ونحو 3.16 kg من CO_2 لكل kg محروق
1 m/s	196.85 ft/min

المصدر: 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)

نصوص ومحاكاة مجانية

استخدم هذه المحاضرات والأدلة والمحاكاة المجانية إلى جانب المقرر.

- 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/): ملاحظات محاضرات مجانية من MIT، بما فيها أداء الطائرات.
- MIT OpenCourseWare 16.885J Aircraft Systems Engineering (Fall 2005) (https://ocw.mit.edu/courses/16-885j-aircraft-systems-engineering-fall-2005/): مقرر MIT مجاني عن أنظمة الطائرات.
- MIT OpenCourseWare 16.100 Aerodynamics (Fall 2005) (https://ocw.mit.edu/courses/16-100-aerodynamics-fall-2005/): مقرر MIT مجاني في الديناميكا الهوائية.
- FAA Pilot’s Handbook of Aeronautical Knowledge (FAA-H-8083-25C) (https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/phak): دليل FAA مجاني؛ يتناول الفصل 11 الأداء.
- FAA Airplane Flying Handbook (https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/airplane_handbook): دليل FAA مجاني عن الإقلاع والهبوط والمناورات.
- NASA Glenn: Beginner’s Guide to Aeronautics (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/): شروح مجانية من NASA عن الرفع والسحب والانزلاق.
- NASA Glenn: FoilSim (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/foilsim/): محاكاة جناح مجانية.

مسرد المصطلحات

السقف المطلق
الارتفاع الذي يكون عنده أقصى معدل صعود صفرًا.

طول المدرج المتوازن
طول المدرج الذي يتطلب فيه التوقف والاستمرار بعد تعطل محرك المسافة نفسها.

معادلة بريغيه
المدى أو التحمل من كفاءة المحرك وL/D ونسبة الوزن.

ارتفاع الكثافة
ارتفاع ISA الذي له كثافة الهواء الفعلي نفسها.

قطبية السحب
العلاقة بين معاملي السحب والرفع.

السرعة الجوية المكافئة
السرعة الجوية الحقيقية مضروبة في σ٧.

نسبة الانزلاق
المسافة الأفقية لكل وحدة ارتفاع مفقودة؛ تساوي L/D.

السحب المستحث
السحب الناتج عن توليد الرفع.

معامل الحمل
الرفع مقسومًا على الوزن.

سرعة المناورة
السرعة التي يؤدي عندها الانحراف الكامل لأسطح التحكم إلى انهيار الجناح قبل الحمل الحدي.

السحب الطفيلي
السحب غير الناتج عن الرفع.

معدل الصعود
السرعة العمودية في الصعود.

السقف العملي
الارتفاع الذي يكون عنده أقصى معدل صعود 0.5 m/s.

القدرة النوعية الفائضة
القدرة الفائضة لكل وحدة وزن.

الاستهلاك النوعي للوقود
الوقود المستهلك لكل وحدة دفع أو قدرة لكل وحدة زمن.

سرعة الانهيار
أبطأ سرعة طيران مستقر، عند C_Lmax.

الغلاف الجوي القياسي
نموذج مرجعي لدرجة الحرارة والضغط والكثافة مع الارتفاع.

وقود الطيران المستدام
وقود طائرات نفاثة مصنوع من الكتلة الحيوية والنفايات.

مخطط V-n
معامل الحمل المسموح مقابل السرعة الجوية.

حمل الجناح
الوزن مقسومًا على مساحة الجناح.

معايير التقييم الذاتي

لا تُمنح درجة ولا ساعات معتمدة. استخدم هذا لتقيّم بصدق أين أنت في كل وحدة.

المستوى	كيف يبدو
4 · إتقان	يبدأ من الغلاف الجوي وتوازن القوى، ويختار السرعة الصحيحة (V_md، V_mp، V_x، V_y، V_s)، ويميّز بين الوزن والكتلة، ويشرح أي رافعة تصميم تغيّر الإجابة.
3 · متمكن	يحل التمارين مع أخطاء عرضية في الوحدات.
2 · قيد التطور	يتبع الأمثلة المحلولة لكنه يخلط بين سرعتي المدى والتحمل أو ينسى الكثافة.
1 · مبتدئ	يعوّض الأرقام في الصيغ دون مخطط؛ ويحتاج إلى مراجعة الوحدة.

الأوزان المقترحة إذا أردت درجة

الجزء	الوزن
تمارين	20%
المختبرات	25%
مجموعة تدريب منتصف الفصل	25%
مجموعة التدريب النهائية	30%

استهدف المستوى 3 أو أعلى في كل وحدة قبل الانتقال إلى الدورة التالية.

دورات ذات صلة

- ميكانيكا الموائع ENGR 330
- هياكل الطيران والفضاء AERO 330
- الديناميكا الهوائية 1 AERO 310
- كل الدورات