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 الدفع للسنة الأخيرة لمهندسي الطيران والفضاء. وهو مبني على موضوعات وعمق MIT 16.50 Introduction to Propulsion Systems وMIT 16.512 Rocket Propulsion (مجانيان على MIT OpenCourseWare)، ويستخدم Beginner’s Guide to Propulsion المجاني من NASA Glenn، ونضع رابطه حيث يفيد. لا يؤيد أيٌّ من هؤلاء المؤلفين أو المؤسسات أو الهيئات هذه الصفحة.

ما نضيفه: ترتبط كل وحدة بعمل حقيقي مع مصدر عام موثق (محركات RS-25 لدى NASA، وأبحاث NASA على قلب المحرك، وعمل وزارة الطاقة الأمريكية على وقود الطيران المستدام)، ويُعاد حساب كل رقم في الصفحة بسكربت تحقق قبل النشر، ولكل مختبر محاكاة مجانية أو جدول بيانات.

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

في الدفع يتحدد استهلاك الطيران للوقود وانبعاثاته: كل نقطة من كفاءة المحرك وقود لا يُحرق، ويمكن للوقود الجديد أن يخفض الكربون فيما يُحرق.

تحمل الصواريخ أقمار رصد الأرض إلى المدار، والمحركات الأنظف والأكفأ تجعل هذا الوصول أكثر استدامة. تنتهي كل وحدة بقسم قصير موثق. القيم التي ليست من مصدر يُشار إليها كقيم نموذجية أو مرجعية.

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 410).
- 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 الحرارية: القانونان الأول والثاني، والغازات المثالية والدورات.
- ميكانيكا الموائع: أحجام التحكم وأساسيات الجريان الانضغاطي.
- الديناميكا الهوائية I وأداء الطائرات: السحب والدفع المطلوب والمدى.
- الميكانيكا المدارية: معادلة الصاروخ وΔv.

كيف تذاكر

- ارسم حجم تحكم حول المحرك وحدد الداخل والخارج قبل كتابة أي معادلة.
- أبقِ درجات الحرارة بالكلفن واستخدم قيم الركود (الكلية) حيث يكون الجريان سريعًا.
- افصل الكفاءة الحرارية (الحرارة إلى طاقة حركية) عن الكفاءة الدفعية (الطاقة الحركية إلى قدرة دفع مفيدة).
- قارن كل إجابة برتبة مقدار محرك حقيقي.
- تتبع الوحدات: الدفع بالنيوتن، ومعدل التدفق الكتلي بـ kg/s، والدفع النوعي بالثواني.
- حل كل تمرين على الورق قبل فتح الإجابة، وأعد الاختبارات القصيرة بعد بضعة أيام.

ماذا تحتاج

- حاسوب أو جهاز لوحي للمحاكاة المجانية PhET Gas Properties وEnergy Skate Park.
- برنامج جداول بيانات (أي برنامج مجاني يفي بالغرض)، أو Python.
- صفحات Beginner’s Guide to Propulsion من NASA Glenn في متصفح ويب.
- آلة حاسبة.

جدول مقترح من 15 أسبوعًا

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

الأسبوع	الوحدة	الموضوعات	القراءة
1	الدفع وكمية الحركة والكفاءة الدفعية	الدفع والكفاءة الدفعية؛ المختبر A	NASA Glenn
2	دورة برايتون والكفاءة الحرارية	دورة برايتون؛ المختبر B	NASA Glenn

الأسبوع	الوحدة	الموضوعات	القراءة
3	الجريان الانضغاطي: المآخذ والفوهات	خصائص الركود والاختناق	MIT 16.50
4	الجريان الانضغاطي: المآخذ والفوهات	الفوهات والمآخذ؛ المختبر C	MIT 16.50
5	المحركات النفاثة التوربينية: المكونات وتحليل الدورة	محطات المحرك النفاث التوربيني وموازنة الشغل	MIT 16.50
6	المحركات النفاثة التوربينية: المكونات وتحليل الدورة	كفاءة المكونات والحارق اللاحق	NASA Glenn
7	المحركات التوربينية المروحية والمروحية التوربينية	المحركات التوربينية المروحية؛ المختبر D؛ تدريب لامتحان منتصف الفصل	NASA Glenn
8	استهلاك الوقود وTSFC والانبعاثات	استهلاك الوقود وTSFC وCO_2	NASA HyTEC
9	أساسيات الصواريخ والدفع النوعي	دفع الصواريخ وIsp	NASA Glenn
10	أساسيات الصواريخ والدفع النوعي	دراسة حالة RS-25	NASA RS-25
11	فوهات الصواريخ والوقود الدافع والتحكم في الدفع	فوهات الصواريخ والتحكم في الدفع؛ المختبر E	MIT 16.512
12	معادلة الصاروخ والدفع الكهربائي	معادلة الصاروخ والدفع الكهربائي	MIT 16.512
13	الدفع المستدام: SAF والهيدروجين والطيران الكهربائي	SAF والهيدروجين والبطاريات؛ المختبر F	DOE SAF
14	الدفع المستدام: SAF والهيدروجين والطيران الكهربائي	الطائرات الكهربائية والمراجعة	DOE SAF
15	الدفع المستدام: SAF والهيدروجين والطيران الكهربائي	المراجعة؛ تدريب للامتحان النهائي	MIT 16.50

تقدّمك

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

الوحدات

الدفع وكمية الحركة والكفاءة الدفعية

معادلة الدفع بحجم التحكم، ودفع الضغط، والدفع النوعي، وقدرة الدفع، وقدرة النفث، والكفاءة الدفعية، ولماذا تكون النفثات الكبيرة البطيئة كفؤة.

أهداف التعلّم

في نهاية هذه الوحدة ستستطيع أن:

- اشتق الدفع من تدفق كمية الحركة.
- احسب الدفع النوعي وقدرة الدفع.
- حساب كفاءة الدفع.
- اشرح لماذا توفر نسبة الالتفاف العالية الوقود.

المفاهيم الأساسية

- الدفع هو صافي تدفق كمية الحركة الخارج من المحرك مضافًا إليه حد الضغط: F = ṁ_eV_e − ṁ_0V_0 + (p_e − p_0)A_e.
- لمحرك يتنفس الهواء بتدفق وقود صغير وفوهة متوافقة، F ≈ ṁ(V_e − V_0).
- الدفع النوعي F/ṁ (N·s/kg) يخبرك بمقدار الدفع الذي يعطيه كل كيلوغرام في الثانية من الهواء.
- الكفاءة الدفعية η_p = 2/(1 + V_e/V_0) هي نسبة القدرة الحركية للنفث التي تصبح قدرة دفع مفيدة F·V_0.
- تسريع كثير من الهواء قليلًا (V_e قريبة من V_0) كفء لكنه يحتاج محركًا كبيرًا؛ وهذه مقايضة المحرك التوربيني المروحي.

المعادلات الأساسية

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

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

معادلة الدفع

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

الدفع المبسط

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

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

كفاءة الدفع

$$P_{thrust} = F V_0$$

```
P_thrust=FV_0
```

أمثلة محلولة خطوة بخطوة

مثال 1.1 يحرك محرك 100 kg/s من الهواء من 250 m/s إلى 600 m/s (قيم نموذجية). أوجد الدفع.

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

الإجابة: $F = 35\ \text{kN}$.

مثال 1.2 أوجد كفاءته الدفعية.

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

الإجابة: $\eta_p = 0.588$.

مثال 1.3 تحقق من تلك الكفاءة باستخدام القدرات.

1. قدرة الدفع $= 8.75\ \text{MW} = 250 \times 35000$.
2. قدرة النفث $= 14.875\ \text{MW} = \tfrac{1}{2} \times 100 \times (600^2 - 250^2)$.

الإجابة: $8.75/14.875 = 0.588$.

تمارين

حلّ كلًّا منها على الورق أولًا، ثم تحقق.

1. الدفع النوعي لذلك المحرك؟

   $350\ \text{N·s/kg}$.

2. η_p إذا كانت $V_e = 300\ \text{m/s}$ عند $V_0 = 250\ \text{m/s}$؟

   0.909.

3. لماذا تستخدم المقاتلات نفثات صغيرة سريعة؟

   دفع نوعي عالٍ على حساب الكفاءة.

4. متى يهم دفع الضغط؟

   عندما يختلف ضغط مخرج الفوهة عن الضغط المحيط، كما في كثير من الصواريخ.

مفاهيم خاطئة شائعة

خرافة: زيادة سرعة العادم تعني دائمًا كفاءة أكبر.
في الحقيقة: تنخفض الكفاءة الدفعية مع ازدياد V_e/V_0.

خرافة: يدفع الدفعُ الهواءَ الموجود خلفه.
في الحقيقة: إنه رد الفعل على تسريع الجريان.

خرافة: دفع الضغط صفر دائمًا.
في الحقيقة: فقط لفوهة متمددة تمامًا.

بطاقات تعليمية

الدفع

صافي تدفق كمية الحركة + حد الضغط.

الدفع النوعي

$F/\dot{m}$.

η_p

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

قدرة الدفع

$F \cdot V_0$.

قدرة النفث

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

فوهة متوافقة

$p_e = p_0$.

اختبار ذاتي

1. η_p = ...

$2/(1 + V_e/V_0)$

V_e/V_0

$1 - V_0/V_e$

FV_e

$2/(1 + V_e/V_0)$. فرويد.

2. وحدات الدفع النوعي...

N·s/kg

N

kg/s

s

.N·s/kg. F/ṁ

3. المحركات الكفؤة تحرك...

كثيرًا من الهواء ببطء

قليلًا من الهواء بسرعة

لا هواء

الوقود فقط

كثيرًا من الهواء ببطء. Low V_e/V_0.

4. قدرة الدفع هي...

FV_0

FV_e

$\dot{m}V_e^2$

F/ṁ

FV_0. القدرة المفيدة.

أعد هذا الاختبار

كيف يساعد هذا في إنقاذ الكوكب

يوضح دليل NASA Glenn أن معظم طائرات الركاب الحديثة تستخدم المحركات التوربينية المروحية لدفعها العالي وكفاءتها الجيدة في استهلاك الوقود، وأن المحركات التوربينية المروحية عالية الالتفاف تقارب في كفاءتها المحركات المروحية التوربينية.

تأتي تلك الكفاءة مباشرة من معادلة هذه الوحدة: تحريك هواء أكثر بسرعة أقرب إلى سرعة الطيران يرفع الكفاءة الدفعية، ما يعني وقودًا أقل محروقًا وCO_2 أقل للرحلة نفسها.

على Saving Planets: أداء الطائرات · الحلول

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

مصادر تعلّم مجانية

- MIT OpenCourseWare 16.50 Introduction to Propulsion Systems (Spring 2012) (https://ocw.mit.edu/courses/16-50-introduction-to-propulsion-systems-spring-2012/): محاضرات MIT مجانية.
- NASA Glenn Beginner’s Guide: Specific impulse (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/specimp.html): شرح مجاني من NASA.

أنهيت هذه الوحدة

دورة برايتون والكفاءة الحرارية

دورة برايتون المثالية، والانضغاط والتمدد الأيزنتروبيان، والكفاءة الحرارية مقابل نسبة الضغط، وشغل الضاغط والتوربين، وكفاءات المكونات، والكفاءة الكلية.

أهداف التعلّم

في نهاية هذه الوحدة ستستطيع أن:

- احسب كفاءة برايتون المثالية من نسبة الضغط.
- أوجد درجات الحرارة بعد انضغاط أيزنتروبي.
- احسب شغل الضاغط.
- اجمع بين الكفاءة الحرارية والكفاءة الدفعية.

المفاهيم الأساسية

- يعمل التوربين الغازي وفق دورة برايتون: انضغاط أيزنتروبي، وإضافة حرارة عند ضغط ثابت، وتمدد أيزنتروبي، وطرد حرارة.
- تعتمد الكفاءة الحرارية المثالية على نسبة الضغط فقط: η_th = 1 − π^(−(γ−1)/γ).
- يرفع الانضغاط الأيزنتروبي درجة الحرارة وفق T₂/T₁ = π^((γ−1)/γ).
- شغل الضاغط لكل kg هو c_p(T₂ − T₁)؛ ويجب أن يوفره التوربين قبل أن يتبقى شيء للنفث.
- الكفاءة الكلية η₀ = η_th × η_p: من الحرارة إلى قدرة الدفع المفيدة.

المعادلات الأساسية

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

_th=1-π^-(γ-1)/γ

كفاءة برايتون المثالية

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

(T_2)/(T_1)=π^(γ-1)/γ

الانضغاط الأيزنتروبي

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

w_c=c_p(T_2-T_1)

شغل الضاغط

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

_0=_th_p

الكفاءة الكلية

أمثلة محلولة خطوة بخطوة

مثال 2.1 أوجد كفاءة برايتون المثالية لنسبتي ضغط 10 و30 (γ = 1.4).

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

الإجابة: 48.2% و62.2%.

مثال 2.2 يُضغط هواء عند 288 K بنسبة 30. أوجد T_2.

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

الإجابة: $T_2 = 761$ K.

مثال 2.3 أوجد شغل الضاغط لكل kg.

1. 1005 × (761 − 288).

الإجابة: w_c = 475 kJ/kg.

تمارين

حلّ كلًّا منها على الورق أولًا، ثم تحقق.

1. الكفاءة عند π = 20؟

   57.5%.

2. الكفاءة عند π = 40؟

   65.1%.

3. الكفاءة الكلية لـ η_th = 0.5 وη_p = 0.8؟

   0.40.

4. لماذا لا نرفع π بلا حدود؟

   يصبح مخرج الضاغط شديد الحرارة وثقيلًا؛ والتوربين يفرض حدودًا.

مفاهيم خاطئة شائعة

خرافة: كفاءة برايتون تعتمد على درجة الحرارة القصوى.
في الحقيقة: الكفاءة المثالية تعتمد على π فقط.

خرافة: كل شغل الضاغط مفقود.
في الحقيقة: يستعيده التوربين من الغاز الساخن.

خرافة: الكفاءة الحرارية هي القصة كلها.
في الحقيقة: اضرب في الكفاءة الدفعية.

بطاقات تعليمية

دورة برايتون

اضغط، احرق، مدّد.

نسبة الضغط π

p_2/p_1.

η_th

1 − π^(−0.2857).

شغل الضاغط

$c_p\Delta T$.

الكفاءة الكلية

η_p η_th.

أيزنتروبي

عكوس وأديباتي.

اختبار ذاتي

1. η برايتون المثالية تعتمد على...

نسبة ضغوط

الوقود

الحجم

الارتفاع فقط

نسبة ضغوط. صيغة.

2. تُضاف الحرارة عند...

ضغط ثابت

حجم ثابت

T ثابتة

ضغط صفري

ضغط ثابت. غرفة الاحتراق.

3. η_0 = ...

$\eta_{th} \times \eta_p$

$\eta_{th} + \eta_p$

η_p/η_{th}

1

$\eta_p \times \eta_{th}$. سلسلة.

4. ضغط الهواء...

يسخّنه

يبرّده

لا شيء

يسيّله

يسخّنه. أيزنتروبي.

أعد هذا الاختبار

كيف يساعد هذا في إنقاذ الكوكب

عمل مشروع Hybrid Thermally Efficient Core (HyTEC) التابع لـ NASA مع الصناعة لتطوير تقنيات قلب محرك صغير تتيح خفض استهلاك الوقود، واستخلاص قدرة كهربائية أكبر لأنظمة الطائرة، وتوافقًا أفضل مع وقود الطيران المستدام. وتشير

NASA إلى أن المشروع قد انتهى.

القلوب الأصغر والأسخن والأعلى ضغطًا هي صيغة الكفاءة في هذه الوحدة مجسدة في العتاد: رفع نسبة الضغط يرفع الكفاءة الحرارية، وكل نقطة مئوية توفر وقودًا في كل رحلة.

على Saving Planets: الديناميكا الحرارية · الحلول

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

مصادر تعلّم مجانية

- NASA Glenn Beginner's Guide: Brayton cycle (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/brayton.html): شرح مجاني من NASA.
- PhET: Gas Properties (https://phet.colorado.edu/en/simulations/gas-properties): التسخين بالانضغاط بشكل تفاعلي.

أنهيت هذه الوحدة

الجريان الانضغاطي: المآخذ والفوهات

درجة حرارة الركود وضغطه، والعلاقات الأيزنتروبية مع عدد ماخ، والجريان المختنق، وعلاقات المساحة–ماخ، والفوهات المتقاربة والمتقاربة–المتباعدة، واستعادة الضغط في المآخذ.

أهداف التعلّم

في نهاية هذه الوحدة ستستطيع أن:

- استخدم نسب الركود إلى القيم الساكنة.
- أوجد الظروف الحرجة (الصوتية).
- استخدم علاقة المساحة–ماخ.
- احسب سرعة الخروج المثالية من الفوهة.

المفاهيم الأساسية

- درجة حرارة الركود $T_0 = T(1 + (\gamma - 1)M^2/2)$؛ ويُستنتج ضغط الركود بالأس الأيزنتروبي $\gamma/(\gamma - 1)$.
- عند عنق فوهة مختنقة $M = 1$، مع $T^*/T_0 = 0.833$ و$p^*/p_0 = 0.528$ للهواء.
- يتسارع الجريان دون الصوتي في مجرى متقارب؛ ويتسارع الجريان فوق الصوتي في مجرى متباعد. يعطي A/A* المساحة اللازمة لكل عدد ماخ.
- سرعة الخروج المثالية: V_e = √(2c_pT₀(1 − (p_e/p₀)^((γ−1)/γ))).
- تبطئ المآخذ الهواء إلى سرعة دون صوتية للضاغط؛ وخسائر ضغط الركود تقلل الدفع والكفاءة.

المعادلات الأساسية

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

```
(T_0)/(T)=1+(γ-1)/(2)M^2
```

درجة حرارة الركود

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

```
(p_0)/(p)=((T_0)/(T))^γ/(γ-1)
```

ضغط الركود

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

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

علاقة المساحة–ماخ

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

V_e=2c_pT_0[1-(p_e/p_0)^(γ-1)/γ]

سرعة الخروج المثالية

أمثلة محلولة خطوة بخطوة

مثال 3.1 أوجد T_0/T وp_0/p عند ماخ 0.8.

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

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

مثال 3.2 أوجد A/A^* لماخ 2.

1. علاقة المساحة–ماخ مع $\gamma = 1.4$.

الإجابة: $A/A^* = 1.6875$.

مثال 3.3 غاز عند $T_0 = 1000$ K يتمدد إلى نصف ضغط ركوده (قيم نموذجية). أوجد V_e.

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

الإجابة: V_e = 601 m/s.

تمارين

حلّ كلًّا منها على الورق أولًا، ثم تحقق.

1. نسبة الضغط الحرجة للهواء؟

   p^*/p_0.

2. T^*/T_0؟

   0.833.

3. A/A^* عند ماخ 1.5؟

   1.176.

4. *A/A عند ماخ 3؟

4.235.

مفاهيم خاطئة شائعة

خرافة: الفوهات متقاربة دائمًا.
في الحقيقة: المخارج فوق الصوتية تحتاج جزءًا متباعدًا.

خرافة: القيم الساكنة وقيم الركود متماثلة.
في الحقيقة: تختلف عند السرعات العالية.

خرافة: الاختناق يوقف كل الجريان.
في الحقيقة: إنه يحدّ معدل التدفق الكتلي لظروف المنبع المعطاة.

بطاقات تعليمية

درجة حرارة الركود

T(1 + 0.2M²) للهواء.

مختنق

M = 1 عند العنق.

A/A*

المساحة لعدد ماخ.

p*/p₀

0.528.

متقاربة–متباعدة

للمخارج فوق الصوتية.

استعادة الضغط

الحفاظ على p_0 في المأخذ.

اختبار ذاتي

1. عند عنق مختنق M = ...

1

0

2

0.5

1. صوتي.

2. يتسارع الجريان فوق الصوتي في...

مجرى متباعد

مجرى متقارب

مجرى ثابت المقطع

لا شيء

مجرى متباعد. المساحة–ماخ.

3. p^*/p_0 للهواء...

0.528

0.833

1

0.1

.0.528. $\gamma = 1.4$

4. T_0/T عند $M = 0.8$...

1.128

1.8

1

0.8

1.128. صيغة.

أعد هذا الاختبار

كيف يساعد هذا في إنقاذ الكوكب

تذكر صفحة RS-25 لدى NASA أنه خلال Artemis I كانت قيم دفع المحرك وصمامات التحكم في نسبة الخلط ضمن 0.5 بالمئة من القيم المتوقعة قبل الطيران، والضغوط ودرجات الحرارة الداخلية ضمن اثنين بالمئة.

تنبؤات بهذه الدقة تأتي من علاقات الجريان الأيزنتروبي في هذه الوحدة، مُحسّنة ببيانات الاختبار: ضبط ظروف الفوهة والحجرة بدقة هو ما يجعل المحرك يعمل كما صُمم.

على Saving Planets: ميكانيكا الموائع · Artemis II

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

مصادر تعلّم مجانية

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

أنهيت هذه الوحدة

المحركات النفاثة التوربينية: المكونات وتحليل الدورة

المأخذ والضاغط وغرفة الاحتراق والتوربين والفوهة؛ وموازنة الشغل بين الضاغط والتوربين؛ وحدود درجة حرارة مدخل التوربين؛ والحارقات اللاحقة؛ والكفاءات الحقيقية للمكونات.

أهداف التعلّم

في نهاية هذه الوحدة ستستطيع أن:

- تتبّع المحطات عبر محرك نفاث توربيني.
- وازن بين شغل الضاغط وشغل التوربين.
- اشرح حدود درجة حرارة التوربين.
- صِف كيف يقايض الحارق اللاحق الوقود بالدفع.

المفاهيم الأساسية

- المحطات: الجريان الحر، والمأخذ، ومخرج الضاغط، ومخرج غرفة الاحتراق (مدخل التوربين)، ومخرج التوربين، ومخرج الفوهة.
- يدير التوربين الضاغط على عمود مشترك: c_p(T₄ − T₅) = c_p(T₃ − T₂) لجريان مثالي بـ c_p متساوية.
- درجة حرارة مدخل توربين أعلى تعطي دفعًا نوعيًا وكفاءة أكبر، ضمن حدود مواد الشفرات والتبريد.
- للضواغط والتوربينات الحقيقية كفاءات أيزنتروبية أقل من 1، فيلزم شغل أكبر ويُستعاد أقل.
- تضيف الحارقات اللاحقة وقودًا بعد التوربين لدفع إضافي بكلفة وقود كبيرة.

المعادلات الأساسية

$$T_4 - T_5 = T_3 - T_2$$

T_4-T_5=T_3-T_2

موازنة شغل العمود

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

_c=_3s-T_2T_3-T_2

كفاءة الضاغط

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

_t=_4-T_5T_4-T_5s

كفاءة التوربين

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

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

الدفع

أمثلة محلولة خطوة بخطوة

مثال 4.1 مع ضاغط شغله 475 kJ/kg (الوحدة 2) ومدخل توربين عند 1600 K (قيمة نموذجية)، أوجد درجة حرارة مخرج التوربين.

1. $\Delta T = 475{,}440 / 1005 = 473$ K.

الإجابة: $T_5 = 1127$ K.

مثال 4.2 كم يحتاج ضاغط حقيقي بـ $\eta_c = 0.85$ من الشغل لنسبة الضغط نفسها؟

1. $475 / 0.85$.

الإجابة: 559 kJ/kg.

مثال 4.3 أوجد دفع محرك نفاث توربيني يحرك 100 kg/s من 250 إلى 450 m/s.

1. 100×200.

الإجابة: 20 kN.

تمارين

حلّ كلًّا منها على الورق أولًا، ثم تحقق.

1. ارتفاع درجة حرارة ذلك الضاغط الحقيقي؟

   $559{,}341 / 1005 = 557$ K.

2. لماذا تُبرَّد شفرات التوربين؟

   الغاز أسخن مما يتحمله المعدن.

3. ماذا يرفع الحارق اللاحق؟

   V_e والدفع.

4. وماذا يخفض؟

   الكفاءة الدفعية والمدى.

مفاهيم خاطئة شائعة

خرافة: التوربين يولّد الدفع.

في الحقيقة: إنه يدير الضاغط أساسًا؛ والفوهة تولّد الدفع.

خرافة: يمكن دائمًا رفع الحرارة.

في الحقيقة: المواد تحدّ T_4.

خرافة: الحارقات اللاحقة كفؤة.

في الحقيقة: إنها تحرق الوقود عند ضغط منخفض.

بطاقات تعليمية

المحرك النفاث التوربيني

ضاغط–احتراق–توربين–فوهة.

T_4

درجة حرارة مدخل التوربين.

موازنة الشغل

التوربين = الضاغط.

η_c

ΔT المثالية/الفعلية.

الحارق اللاحق

الاحتراق بعد التوربين.

أرقام المحطات

من 0 الجريان الحر إلى 9 مخرج الفوهة.

اختبار ذاتي

1. شغل التوربين يساوي...

شغل الضاغط

الدفع

طاقة الوقود

صفر

شغل الضاغط. عمود مشترك.

2. T_4 محدودة بـ...

المواد

عدد ماخ

لون الوقود

الارتفاع

المواد. الشفرات.

3. $\eta_c < 1$ تعني...

شغلًا أكبر مطلوبًا

شغلًا أقل

لا تغيير

شغلًا مجانيًا

شغلًا أكبر مطلوبًا. الخسائر.

4. الحارقات اللاحقة ترفع...

الدفع

الكفاءة

المدى

الالتفاف

الدفع. حرارة إضافية.

أعد هذا الاختبار

كيف يساعد هذا في إنقاذ الكوكب

يشير دليل NASA Glenn إلى أن المحركات التوربينية المروحية منخفضة الالتفاف تظل أكفأ في استهلاك الوقود من المحركات النفاثة التوربينية البسيطة، وأن كثيرًا من المقاتلات الحديثة تستخدم محركات منخفضة الالتفاف مع حارقات لاحقة لتطير بكفاءة مع

دفع عالٍ عند الحاجة.

يبقى المحرك النفاث التوربيني الخالص أساسًا نموذجًا تعليميًا: موازنة شغله البسيطة تُظهر لماذا أضافت المحركات اللاحقة مروحة لخفض استهلاك الوقود.

على Saving Planets: الديناميكا الهوائية 1 · الديناميكا الحرارية

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

مصادر تعلّم مجانية

- MIT OpenCourseWare 16.50 Introduction to Propulsion Systems (Spring 2012) (https://ocw.mit.edu/courses/16-50-introduction-to-propulsion-systems-spring-2012/): محاضرات MIT مجانية.
- NASA Glenn Beginner’s Guide: Brayton cycle (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/brayton.html): شرح مجاني من NASA.

أنهيت هذه الوحدة

المحركات التوربينية المروحية والمروحية التوربينية

نسبة الالتفاف، وتيارا القلب والمروحة، ومعادلة دفع المحرك التوربيني المروحي، والكفاءة الدفعية لتيار المروحة، والمحركات المروحية التوربينية والدوارات المكشوفة، ومقايضة الحجم والوزن.

أهداف التعلّم

في نهاية هذه الوحدة ستستطيع أن:

- طبّق معادلة دفع المحرك التوربيني المروحي.
- احسب نسبة الالتفاف والتدفق الكلي.
- قارن دفع المحرك التوربيني المروحي والنفاث التوربيني للقلب نفسه.
- اشرح حدود الالتفاف العالي جدًا.

المفاهيم الأساسية

- نسبة الالتفاف bpr = ṁ_fan/ṁ_core؛ والتدفق الكلي ṁ₀ = ṁ_fan + ṁ_core.
- دفع المحرك التوربيني المروحي لدى NASA Glenn: F = (ṁV)_e + bpr·ṁ_c·V_f − ṁ₀V₀.
- تسرّع المروحة كثيرًا من الهواء قليلًا، فيكون لتيارها كفاءة دفعية عالية.
- تدفع المحركات المروحية التوربينية والدوارات المكشوفة الالتفاف أعلى، وهي كفؤة عند السرعات المنخفضة.
- المراوح الأكبر تضيف وزنًا وسحبًا وضجيجًا وتحتاج سرعات دوران أبطأ، غالبًا مع صندوق تروس.

المعادلات الأساسية

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

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

نسبة التجاوز

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

```
m_0= m_f+ m_c
```

التدفق الكلي

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

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

دفع المحرك التوربيني المروحي

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

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

كفاءة تيار المروحة

أمثلة محلولة خطوة بخطوة

مثال 5.1 لمحرك توربيني مروحي تدفق قلب $\dot{m}_0 = 100$ kg/s و$bpr = 10$، مع $V_e = 450$ m/s و$V_f = 300$ m/s و$V_0 = 250$ m/s (قيم نموذجية). أوجد التدفق الكلي والدفع.

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

الإجابة: $F = 70$ kN.

مثال 5.2 قارن بمحرك نفاث توربيني بتدفق القلب وسرعة الخروج نفسيهما.

1. $F = 100 \times (450 - 250)$.

الإجابة: 20 kN: المروحة تضاعف الدفع 3.5 مرة.

مثال 5.3 أوجد الكفاءة الدفعية لتيار المروحة.

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

الإجابة: $\eta_p = 0.909$.

تمارين

حلّ كلًّا منها على الورق أولًا، ثم تحقق.

1. η_p لتيار القلب (450 عند 250 m/s)؟

   0.714.

2. نسبة الدفع بين المحرك التوربيني المروحي والنفاث التوربيني؟

   3.5.

3. لماذا تُزوَّد المروحة بتروس؟

   لتدور المروحة أبطأ من توربين الضغط المنخفض.

4. لماذا تُستخدم المراوح في الطائرات البطيئة؟

كفؤة عند السرعة المنخفضة؛ وأطرافها تصبح فوق صوتية عند السرعة العالية.

مفاهيم خاطئة شائعة

خرافة: المروحة تولّد دفعًا قليلًا.
في الحقيقة: في المحركات عالية الالتفاف تولّد معظمه.

خرافة: الالتفاف الأعلى أفضل دائمًا.
في الحقيقة: الوزن والسحب يزدادان مع حجم المروحة.

خرافة: المحركات التوربينية المروحية تحرق وقودًا أكثر من النفاثة التوربينية.
في الحقيقة: تحرق أقل للدفع نفسه.

بطاقات تعليمية

نسبة التجاوز

تدفق المروحة/تدفق القلب.

دفع المحرك التوربيني المروحي

القلب + المروحة − كمية حركة الدخول.

تيار المروحة

η_p عالية.

المحرك المروحي التوربيني

التفاف عالٍ جدًا عبر مروحة دافعة.

مروحة بتروس

مروحة أبطأ وتوربين أسرع.

دوار مكشوف

مروحة غير مغلفة.

اختبار ذاتي

1. bpr = ...

ṁ_f/ṁ_c

ṁ_c/ṁ_f

V_f/V_e

F/ṁ

التعريف. ṁ_f/ṁ_c.

2. مراوح الالتفاف العالي...

تحرك كثيرًا من الهواء ببطء

فوق صوتية

لا تضيف دفعًا

تحرق الوقود

تحرك كثيرًا من الهواء ببطء. الكفاءة.

3. تناسب المحركات المروحية التوربينية...

السرعات المنخفضة

ماخ 2

الصواريخ

الفضاء

السرعات المنخفضة. حدود المراوح.

4. القلب نفسه مع إضافة مروحة: الدفع...

ترتفع

تنخفض

نفسه

صفر

ترتفع. هواء أكثر.

أعد هذا الاختبار

كيف يساعد هذا في إنقاذ الكوكب

توضح NASA Glenn أنه لأن تدفق وقود القلب يتغير قليلًا فقط عند إضافة مروحة، فإن المحرك التوربيني المروحي يولّد دفعًا أكبر بالوقود نفسه تقريبًا، ولهذا فهو كفء جدًا في استهلاك الوقود.

يبيّن مثال هذه الوحدة الأثر: القلب نفسه بـ 100 kg/s يعطي 20 kN كمحرك نفاث توربيني و70 kN مع مروحة نسبة التفافها 10، بتدفق وقود قلب يكاد يكون نفسه.

على Saving Planets: أداء الطائرات · الحلول

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

مصادر تعلّم مجانية

- NASA Glenn Beginner’s Guide: Turbofan thrust (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/turbfan.html): شرح مجاني من NASA.
- MIT OpenCourseWare 16.50 Introduction to Propulsion Systems (Spring 2012) (https://ocw.mit.edu/courses/16-50-introduction-to-propulsion-systems-spring-2012/): محاضرات MIT مجانية.

أنهيت هذه الوحدة

استهلاك الوقود وTSFC والانبعاثات

القيمة الحرارية للوقود، والكفاءة الكلية، واستهلاك الوقود النوعي للدفع، وCO_2 الناتج عن حرق وقود الطائرات، وكيف ترتبط كفاءة المحرك بالمدى والأثر المناخي.

أهداف التعلّم

في نهاية هذه الوحدة ستستطيع أن:

- احسب الكفاءة الكلية من تدفق الوقود.
- احسب TSFC.
- قدّر انبعاثات CO_2 من استهلاك الوقود.
- اربط TSFC بالمدى.

المفاهيم الأساسية

- قدرة الوقود هي ṁ_f × LHV؛ والقيمة الحرارية الدنيا لوقود الطائرات نحو 43 MJ/kg (قيمة مرجعية).
- الكفاءة الكلية η₀ = F·V₀/(ṁ_f·LHV).
- استهلاك الوقود النوعي للدفع TSFC = ṁ_f/F؛ والأقل أفضل.
- حرق 1 kg من وقود الطائرات ينتج نحو 3.16 kg من CO_2 (قيمة مرجعية)، لأن الكربون يلتقط الأكسجين من الهواء.
- في معادلة بريغيه للمدى، يزداد المدى مع η₀ × LHV، فالمحرك الأفضل يطير أبعد أو يحرق وقودًا أقل.

المعادلات الأساسية

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

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

الكفاءة الكلية

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

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

TSFC

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

```
m_CO_2=3.16 m_f
```

معدل CO_2 (مرجعي)

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

R=(_0 LHV)/(g)L/D(W_i)/(W_f)

مدى بريغيه

أمثلة محلولة خطوة بخطوة

مثال 6.1 المحرك التوربيني المروحي في الوحدة 5 (70 kN عند 250 m/s) يحرق 1.2 kg/s من الوقود بـ LHV قدرها 43 MJ/kg (قيم نموذجية). أوجد η_0.

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

الإجابة: $\eta_0 = 0.339$.

مثال 6.2 أوجد TSFC له.

1. 1.2/70,000 kg/(N·s).

الإجابة: TSFC = 17.14 mg/(N·s).

مثال 6.3 أوجد CO_2 في الساعة.

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

الإجابة: 13651 kg من CO_2 في الساعة.

تمارين

حلّ كلًّا منها على الورق أولًا، ثم تحقق.

1. معدل CO_2 في الثانية؟

   3.792 kg/s.

2. الكفاءة الحرارية إذا كانت $\eta_0 = 0.339$ و$\eta_p = 0.8$؟

   0.424.

3. الوقود الموفَّر في الساعة بـ TSFC أقل بنسبة 10% عند الدفع نفسه؟

   432 kg.

4. هل يخفض تقليل الوقود CO_2 بالنسبة نفسها؟

نعم، للوقود نفسه.

مفاهيم خاطئة شائعة

خرافة: الوقود أثقل من CO_2 الناتج عنه.
في الحقيقة: CO_2 يقارب 3.16 ضعف كتلة الوقود.

خرافة: TSFC الأعلى أفضل.
في الحقيقة: الأقل أفضل.

خرافة: الكفاءة تؤثر في الكلفة فقط.
في الحقيقة: إنها تخفض الانبعاثات أيضًا.

بطاقات تعليمية

LHV

طاقة الوقود لكل kg.

η_0

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

TSFC

الوقود لكل وحدة دفع.

معامل CO_2

≈3.16 (مرجعي).

بريغيه

معادلة المدى.

قدرة الوقود

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

اختبار ذاتي

1. TSFC = ...

$\dot{m}_f/F$

$F/\dot{m}_f$

FV_0

LHV/F

$\dot{m}_f/F$. التعريف.

2. CO_2 لكل kg من وقود الطائرات (مرجعي)...

≈3.16 kg

1 kg

0.3 kg

10 kg

≈3.16 kg. الكيمياء.

3. يزداد المدى مع...

$\eta_0 \times LHV$

TSFC

الوزن

السحب

$\eta_0 \times LHV$. بريغيه.

4. مثال η_0...

0.339

0.9

0.05

1.2

0.339. محلول.

أعد هذا الاختبار

كيف يساعد هذا في إنقاذ الكوكب

استهدف مشروع HyTEC لدى NASA تقنيات قلب محرك صغير لتمكين خفض استهلاك الوقود وتوافق أفضل مع وقود الطيران المستدام.

تُظهر أرقام هذه الوحدة سبب أهمية ذلك: محرك كبير واحد في حالة التحليق في مثالنا يطلق نحو 13.7 طن من CO_2 في الساعة، لذا حتى المكاسب الصغيرة في TSFC تتراكم عبر الأسطول.

على Saving Planets: الحلول · رصد الأرض

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

مصادر تعلّم مجانية

- MIT OpenCourseWare 16.50 Introduction to Propulsion Systems (Spring 2012) (https://ocw.mit.edu/courses/16-50-introduction-to-propulsion-systems-spring-2012/): محاضرات MIT مجانية.
- NASA Aeronautics: Hybrid Thermally Efficient Core (HyTEC) project (https://www.nasa.gov/directorates/armd/aavp/hytec/): صفحة مشروع NASA.

أنهيت هذه الوحدة

أساسيات الصواريخ والدفع النوعي

دفع الصواريخ، وسرعة العادم المكافئة، والدفع النوعي، والدفع الكلي، ومعدل التدفق الكتلي، وأرقام حقيقية من محرك RS-25 لدى NASA.

أهداف التعلّم

في نهاية هذه الوحدة ستستطيع أن:

- استخدم F = ṁV_eq.
- حوّل بين Isp وسرعة العادم.
- احسب الدفع الكلي.
- اعمل ببيانات دفع RS-25.

المفاهيم الأساسية

- يحمل الصاروخ كل وقوده الدافع، لذا فالدفع F = ṁV_e + (p_e − p₀)A_e = ṁV_eq.
- تعرّف NASA Glenn الدفع النوعي Isp = F/(ṁg₀) بالثواني؛ وV_eq = Isp × g₀.
- الدفع الكلي I = F × Δt يقيس ما يقدمه المحرك إجمالًا.
- Isp الأعلى يعني وقودًا دافعًا أقل للدفع الكلي نفسه.
- كثيرًا ما يُذكر الدفع كنسبة مئوية من مستوى اسمي، كما في RS-25.

المعادلات الأساسية

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

```
F= mV_eq
```

دفع الصاروخ

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

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

الدفع النوعي

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

```
V_eq=I_spg_0
```

السرعة المكافئة

$$I = F \Delta t$$

$I = F\Delta t$

الدفع الكلي

أمثلة محلولة خطوة بخطوة

مثال 7.1 تقول NASA إن محركات RS-25 في المكوك عملت عند 104.5% من الدفع الاسمي، نحو 491000 lbf. حوّل إلى نيوتن وأوجد الدفع عند 100%.

1. $491{,}000 \times 4.448$ N.
2. $491{,}000 / 1.045$.

الإجابة: 2.184 MN؛ نحو 469856 lbf.

مثال 7.2 باستخدام Isp مرجعي في الفراغ قدره 452 s، أوجد V_{eq}.

1. 452×9.80665.

الإجابة: $V_{eq} = 4433$ m/s.

مثال 7.3 أوجد تدفق الوقود الدافع عند 2.184 MN.

1. $\dot{m} = 2.184 \times 10^{6} / 4433$.

الإجابة: $\dot{m} = 492.7$ kg/s (استنادًا إلى قيم مرجعية).

تمارين

حلّ كلًّا منها على الورق أولًا، ثم تحقق.

1. أربعة محركات عند 491000 lbf؟

   1.964 مليون lbf.

2. أربعة عند 109% من الاسمي؟

   نحو 2.049 مليون lbf.

3. الدفع الكلي لمحرك قدره 1000 N لمدة 20 s؟

   20,000 N·s.

4. V_{eq} لـ Isp قدره 300 s؟

.2942 m/s

مفاهيم خاطئة شائعة

خرافة: Isp هو زمن تشغيل المحرك.

في الحقيقة: إنه الدفع لكل تدفق وزني للوقود الدافع.

خرافة: تحتاج الصواريخ إلى هواء تدفع عليه.

في الحقيقة: تعمل على أفضل وجه في الفراغ.

خرافة: الدفع فوق 100 بالمئة مستحيل.

في الحقيقة: إنه نسبي إلى مستوى اسمي تاريخي.

بطاقات تعليمية

Isp

$F/(\dot{m}g_0)$، بالثواني.

V_eq

$Isp \times g_0$.

الدفع الكلي

$F \times \Delta t$.

RS-25

محرك المرحلة المركزية لـ SLS.

الدفع الاسمي

المستوى المرجعي 100%.

g_0

$9.80665\ m/s^2$.

اختبار ذاتي

1. Isp = ...

$F/(\dot{m}g_0)$

$\dot{m}/F$

Fg_0

V/F

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

2. V_eq لـ Isp قدره 452 s...

4433 m/s

452 m/s

9.8 km/s

300 m/s

4433 m/s. اضرب.

3. وحدات الدفع الكلي...

N·s

N

s

kg

.N·s. F × t

4. مستوى RS-25 في المكوك...

104.5%

50%

200%

10%

.104.5%. NASA

أعد هذا الاختبار

كيف يساعد هذا في إنقاذ الكوكب

تذكر صفحة RS-25 لدى NASA أن هذه المحركات طارت في 135 بعثة لمكوك الفضاء، بأكثر من 3000 تشغيل وأكثر من 1 مليون ثانية من الإشعال الكلي على الأرض وفي الطيران؛ ويستخدم صاروخ SLS Block 1 أربعة محركات RS-25 ومعززين صاروخيين

صلبين لإرسال 27 طنًا متريًا إلى القمر.

وتشير الصفحة نفسها إلى أن المحركات خلال Artemis I في نوفمبر 2022 أنتجت أكثر من 2 مليون رطل من الدفع في الفراغ. وإعادة استخدام محركات مجرَّبة إحدى طرق NASA لبناء قدرات رصد الأرض والاستكشاف.

على Saving Planets: Artemis II · ميكانيكا المدارات

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

مصادر تعلّم مجانية

- NASA Glenn Beginner’s Guide: Specific impulse (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/specimp.html): شرح مجاني من NASA.
- MIT OpenCourseWare 16.512 Rocket Propulsion (Fall 2005) (https://ocw.mit.edu/courses/16-512-rocket-propulsion-fall-2005/): مقرر MIT مجاني عن الصواريخ.

أنهيت هذه الوحدة

فوهات الصواريخ والوقود الدافع والتحكم في الدفع

ظروف الحجرة، والتمدد في الفوهة، وسرعة الخروج من العلاقات الأيزنتروبية، ونسبة التمدد والارتفاع، واختيار الوقود الدافع، والتحكم في الدفع.

أهداف التعلّم

في نهاية هذه الوحدة ستستطيع أن:

- احسب سرعة العادم المثالية للصاروخ.
- اشرح فرط التمدد ونقص التمدد.
- قارن خصائص أنواع الوقود الدافع.
- اربط إعدادات التحكم بالدفع.

المفاهيم الأساسية

- سرعة الخروج المثالية: V_e = √(2γRT₀/(γ − 1) × (1 − (p_e/p₀)^((γ−1)/γ)))، حيث R ثابت الغاز لكل kg من العادم.
- العادم الساخن الخفيف (T₀/M مرتفعة) يعطي V_e عالية: محركات الهيدروجين–الأكسجين تتصدر Isp الكيميائي.
- نسب التمدد الأكبر تخفض p_e وترفع V_e، لكن الفوهة المصممة للفراغ تكون مفرطة التمدد عند مستوى سطح البحر.
- يربط معامل الدفع وضغط الحجرة حجم الفوهة بالدفع.
- يغيّر التحكم في الدفع تدفق الوقود الدافع وضغط الحجرة؛ وتذكر NASA مستويات قدرة RS-25 كنسبة مئوية من الدفع الاسمي.

المعادلات الأساسية

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

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

سرعة الخروج المثالية للصاروخ

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

```
I_sp=V_e/g_0
```

Isp (فوهة متوافقة)

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

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

الدفع مع حد الضغط

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

F_\%=_100

مستوى القدرة

أمثلة محلولة خطوة بخطوة

مثال 8.1 عادم بـ γ = 1.2 وكتلة مولية 13 g/mol وT_0 = 3500 K (قيم نموذجية) يتمدد إلى p_e/p_0 = 0.001. أوجد V_e وIsp.

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

الإجابة: V_e = 4286 m/s; Isp = 437 s.

مثال 8.2 كرّر لـ p_e/p_0 = 0.01.

1. تمدد أقل.

الإجابة: V_e = 3794 m/s.

مثال 8.3 تقول NASA إن محركات RS-25 الجديدة تعمل عند 111% واختُبرت حتى 113%. أوجد 113% بوحدة lbf انطلاقًا من 469856 lbf اسمية.

1. 1.13 × 469,856.

الإجابة: 530937 lbf.

تمارين

حلّ كلًّا منها على الورق أولًا، ثم تحقق.

1. 111% من الاسمي؟

   نحو 521540 lbf (NASA: نحو 522000).

2. Isp عند p_e/p_0 = 0.01؟

   387 s.

3. لماذا تهم T_0/M؟

   تتناسب V_e مع $\sqrt{(T_0/M)}$.

4. ماذا يحدث لفوهة الفراغ عند مستوى سطح البحر؟

   فرط تمدد؛ دفع أقل وخطر انفصال الجريان.

مفاهيم خاطئة شائعة

خرافة: العادم الأثقل أفضل.
في الحقيقة: العادم الأخف يعطي V_e أعلى.

خرافة: الفوهات الأكبر تفيد دائمًا.
في الحقيقة: ليس عند مستوى سطح البحر.

خرافة: التحكم في الدفع يغيّر التدفق فقط.
في الحقيقة: ضغط الحجرة يتغير أيضًا.

بطاقات تعليمية

نسبة التمدد

A_e/A^*.

مفرط التمدد

$p_e < p_a$.

ناقص التمدد

$p_e > p_a$.

الكتلة المولية

عادم أخف، نفث أسرع.

مستوى القدرة

نسبة مئوية من الدفع الاسمي.

ضغط الحجرة

يحدد الدفع لحجم فوهة معين.

اختبار ذاتي

1. تتناسب V_e مع...

$\sqrt{(T_0/M)}$

M

T_0^2

$1/T_0$

$\sqrt{(T_0/M)}$. صيغة.

2. أعلى Isp كيميائي...

H_2/O_2

البارود

الماء

الكيروسين فقط

H_2/O_2. عادم خفيف.

3. p_e/p_0 الأقل يعطي...

V_e أعلى

V_e أقل

نفسه

صفر

V_e أعلى. تمدد أكبر.

4. وصلت اختبارات RS-25 إلى...

113%

50%

150%

200%

.113%. NASA

أعد هذا الاختبار

كيف يساعد هذا في إنقاذ الكوكب

تذكر NASA أن محركات RS-25 طارت عند 104.5% على المكوك واختُبرت حتى 111%؛ ويستخدم SLS نسبة 109% في رحلاته الأربع الأولى، وتعمل محركات الإنتاج الجديدة عند 111%، ووصلت الاختبارات إلى 113%. وتبني L3Harris 24 محركًا جديدًا بأساليب

حديثة مثل الصهر الانتقائي بالليزر.

كل نقطة مئوية إضافية من الدفع تنبع من فيزياء الحجرة والفوهة في هذه الوحدة، وتسمح للمحرك نفسه برفع كتلة أكبر إلى المدار.

Saving Planets: Artemis II · GOES-19 على

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

مصادر تعلّم مجانية

- MIT OpenCourseWare 16.512 Rocket Propulsion (Fall 2005) (https://ocw.mit.edu/courses/16-512-rocket-propulsion-fall-2005/): مقرر MIT مجاني عن الصواريخ.
- NASA Glenn Beginner’s Guide: Rocket thrust summary (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/rocket/rktthsum.html): شرح مجاني من NASA.

أنهيت هذه الوحدة

معادلة الصاروخ والدفع الكهربائي

معادلة تسيولكوفسكي، ونسبة الكتلة، والمراحل، والدافعات الكهربائية، والدفع المحدود بالقدرة، والمقايضة بين Isp والدفع.

أهداف التعلّم

في نهاية هذه الوحدة ستستطيع أن:

- استخدم معادلة الصاروخ.
- قارن Δv الكيميائي والكهربائي للوقود الدافع نفسه.
- احسب الدفع المحدود بالقدرة.
- اشرح لماذا تكون الدافعات الكهربائية منخفضة الدفع.

المفاهيم الأساسية

- تسيولكوفسكي: Δv = V_e ln(m₀/m_f).
- تتخلص المراحل من الكتلة الفارغة لتحظى المراحل اللاحقة بنسب كتلة أفضل.
- تبلغ الدافعات الكهربائية (الأيونية ودافعات هول) قيم Isp عالية جدًا لكنها محدودة بالقدرة.
- قدرة النفث ½ṁV_e² = ηP، لذا الدفع F = 2ηP/V_e: V_e الأعلى تعني دفعًا أقل للقدرة نفسها.
- يناسب الدفع الكهربائي البعثات الطويلة الصبورة؛ وتناسب الصواريخ الكيميائية الإطلاق والمناورات السريعة.

المعادلات الأساسية

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

```
Δ v=V_e(m_0)/(m_f)
```

معادلة الصاروخ

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

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

الدفع المحدود بالقدرة

$$V_e = I_{sp} g_0$$

```
V_e=I_spg_0
```

سرعة العادم

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

`(m_0)/(m_f)=e^Δ v/V_e`

نسبة الكتلة

أمثلة محلولة خطوة بخطوة

مثال 9.1 لدافع هول Isp قدره 1800 s (قيمة نموذجية). أوجد V_e.

1. 9.80665 × 1800.

الإجابة: V_e = 17,652 m/s.

مثال 9.2 مع 4.5 kW وكفاءة 0.5 (قيم نموذجية)، أوجد الدفع.

1. F = 2 × 0.5 × 4500/17,652.

الإجابة: F = 0.255 N.

مثال 9.3 مركبة كتلتها 1000 kg تستخدم 100 kg من الوقود الدافع. قارن Δv مع هذا الدافع ومع محرك كيميائي بـ 300 s.

1. 17,652 ln(1000/900); 2942 ln(1000/900).

الإجابة: نحو 1860 m/s مقابل 310 m/s.

تمارين

حلّ كلًّا منها على الورق أولًا، ثم تحقق.

1. نسبة الكتلة لـ Δv = V_e؟

   e = 2.718.

2. الدفع إذا تضاعفت القدرة؟

   0.51 N.

3. لماذا لا نطلق بدافعات هول؟

   الدفع أقل بكثير من الوزن.

4. لماذا المراحل؟

   للتخلص من الكتلة الميتة.

مفاهيم خاطئة شائعة

خرافة: Isp العالي يعني دفعًا عاليًا.
في الحقيقة: القدرة تحدّ الدفع.

خرافة: Δv خطي في الوقود الدافع.
في الحقيقة: إنه لوغاريتمي.

خرافة: المحركات الكهربائية لا تحتاج وقودًا دافعًا.
في الحقيقة: إنها تطرد كتلة رغم ذلك.

بطاقات تعليمية

معادلة الصاروخ

.Δv = V_e ln(m₀/m_f)

نسبة الكتلة

.m₀/m_f

التقسيم إلى مراحل

تخلّص من الخزانات الفارغة.

دافع هول

كهربائي، Isp عالٍ.

محدود بالقدرة

.F = 2ηP/V_e

Δv

ميزانية تغير السرعة.

اختبار ذاتي

1. Δv = ...

V_e ln(m₀/m_f)

V_e m₀

F/m

Isp

V_e ln(m₀/m_f). تسيولكوفسكي.

2. F المحدود بالقدرة = ...

$2\eta P/V_e$

PV_e

P/η

$\dot{m}g$

$2\eta P/V_e$. الطاقة.

3. V_e لدافع هول عند 1800 s...

17.65 km/s

1.8 km/s

300 m/s

100 km/s

17.65 km/s. اضرب.

4. تفيد المراحل عبر...

بالتخلص من الكتلة الفارغة

إضافة الوقود

برفع g

لا شيء

بالتخلص من الكتلة الفارغة. نسبة الكتلة.

أعد هذا الاختبار

كيف يساعد هذا في إنقاذ الكوكب

أُطلقت بعثة DART التابعة لـ NASA، وهي اختبار للدفاع الكوكبي، في 24 نوفمبر 2021 على متن Falcon 9 من Vandenberg Space Force Base، واصطدمت بالقمير الكويكبي Dimorphos، الذي يبلغ قطره نحو 160 مترًا، في 26 سبتمبر 2022.

تطلّب الوصول إليه ميزانية معادلة الصاروخ في هذه الوحدة: Δv الإطلاق من صاروخ كيميائي، ثم دفعًا فضائيًا دقيقًا للتوجه نحو هدف صغير.

على Saving Planets: ميكانيكا المدارات · الحلول

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

مصادر تعلّم مجانية

- MIT OpenCourseWare 16.512 Rocket Propulsion (Fall 2005) (https://ocw.mit.edu/courses/16-512-rocket-propulsion-fall-2005/): مقرر MIT مجاني عن الصواريخ.
- NASA Glenn Beginner’s Guide: Specific impulse (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/specimp.html): شرح مجاني من NASA.

أنهيت هذه الوحدة

الدفع المستدام: SAF والهيدروجين والطيران الكهربائي

وقود الطيران المستدام، وكثافة الطاقة لكل كيلوغرام، والهيدروجين والبطاريات مقارنة بوقود الطائرات، وما تعنيه الأرقام للطائرات المستقبلية.

أهداف التعلّم

في نهاية هذه الوحدة ستستطيع أن:

- قارن الطاقات النوعية للوقود والبطاريات.
- صِف المواد الأولية لـ SAF ومسارات إنتاجه.
- قدّر التغيرات في طاقة الوقود.
- وازن مقايضة الكتلة والحجم في الهيدروجين.

المفاهيم الأساسية

- تحدد الطاقة النوعية (MJ/kg) المسافة التي تقطعها الطائرة لكل كيلوغرام محمول؛ وقود الطائرات 43 MJ/kg ≈، والهيدروجين السائل 120 MJ/kg ≈، والبطاريات الجيدة 0.25 MJ/kg ≈ (قيم مرجعية).
- يُصنع SAF من الكتلة الحيوية أو النفايات أو الكربون الملتقط، ويمكن استخدامه مباشرة في المحركات الحالية ضمن حدود الخلط.
- للهيدروجين طاقة عالية لكل كيلوغرام لكن كثافته منخفضة جدًا، لذا تكون الخزانات كبيرة وثقيلة.
- تناسب البطاريات الرحلات القصيرة والطائرات الصغيرة؛ وطاقتها النوعية المنخفضة تحدّ المدى.
- تعتمد انبعاثات دورة الحياة على طريقة إنتاج الوقود، لا على ما يخرج من المحرك فقط.

المعادلات الأساسية

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

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

الوقود مقابل البطارية (مرجعي)

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

```
_H_2e_jet=120/43
```

الهيدروجين مقابل وقود الطائرات (مرجعي)

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

```
m_fuel=E/e
```

الكتلة لطاقة معينة

$$E = m\,LHV$$

E=m LHV

طاقة الوقود

أمثلة محلولة خطوة بخطوة

مثال 10.1 كم مرة يحمل وقود الطائرات طاقة لكل kg أكثر من البطارية (قيم مرجعية)؟

1. 43/0.25.

الإجابة: 172 مرة.

مثال 10.2 كيف يقارَن الهيدروجين السائل بوقود الطائرات لكل kg؟

1. 120/43.

الإجابة: 2.79 مرة.

مثال 10.3 تقول DOE إن SAF من الأسيتون الحيوي لدى LANL يحوي طاقة أكثر بنسبة 12% من وقود الطائرات التقليدي. باستخدام 43 MJ/kg أساسًا (قيمة مرجعية)، قدّر طاقته.

1. 43 × 1.12.

الإجابة: نحو 48.2 MJ/kg.

تمارين

حلّ كلًّا منها على الورق أولًا، ثم تحقق.

1. كتلة البطارية لتخزين طاقة 1 kg من وقود الطائرات؟

172 kg.

2. كتلة الهيدروجين لطاقة 1000 kg من وقود الطائرات؟

358 kg.

3. اذكر مادة أولية لـ SAF.

الكتلة الحيوية أو النفايات الرطبة أو CO المهدر.

4. لماذا يصعب تخزين الهيدروجين؟

كثافة منخفضة جدًا؛ خزانات مبردة.

مفاهيم خاطئة شائعة

خرافة: الهيدروجين فقير بالطاقة.
في الحقيقة: لكل كيلوغرام يتفوق على وقود الطائرات؛ ولكل لتر لا.

خرافة: ستضاهي البطاريات وقود الطائرات قريبًا.
في الحقيقة: الفجوة تتجاوز ×100.

خرافة: يحتاج SAF إلى محركات جديدة.
في الحقيقة: إنه مصمم ليعمل في المحركات الحالية.

بطاقات تعليمية

SAF

وقود الطيران المستدام.

الطاقة النوعية

MJ/kg.

LH_2

الهيدروجين السائل.

وقود بديل مباشر

يعمل في المحركات الحالية.

دورة الحياة

من الإنتاج إلى الاحتراق.

Billion-Ton Report

دراسة DOE عن الكتلة الحيوية.

اختبار ذاتي

1. وقود الطائرات مقابل البطارية (مرجعي)...

×172

×2

×10

×1000

.172×. 43/0.25

2. نقطة ضعف الهيدروجين...

الحجم

الكتلة

الطاقة

اللون

الحجم. الكثافة.

3. إمكانات الكتلة الحيوية لدى DOE...

1< مليار طن سنويًا

1 طن

1 مليون طن

لا شيء

1< مليار طن سنويًا. Billion-Ton Report.

4. طاقة SAF لدى LANL مقابل وقود الطائرات...

+12%

−50%

نفسه

+100%

.+12%. DOE

أعد هذا الاختبار

كيف يساعد هذا في إنقاذ الكوكب

تقول وزارة الطاقة الأمريكية إن تقريرها Billion-Ton Report لعام 2023 وجد أن الولايات المتحدة قادرة على إنتاج أكثر من 1 مليار طن من الكتلة الحيوية سنويًا، تكفي لنحو 60 مليار غالون من الوقود الحيوي، وأن SAF من الأسيتون الحيوي لدى LANL يحوي طاقة أكثر بنسبة 12% من وقود الطائرات التقليدي.

وتصف DOE أيضًا SAF من النفايات الرطبة ومن CO المهدر عبر مسارات تحويل الكحول إلى وقود طائرات. ومع المحركات الكفؤة من الوحدات السابقة، يُعد الوقود الأنظف طريقًا مباشرًا لخفض انبعاثات الطيران.

على Saving Planets: الحلول · رصد الأرض

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

مصادر تعلّم مجانية

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

أنهيت هذه الوحدة

مجموعات المسائل

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

1. الدفع وكمية الحركة والكفاءة الدفعية
   4 مسائل
2. دورة برايتون والكفاءة الحرارية
   4 مسائل
3. الجريان الانضغاطي: المآخذ والفوهات
   4 مسائل
4. المحركات النفاثة التوربينية: المكونات وتحليل الدورة
   4 مسائل
5. المحركات التوربينية المروحية والمروحية التوربينية
   4 مسائل
6. استهلاك الوقود وTSFC والانبعاثات
   4 مسائل
7. أساسيات الصواريخ والدفع النوعي
   4 مسائل
8. فوهات الصواريخ والوقود الدافع والتحكم في الدفع
   4 مسائل
9. معادلة الصاروخ والدفع الكهربائي
   4 مسائل
10. الدفع المستدام: SAF والهيدروجين والطيران الكهربائي
    4 مسائل

المختبر (Propulsion lab)

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

يُجرى كل مختبر في محاكاة مجانية أو جدول بيانات، فلا توجد مخاطر مادية. لا تخلط الوقود الدافع أو تصنعه أو تحرقه، ولا تبنِ محركات لهذا المقرر. خذ فترات راحة من الشاشة، واجلس بوضعية سليمة، وأبعد الكابلات عن الممرات.

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

المختبر A: مسح الدفع والكفاءة الدفعية

الأسبوع 1

الهدف: ابنِ جدول بيانات يغيّر سرعة العادم عند سرعة طيران ثابتة ويحسب الدفع والدفع النوعي والكفاءة الدفعية.

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

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

كفاءة الدفع

الإجراء

1. اضبط $\dot{m}$ = 100 kg/s وV_0 = 250 m/s.
2. غيّر V_e من 300 إلى 900 m/s.
3. احسب F و$F/\dot{m}$ وη_p في كل صف.
4. ارسم η_p مقابل الدفع النوعي وصِف المقايضة.

جدول البيانات

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

قيم نموذجية محسوبة.

مثال حسابي

1. $F = 100 \times (600 - 250) = 35$ kN.
2. $\eta_p = 2/(1 + 900/250) = 0.435$.

السلامة

- حاسوب فقط.

بديل منزلي أو افتراضي

- أي برنامج جداول بيانات يفي بالغرض.

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

الصلة بالكوكب: تشير NASA Glenn إلى أن المحركات التوربينية المروحية عالية الالتفاف تقارب في كفاءتها المحركات المروحية التوربينية. NASA Glenn Beginner’s Guide: Turbofan thrust (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/turbfan.html)

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

المختبر B: التسخين بالانضغاط وكفاءة برايتون

الأسبوع 2

الهدف: شاهد الغاز يسخن عند ضغطه في PhET Gas Properties، ثم جدوِل كفاءة برايتون المثالية مقابل نسبة الضغط.

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

_th=1-π^-0.2857

كفاءة برايتون المثالية (γ = 1.4)

الإجراء

1. في PhET Gas Properties، اعزل الصندوق (حرارة ثابتة) وادفع الجدار بسرعة؛ وسجّل ارتفاع درجة الحرارة.
2. في جدول بيانات، اكتب π = 10، 20، 30، 40.
3. احسب η_th وT_2 انطلاقًا من 288 K.
4. ارسم η_th مقابل π ولاحظ تناقص العوائد.

جدول البيانات

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

قيم مثالية محسوبة.

مثال حسابي

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

السلامة

- حاسوب فقط.

بديل منزلي أو افتراضي

- يصلح أي متصفح وجدول بيانات.

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

الصلة بالكوكب: طوّر مشروع HyTEC لدى NASA تقنيات قلب محرك صغير لخفض استهلاك الوقود. NASA Aeronautics: Hybrid Thermally Efficient Core (HyTEC) project (https://www.nasa.gov/directorates/armd/aavp/hytec/)

- [ ] **أكملت هذا المختبر (عمليًا أو افتراضيًا)**

المختبر C: بناء جداول الجريان الأيزنتروبي

الأسبوع 4

الهدف: احسب T₀/T وp₀/p وA/A* مقابل عدد ماخ للهواء وأوجد أين تكون المساحة أصغر ما يمكن.

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

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

علاقة المساحة–ماخ (γ = 1.4)

الإجراء

1. اكتب M من 0.2 إلى 3 بخطوات 0.1.
2. احسب T₀/T وp₀/p وA/A*.
3. ارسم A/A* وتأكد من قيمته الصغرى 1 عند M = 1.
4. اقرأ نسبة المساحة التي تحتاجها فوهة ماخ 2.

جدول البيانات

M	p₀/p	A/A*
0.8	1.524	1.038
1.0	1.893	1.000
2.0	7.824	1.688
3.0	36.73	4.235

قيم محسوبة لـ γ = 1.4.

مثال حسابي

1. p₀/p عند M = 2: 1.8^3.5 = 7.824.
2. A/A* عند M = 0.8: (1/0.8)(1.128/1.2)³ = 1.038.

السلامة

- حاسوب فقط.

بديل منزلي أو افتراضي

- أي برنامج جداول بيانات يفي بالغرض.

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

الصلة بالكوكب: تذكر NASA أن صمامات RS-25 في Artemis I كانت ضمن 0.5% من القيم المتوقعة. NASA: SLS (Space Launch System) RS-25 Core Stage Engine (https://www.nasa.gov/reference/space-launch-system-rs-25-core-stage-engine/)

- [ ] **أكملت هذا المختبر (عمليًا أو افتراضيًا)**

المختبر D: مقايضة الالتفاف في المحرك التوربيني المروحي

الأسبوع 7

الهدف: غيّر نسبة الالتفاف لقلب وسرعة مروحة ثابتين وقارن الدفع وكفاءة تيار المروحة.

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

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

دفع المحرك التوربيني المروحي

الإجراء

1. ثبّت ṁ_c = 100 kg/s وV_e = 450 وV_f = 300 وV₀ = 250 m/s.
2. غيّر bpr من 0 إلى 12.
3. احسب F ونسبة الدفع إلى حالة bpr = 0.
4. ناقش لماذا تتوقف المحركات الحقيقية قرب نسب الالتفاف الحالية.

جدول البيانات

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

قيم نموذجية محسوبة.

مثال حسابي

1. F(5) = 45,000 + 150,000 − 150,000 = 45 kN.
2. كل وحدة من bpr تضيف 50 × 100 = 5 kN.

السلامة

- حاسوب فقط.

بديل منزلي أو افتراضي

- أي برنامج جداول بيانات يفي بالغرض.

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

الصلة بالكوكب: NASA Glenn: المحرك التوربيني المروحي يولّد دفعًا أكبر بتدفق وقود القلب نفسه تقريبًا. NASA Glenn Beginner’s Guide: Turbofan thrust (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/turbfan.html)

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

المختبر E: التمدد في فوهة الصاروخ وIsp

الأسبوع 11

الهدف: احسب سرعة العادم المثالية وIsp للصاروخ مع تغير نسبة ضغط الفوهة، ثم اربط مستويات قدرة RS-25 بالدفع.

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

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

سرعة الخروج المثالية

الإجراء

1. استخدم γ = 1.2 وكتلة مولية 13 g/mol وT_0 = 3500 K (قيم نموذجية).
2. غيّر p_e/p_0 من 0.1 إلى 0.0001.
3. احسب V_e وIsp.
4. جدوِل دفع RS-25 عند 104.5% و109% و111% و113% من 469856 lbf.

جدول البيانات

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

قيم نموذجية محسوبة؛ مستويات RS-25 من NASA.

مثال حسابي

1. V_e = √(12 × 639.5 × 3500 × (1 − 0.001^0.1667)) = 4286 m/s.
2. 469856 × 109% = 512143 lbf.

السلامة

- حاسوب فقط.

بديل منزلي أو افتراضي

- أي برنامج جداول بيانات يفي بالغرض.

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

الصلة بالكوكب: تقول NASA إن محركات RS-25 الجديدة تعمل عند 111% وإن الاختبارات وصلت إلى 113%. NASA: SLS (Space Launch System) RS-25 Core Stage Engine (https://www.nasa.gov/reference/space-launch-system-rs-25-core-stage-engine/)

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

المختبر F: كثافة الطاقة ومسألة SAF

الأسبوع 13

الهدف: قارن الكتلة اللازمة لحمل الطاقة نفسها بوقود الطائرات والهيدروجين السائل والبطارية وSAF أعلى طاقة.

$$m = E/e$$

m=E/e

الكتلة لطاقة معينة

الإجراء

1. اضبط E = 43000 MJ (1000 kg من وقود الطائرات، قيمة مرجعية).
2. احسب الكتلة لكل حامل طاقة.
3. ارسم الكتل على محور لوغاريتمي.
4. اكتب فقرة عن موضع كل خيار.

جدول البيانات

الحامل	MJ/kg	الكتلة (kg)
وقود الطائرات النفاثة	43	1000
الهيدروجين السائل	120	358
البطارية	0.25	172,000
SAF (+12%)	48.16	893

طاقات نوعية مرجعية؛ ومكسب طاقة SAF من DOE.

مثال حسابي

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

السلامة

- حاسوب فقط.

بديل منزلي أو افتراضي

- أي برنامج جداول بيانات يفي بالغرض.

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

الصلة بالكوكب: تقول DOE إن الولايات المتحدة قادرة على إنتاج أكثر من 1 مليار طن من الكتلة الحيوية سنويًا. U.S. Department of Energy: Sustainable Aviation Fuels (https://www.energy.gov/eere/bioenergy/sustainable-aviation-fuels)

☐ **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 5–1)

1. يحرك محرك 80 kg/s من 200 إلى 500 m/s. أوجد الدفع وη_p.

   .1 F = 80 × 300.
   .2 η_p = 2/(1 + 2.5).

   الإجابة: 24 kN; 0.571.

2. أوجد كفاءة برايتون المثالية عند π = 25.

   .1 1 − 25^(−0.2857).

   الإجابة: 60.1%.

3. أوجد T_0/T عند ماخ 2.

   .1 1 + 0.2 × 4.

   الإجابة: 1.8.

4. أوجد درجة حرارة مخرج الضاغط لـ π = 20 انطلاقًا من 288 K.

   .1 288 × 20^0.2857.

   الإجابة: 678 K.

5. لمحرك توربيني مروحي ṁ_c = 50 kg/s وbpr = 8 وV_e = 400 وV_f = 280 وV₀ = 240 m/s. أوجد الدفع.

   .1 50 × 400 + 400 × 280 − 450 × 240.

   الإجابة: 24 kN.

مجموعة التدريب النهائية (الوحدات 10–1)

1. يولّد محرك 50 kN عند 240 m/s بحرق 0.9 kg/s من وقود قيمته 43 MJ/kg. أوجد η₀ وTSFC.

   .1 50,000 × 240/(0.9 × 43 × 10^6).

.0.9/50,000 .2

الإجابة: .0.310; 18 mg/(N·s)

2. أوجد CO_2 في الساعة لـ 0.9 kg/s من الوقود (3.16 kg/kg، مرجعي).

.0.9 × 3600 × 3.16 .1

الإجابة: .10,238 kg

3. أوجد V_eq لـ Isp قدره 350 s.

.350 × 9.80665 .1

الإجابة: .3432 m/s

4. أوجد Δv لـ V_e = 3432 m/s ونسبة كتلة 5.

.3432 ln 5 .1

الإجابة: .5524 m/s

5. دافع أيوني بقدرة 2 kW (η = 0.6) له V_e = 30 km/s. أوجد الدفع.

.2 × 0.6 × 2000/30,000 .1

الإجابة: .0.08 N

6. كم من الهيدروجين السائل (120 MJ/kg) يعادل 500 kg من وقود الطائرات (43 MJ/kg)؟

.500 × 43/120 .1

الإجابة: .179 kg

ورقة الصيغ

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

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

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

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

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

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

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

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

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

الثوابت

الثابت	القيمة
الهواء (قيم مرجعية)	γ = 1.4, c_p = 1005 J/(kg·K)
الجاذبية المعيارية	g_0 = 9.80665 m/s²
1 lbf	4.44822 N
وقود الطائرات النفاثة (قيم مرجعية)	القيمة الحرارية 43 MJ/kg؛ 3.16 kg من CO_2 لكل kg محروق
الهيدروجين السائل (قيمة مرجعية)	القيمة الحرارية 120 MJ/kg
ثابت الغازات العام	8314 J/(kmol·K)

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 المجانية وأدلة NASA والمحاكاة إلى جانب المقرر.

- MIT OpenCourseWare 16.50 Introduction to Propulsion Systems (Spring 2012) (https://ocw.mit.edu/courses/16-50-introduction-to-propulsion-systems-spring-2012/): محاضرات MIT ومسائل مجانية في الدفع.
- MIT OpenCourseWare 16.512 Rocket Propulsion (Fall 2005) (https://ocw.mit.edu/courses/16-512-rocket-propulsion-fall-2005/): مقرر MIT مجاني في دفع الصواريخ.
- NASA Glenn Beginner’s Guide: Turbofan thrust (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/turbfan.html): شرح مجاني من NASA.
- NASA Glenn Beginner’s Guide: Specific impulse (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/specimp.html): شرح مجاني من NASA.
- NASA Glenn Beginner’s Guide: Brayton cycle (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/brayton.html): شرح مجاني من NASA.
- PhET: Gas Properties (https://phet.colorado.edu/en/simulations/gas-properties): قوانين الغازات بشكل تفاعلي.

مسرد المصطلحات

الحارق اللاحق
احتراق بعد التوربين لدفع إضافي.

نسبة المساحة
A/A*، مساحة الفوهة على مساحة العنق.

دورة برايتون
الدورة الديناميكية الحرارية للتوربين الغازي.

نسبة التجاوز
تدفق المروحة على تدفق القلب.

الجريان المختنق
جريان صوتي عند عنق يحدّ التدفق الكتلي.

الضاغط
يرفع ضغط الهواء.

دافع هول
دافع كهربائي يستخدم مجالات متعامدة.

أيزنتروبي
عكوس وأديباتي.

عدد ماخ
السرعة على سرعة الصوت.

الكفاءة الكلية
قدرة الدفع على قدرة الوقود.

نسبة الضغط
ضغط مخرج الضاغط على ضغط المدخل.

كفاءة الدفع
قدرة الدفع على قدرة النفث.

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

SAF
وقود الطيران المستدام.

الدفع النوعي
الدفع لكل تدفق وزني للوقود الدافع.

الدفع النوعي
الدفع لكل وحدة تدفق هواء.

درجة حرارة الركود
درجة الحرارة إذا أوقف الجريان أديباتيًا.

TSFC
تدفق الوقود لكل وحدة دفع.

التوربين
يستخلص الشغل لإدارة الضاغط.

المحرك المروحي التوربيني
توربين غازي بمروحة التفاف.

معايير التقييم الذاتي

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

المستوى	كيف يبدو
4 · إتقان	يضع أحجام التحكم والمحطات، ويختار العلاقات الصحيحة، ويتحقق من الوحدات، ويشرح مقايضات الكفاءة والانبعاثات بلغة واضحة.
3 · متمكن	يحل مسائل التدريب مع هفوات عرضية في الوحدات أو المحطات.
2 · قيد التطور	يتبع الأمثلة المحلولة لكنه يخلط بين قيم الركود والقيم الساكنة، أو بين Isp وسرعة العادم.
1 · مبتدئ	يعوّض الأرقام في الصيغ دون مخطط للمحطات؛ يحتاج 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

- الاحتمالات والإحصاء MATH 350
- ديناميكا الطيران والتحكم AERO 420
- تصميم المركبات الفضائية AERO 430
- كل الدورات