

レーザーローンチシステムの推進 性能に関する実験研究

森浩一 T.D.Tran, 伊藤弘貴, 宇野直樹
名古屋大学

レーザー推進機

レーザー推進機

外部から伝送されたレーザーをエネルギー源とする推進方式^[1]

- 推進機本体にエネルギー源の搭載の必要がない
- 地上からのエネルギー制御が可能

● 熱交換器型レーザー推進機

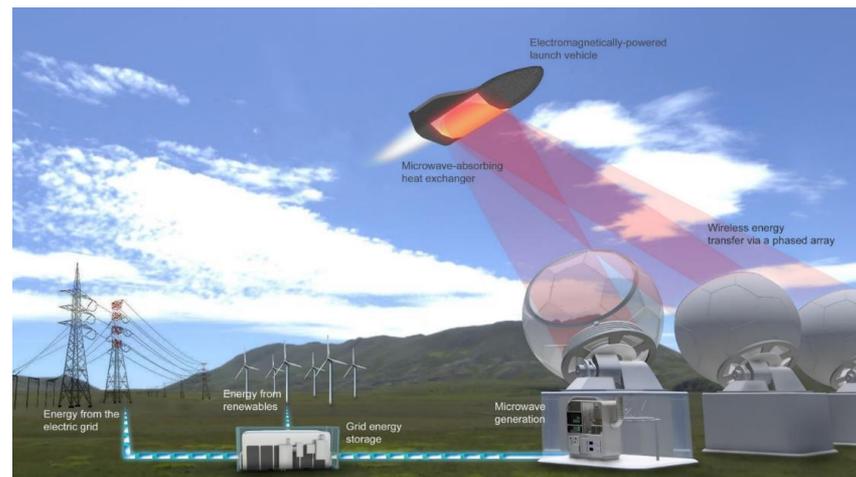
高温熱交換器を介して推進剤を間接的に加熱^[2]

利点

- 光学系の簡素化
- レーザー装置の簡素化

課題

- 耐酸化性, 耐熱性
(ex) Cu (融点: 1350 K)
Ni (融点: 1700 K)
- 圧力損失



©Escape Dynamics Inc.

[1] Kantrowitz. A. "Propulsion to Orbit by Ground-Based Lasers" Astronaut. Aeronaut, 10, 1972, pp. 74-76

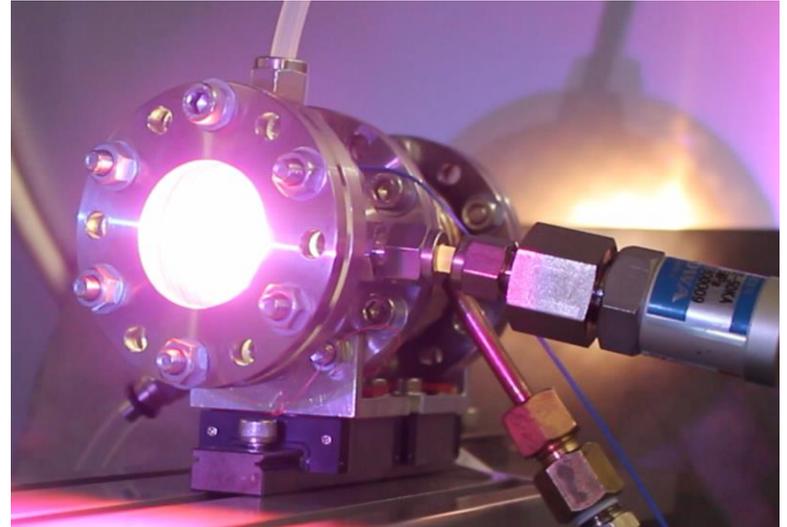
[2] Myrabo. L. "World record flights of beam-riding rocket lightcraft - Demonstration of "disruptive" propulsion technology", 37th Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2001

実験の目的

過去の推進実験

- ✓ ガス温度 $\sim 1200\text{K}$
- ✓ エネルギー効率 10 ~ 25%

多くは熱交換器からの **輻射** によって損失している可能性

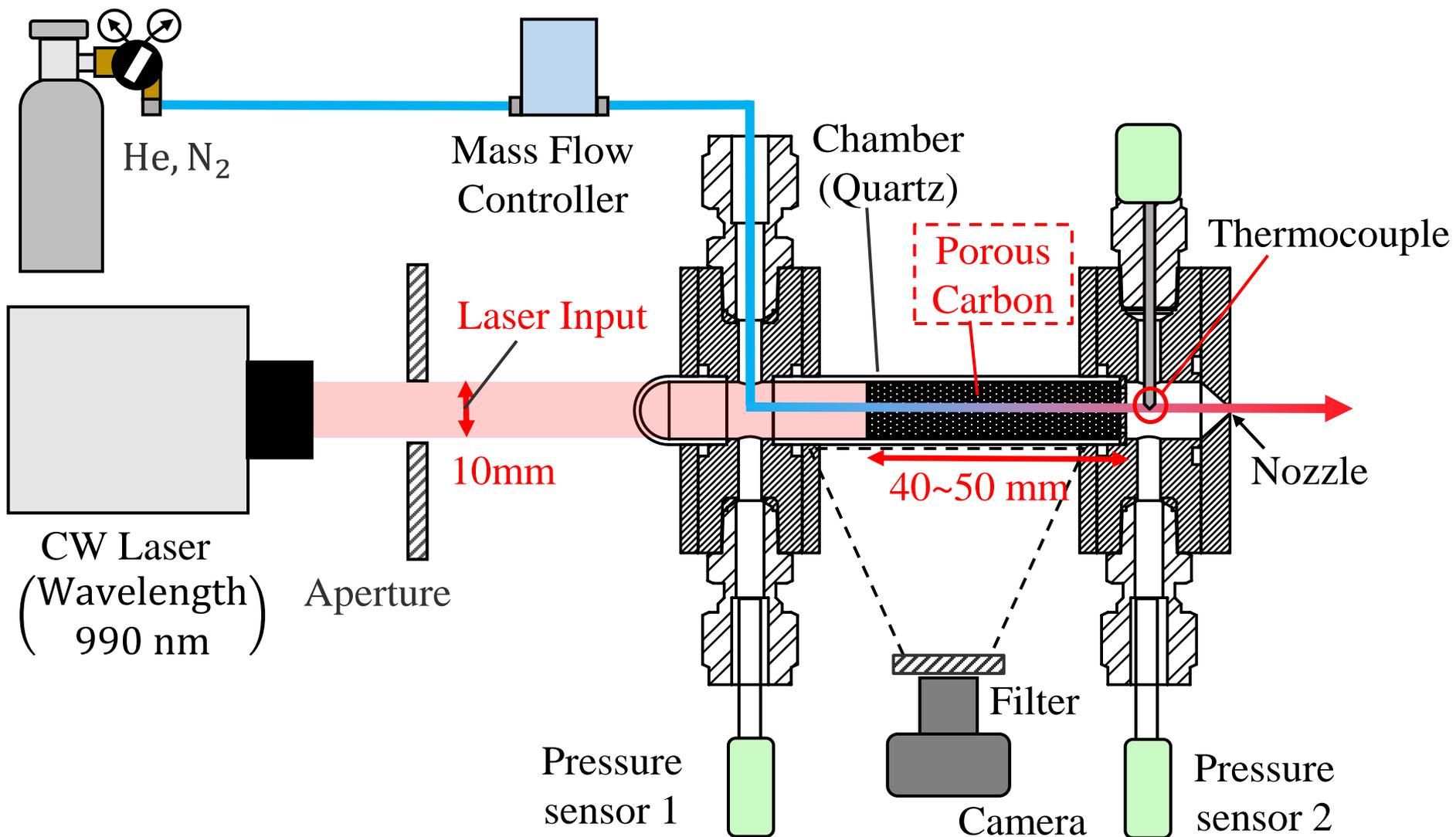


研究目的

輻射損失を低減し，熱伝達効率を向上させる

- 熱交換機の温度分布を可視化する実験を通じて，多孔質体中の流れにおける熱伝達を調査する
- 熱伝達モデルを提案し，その妥当性を評価する

実験装置概要図



レーザー加熱中の様子

Gas: N_2

Porosity : $\phi = 99.1\%$

Intensity : 118 W/cm^2

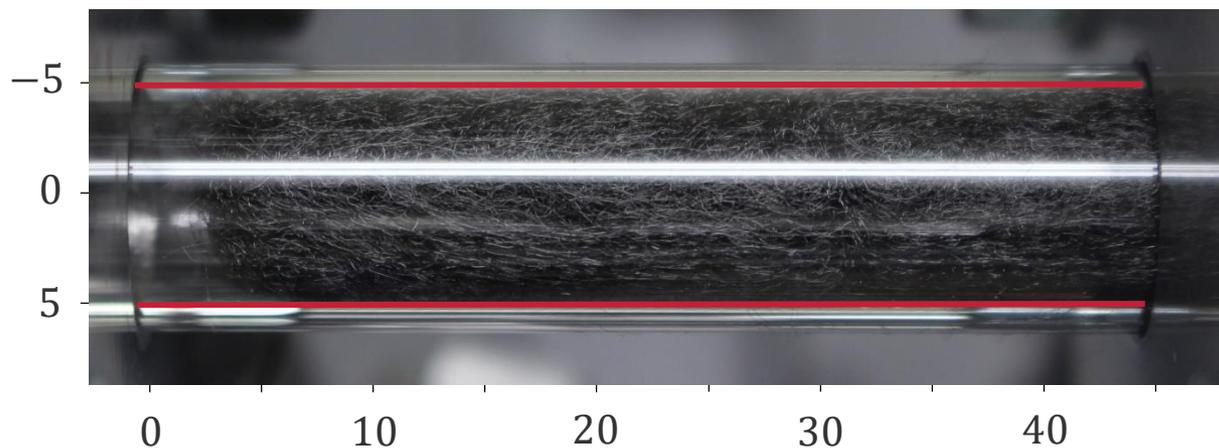
$Re = 0.35$

加熱前の様子
(蛍光灯あり)

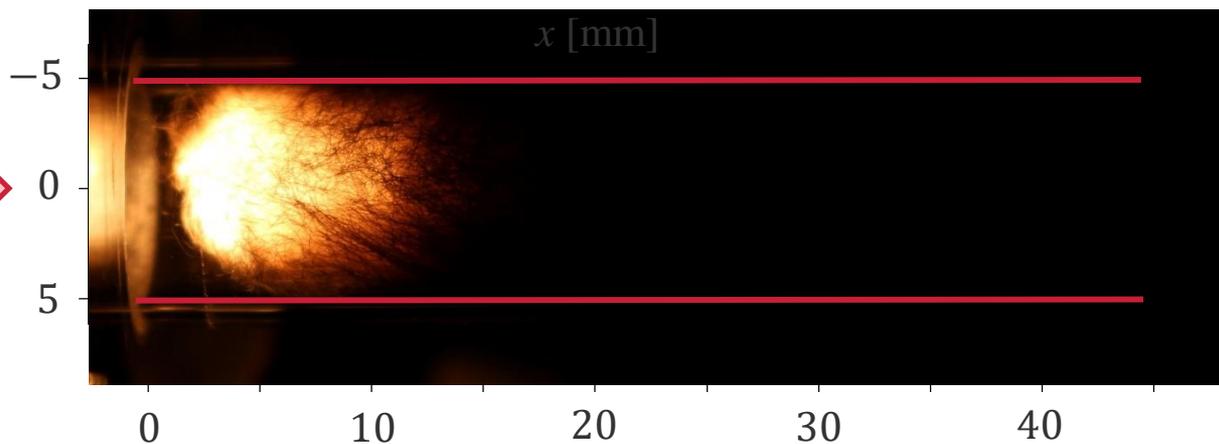
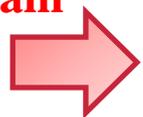
加熱中の様子
(蛍光灯なし)

(※) — はガラス管の内壁

Unit : mm



Laser
Beam



温度可視化結果

Gas: He

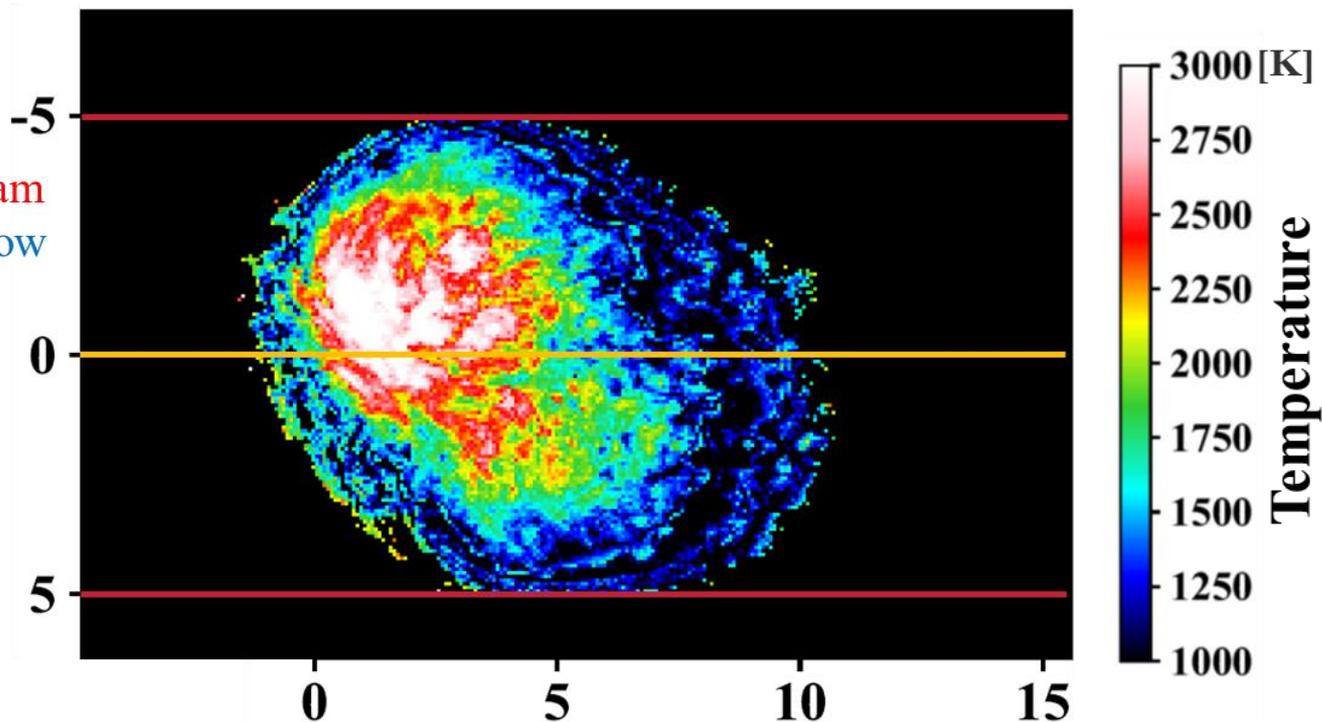
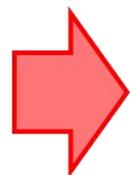
Intensity : $I_0 = 507$ [W/cm²], $Re = 0.23$

— Quartz Chamber Wall

— Center Line

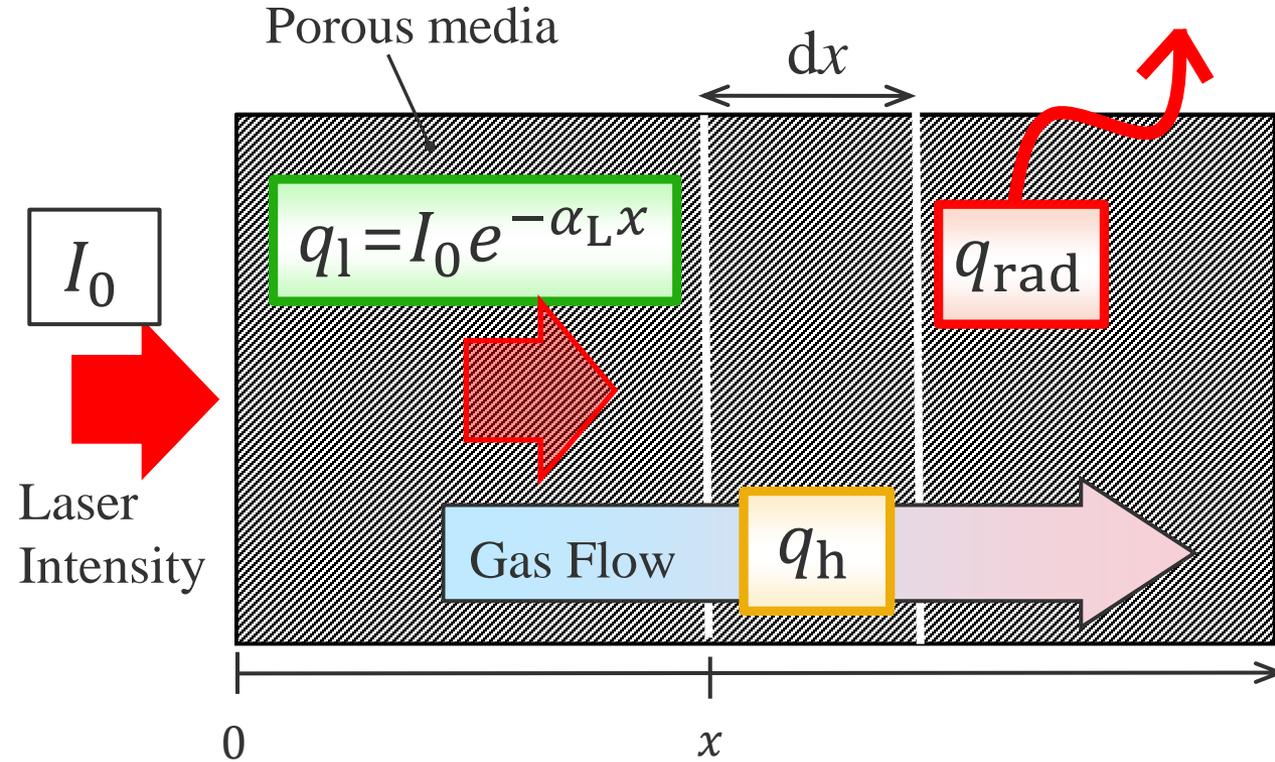
Unit : mm

Laser Beam
& Gas Flow



- ✓ 画像解析によって温度分布を取得した
 ↑ 2色法 (Red, Green の放射輝度比から温度を算出)
- ✓ 光軸の中心の温度分布を用いて, 熱伝達モデルを評価した

エネルギー収支モデル



- : 吸収係数
- : 熱伝達率
- : 単位体積あたりの表面積
- : Stefan-Boltzmann 定数
- : ガスの密度
- : 一様流流速
- : 定圧比熱

Porous

$$-\alpha_L I_0 e^{-\alpha_L x} + ha_v(T_p - T_g) + a_v \sigma_{SB} T_g^4 = 0$$

q_l

レーザー吸収

q_h

対流熱伝達

q_{rad}

輻射散逸

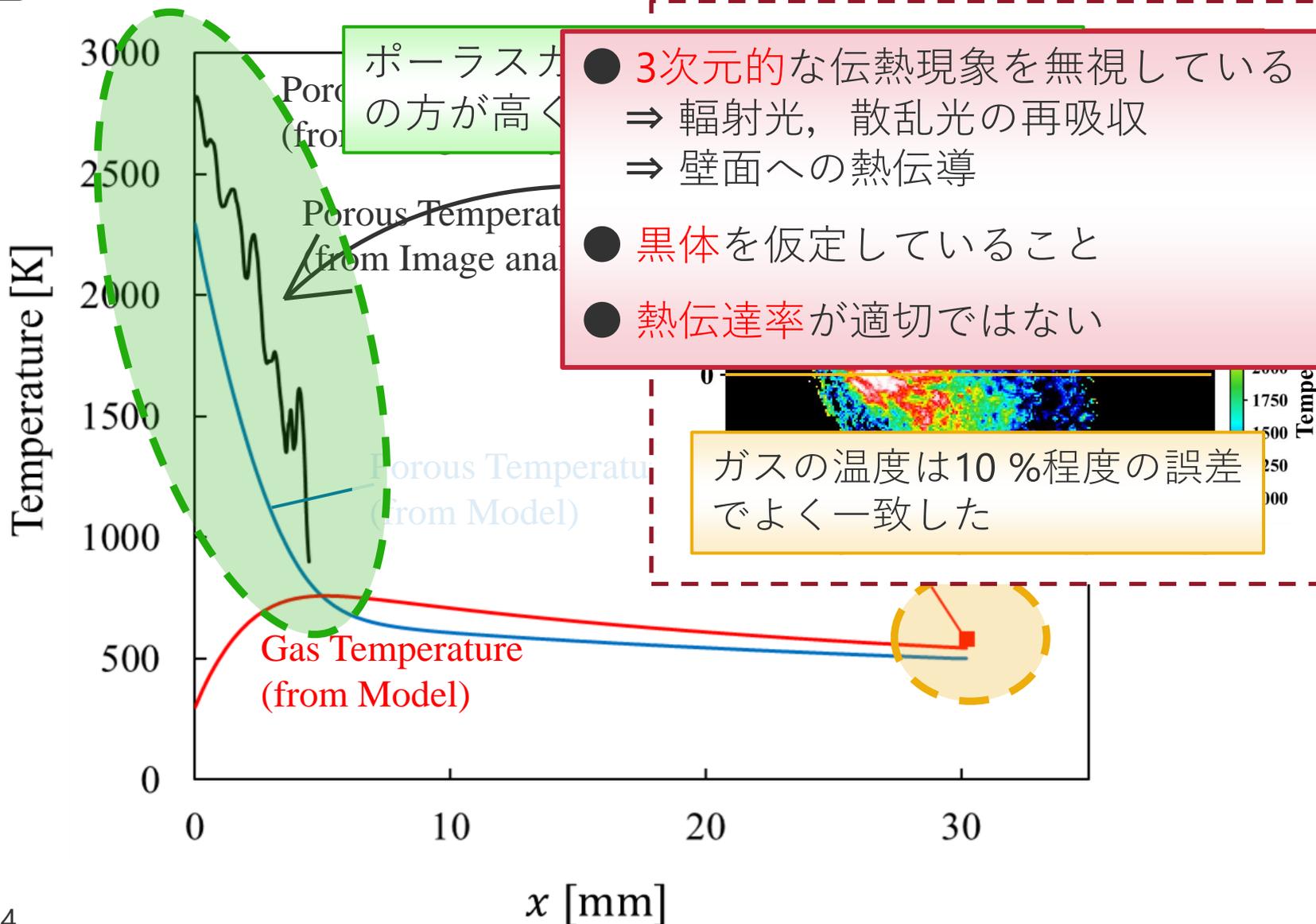
Gas

$$q_h = \rho_g u C_{p,g} \frac{\partial T_g}{\partial x}$$

温度分布（モデルとの比較）

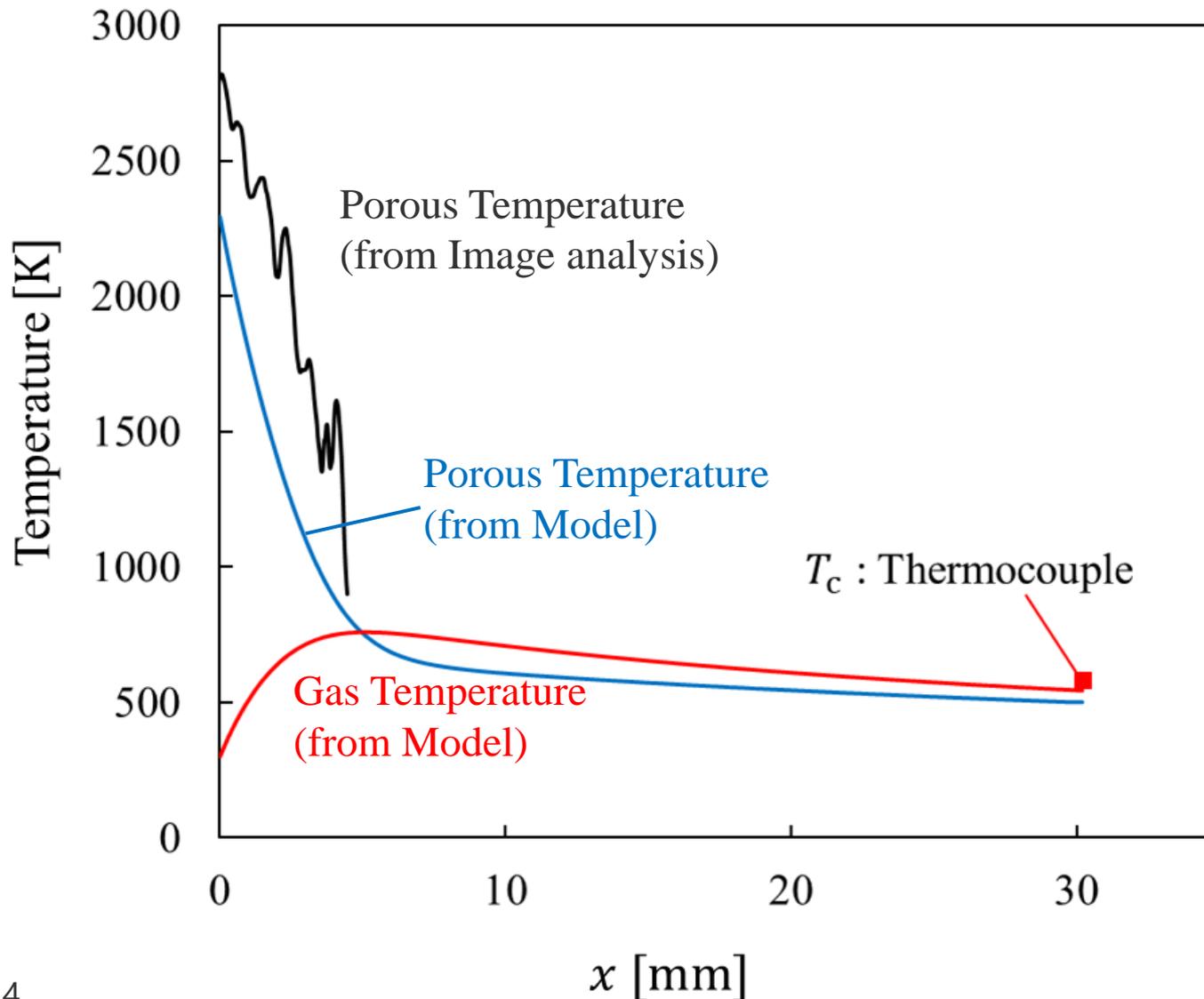
Gas: He

$Re = 0.74, I_0 = 507 \text{ [W/cm}^2\text{]}$



温度分布（モデルとの比較）

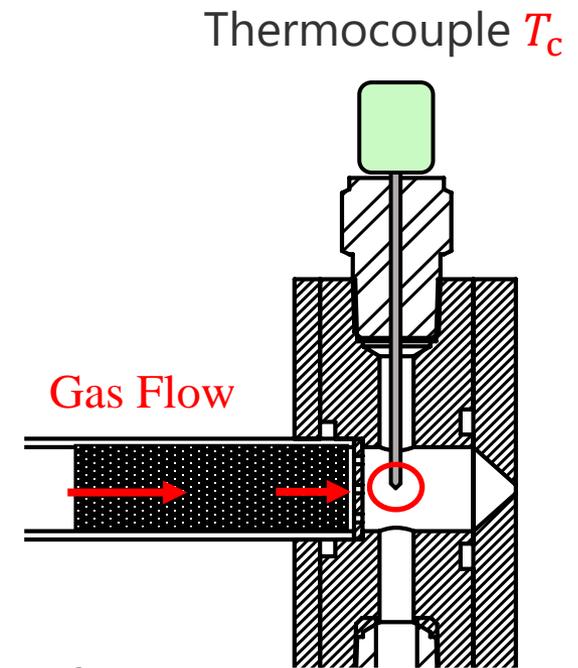
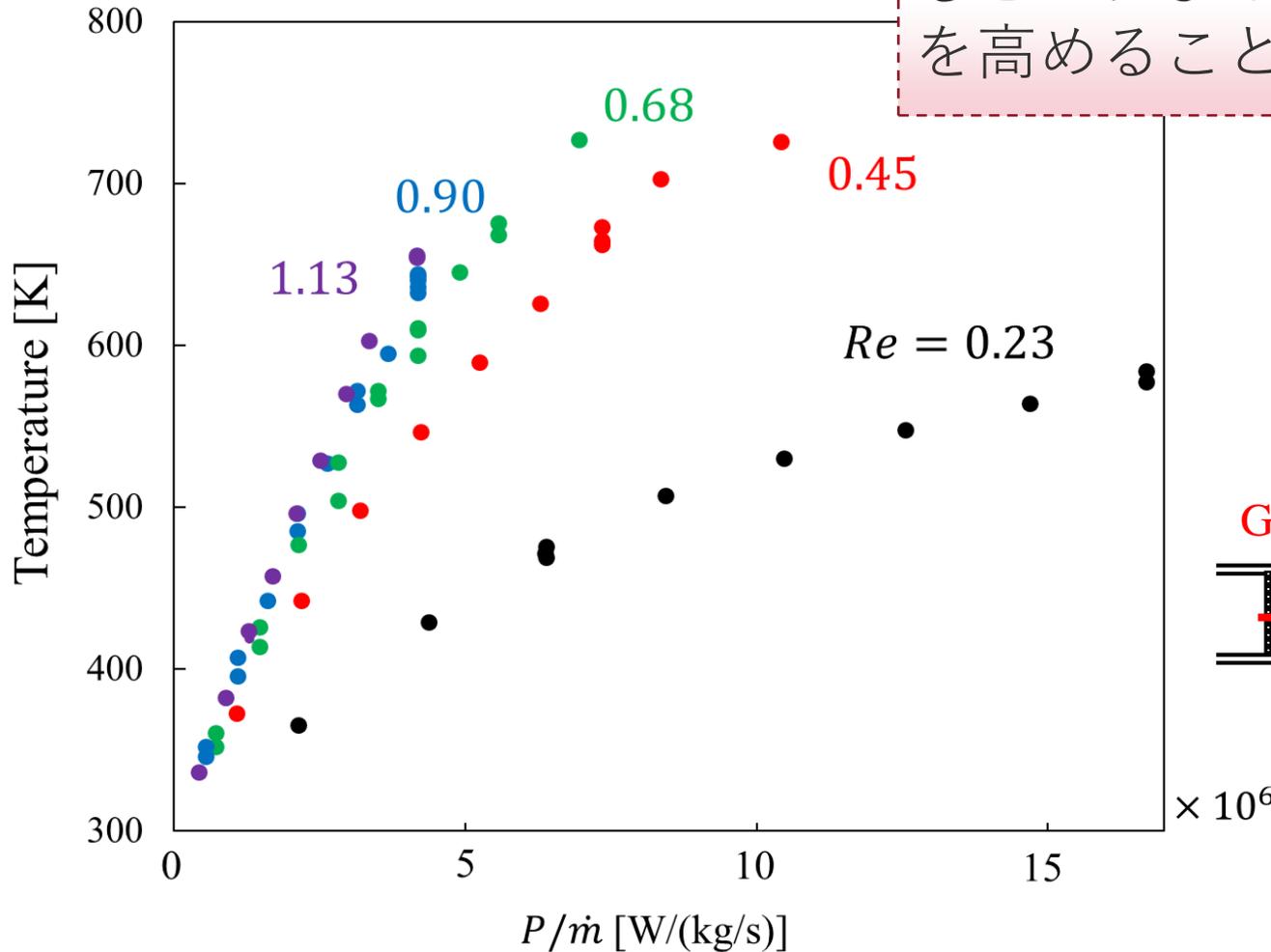
Gas: He $Re = 0.74, I_0 = 507 \text{ [W/cm}^2\text{]}$



Re数とガス温度の関係

Gas: He

同じ P/\dot{m} でも Re 数を大きくすることによって、ガスの温度を高めることができた

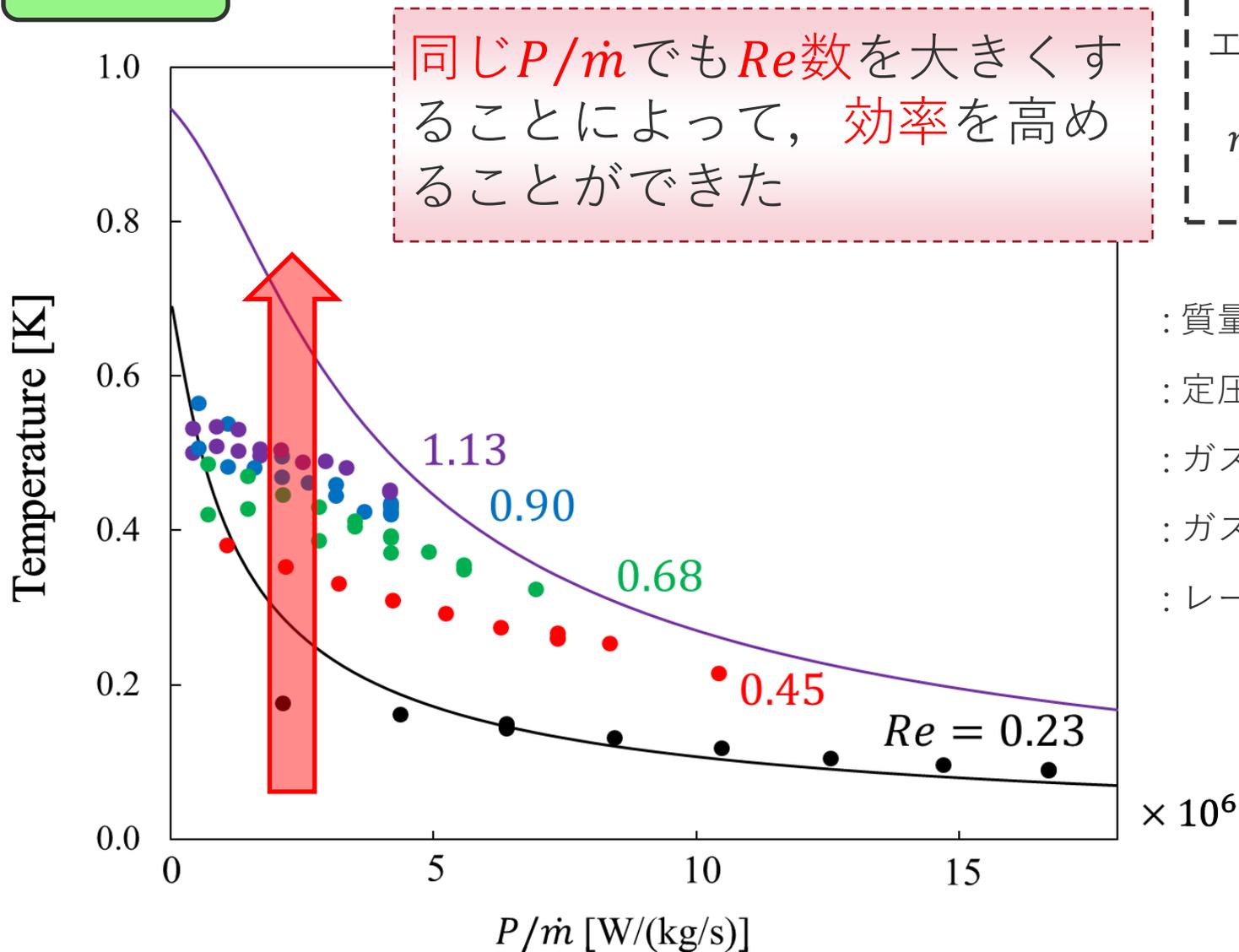


: 質量流量

: レーザーパワー

Re数と効率の関係

Gas: He



エネルギー効率

$$\eta = \frac{\dot{m} C_{p,g} (T_c - T_0)}{P}$$

: 質量流量

: 定圧比熱

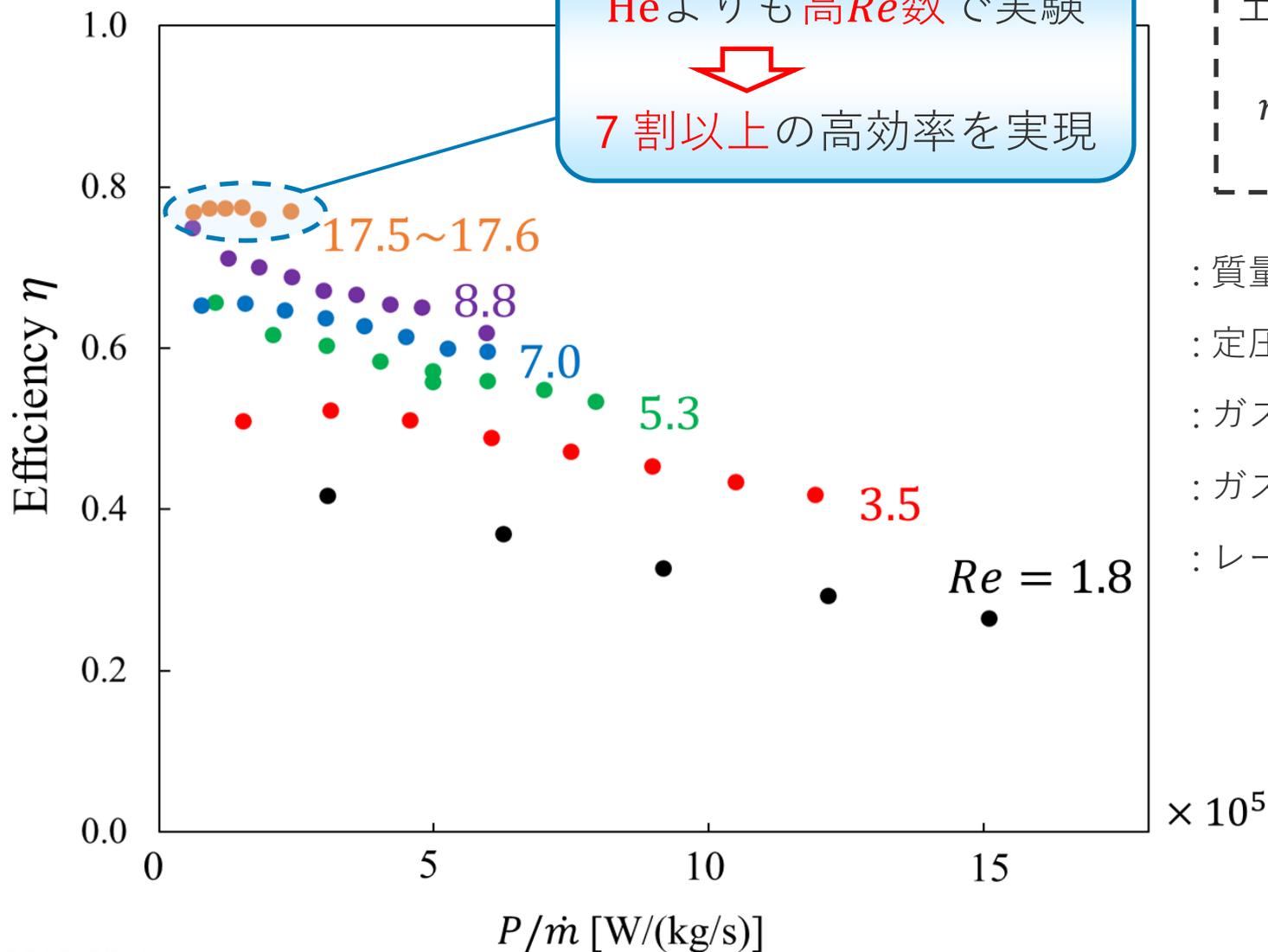
: ガス温度 (加熱後)

: ガス温度 (加熱前)

: レーザーパワー

Re数と効率の関係

Gas: N₂



エネルギー効率

$$\eta = \frac{\dot{m} C_{p,g} (T_c - T_0)}{P}$$

: 質量流量

: 定圧比熱

: ガス温度 (加熱後)

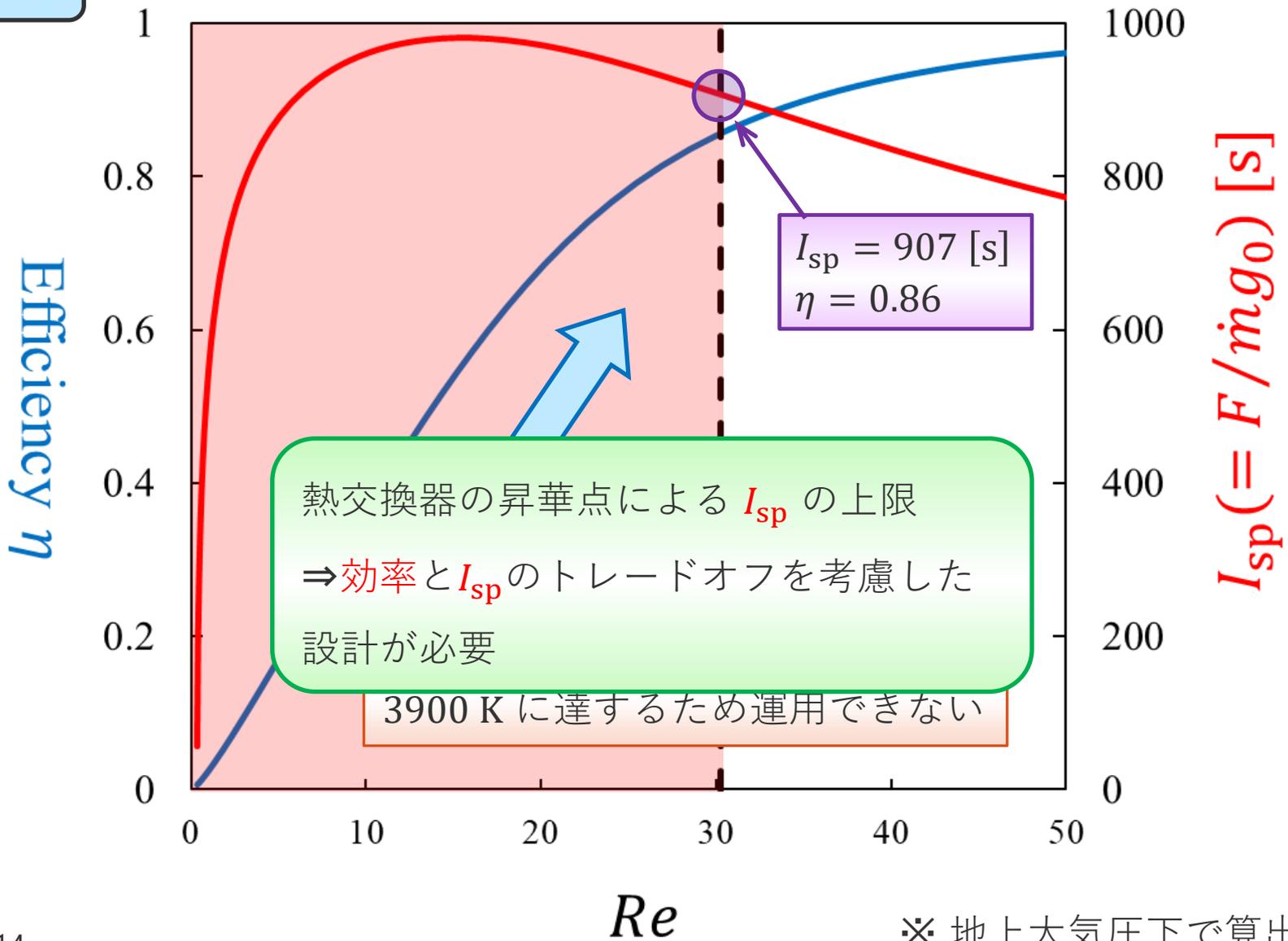
: ガス温度 (加熱前)

: レーザーパワー

I_{sp} について

Gas: H_2

$$I_0 = 12 \times 10^4 \text{ [W/(cm}^2\text{)]}$$



※ 地上大気圧下で算出

結論

○まとめ

- レーザー推進機に搭載されるポーラスカーボン製の温度分布について実験的に調査した
- ポーラスカーボンとガスとの間の熱伝達についてモデル化を行った
- Re 数を高めることで、ガス温度が上昇し、エネルギー効率を高めることができることが分かった。ヘリウムでは5割以上、窒素では7割以上の効率を実現した。
- モデルを元に効率、比推力について計算し、その設計指針を示した。