

人工衛星推進系における推進薬（四酸化二窒素）の沸騰伝熱特性*

Heat Transfer Characteristics with Boiling of the Propellant (N_2O_4) for Spacecraft Propulsion

長 田 泰 一**
NAGATA Taiichi

松 浦 芳 樹***
MATSUURA Yoshiki

Abstract MON3 is used as a propellant for the bipropellant thruster in the spacecraft propulsion. MON3 is Nitrogen Tetroxide (N_2H_4) with 3wt% solution of NO. Heat transfer characteristics with boiling of the MON3 have been measured. The critical heat transfer was identified when the superheat temperature was around 50 °C (degree C) under different flow parameters. Pressure vibration from 8 to 22Hz frequency was observed in the specific flow parameters during the boiling of MON3. These frequencies are in good agreement with that of combustion perturbations observed in the test injector which simulated the actual bipropellant thrusters.

Keywords: Heat transfer with boiling, Critical heat transfer, Nitrogen Tetroxide, Bipropellant thruster, Spacecraft propulsion

1. 緒 言

人工衛星や宇宙探査機にはその軌道変換や姿勢制御のために、推力を発生するスラスタ (Fig. 1) が搭載されている。このスラスタに推進薬を供給し、推力を発生させるシステムが推進系であり、人工衛星など宇宙機における主要サブシステムの一つである。



Fig. 1 “Kounotori” 3rd (HTV-3) and its thrusters.
Thrust level is 490N class.

現在実用化されているほとんどの人工衛星用推進系は、推進薬としてヒドラジン (N_2H_4) またはモノメチルヒドラジン ($CH_3(NH)NH_2$) と MON3 (四酸化二窒素 (N_2O_4) に 3wt%の一酸化窒素 NO を溶解させたもの) を使用している。ヒドラジンおよびモノメチルヒドラジンは燃料、MON3 は酸化剤として用いられる。これら推進薬は常温で液体であり、貯蔵性に優れることから、人工衛星用の推進薬に適している。

スラスタでは、燃料と酸化剤を混合し、燃焼反応させることで高温高压ガスを生成し、その反応ガスを高速で噴射することで推進力を発生する。液体燃料と酸化剤を用いる方式を 2 液式スラスタと呼び、静止衛星や探査機、HTV などの比較的大きな増速が要求される推進系に広く使われている。

Fig. 2 に 2 液式スラスタの概要を示す。加圧供給された推進薬は、マニホールドを経由して、イ

* 2013.11.12 受付

** 宇宙航空研究開発機構 研究開発本部 〒305-8505 茨城県つくば市千現 2-1-1
TEL: (050) 3362-4520 E-mail: nagata.taiichi@jaxa.jp

*** 株式会社 IHI エアロスペース

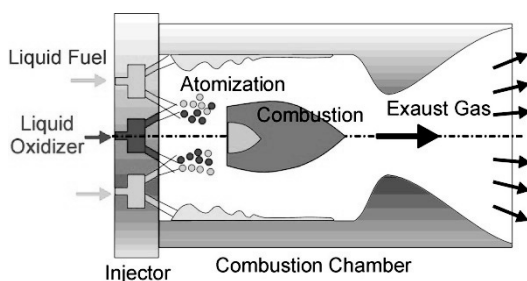


Fig. 2 Schematics of bipropellant thruster.

ンジェクタに穴から燃焼室へ噴射される。噴射された燃料と酸化剤は、衝突し、混合微粒化され、燃焼反応によりガスとなり、ノズルから超音速で噴射される。ヒドラジンまたはMMHとMON3は混合するだけで燃焼反応が開始される（自己着火性）。この燃料と酸化剤の異種二点衝突型インジェクタは、噴流の衝突角度や流量を最適化することで、理想的な燃焼状態になるように設計されている。

燃焼ガス温度は2800℃程度になるため、燃焼室壁面やインジェクタ温度を低く保つ工夫が必要になる。特に、インジェクタ内部の推進薬マニホールドやインジェクタ噴射流路の熱設計が適切でないと、流路内の推進薬が予期せず沸騰し、噴射状態が変化することで、理想的な燃焼を阻害することになる。

松浦ら[1]は、一対のMMHとMON3の異種衝突型インジェクタを用いて2液式スラスタを模擬した条件で可視化実験を行い、特定の流量および温度条件では、インジェクタ流路内の酸化剤推進薬MON3が沸騰することにより、噴射流量が振動し、燃焼室内の圧力変動が発生することを明らかにした。この推進薬沸騰による燃焼不安定が、ひいては2液式スラスタの高周波振動燃焼を誘発する可能性について言及している。

したがって、様々な流量および温度条件で安定作動する2液式スラスタ設計のためには、このインジェクタ流路内での推進薬沸騰条件を考慮することが重要である。

そのためには、使用する推進薬のインジェクタ内部流れにおいて、外部から推進薬への熱伝達を見積もる必要がある。特に、強制対流沸騰の熱伝達率を予測するためには、沸騰伝熱特性データが求められる。エタノールを使った実験データ[2]はあるが、MON3についてはない。

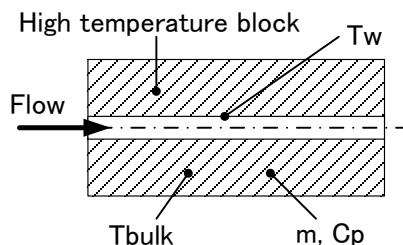


Fig. 3 Experimental apparatus for heat flux measurement.

そこで、本研究では、スラスタ内部の温度、圧力および流速の条件を模擬し、MON3沸騰領域における壁面過加熱度と管路壁面からの熱流束との関係を実験的に明らかにすることを目的とする。

2. 実験方法

Fig. 3に熱流束測定部の概略図を示す。中心に円管流路を設けたブロックを加熱し、沸点よりも高温にする。その後、流路に推進薬を流し、推進薬が通過する際のブロック温度の時間変化から、管内壁から流体への熱流束を見積もる。ブロックの代表温度を T_{bulk} (K)、質量を m (kg)、比熱を c_p (J/(kg·K))として、推進薬流れへの熱伝達による熱流束を Q_l (J/(m²·s))、管路内壁の面積を A (m²)、またブロックから配管や対流により外部に逃げる熱流束を Q_{out} (J/(m²·s))とすると、

$$mc_p \frac{\partial T_{bulk}}{\partial t} = AQ_l + Q_{out} \quad (1)$$

の関係が成り立つ。

式(1)より、

$$Q_l = \left(mc_p \frac{\partial T_{bulk}}{\partial t} - Q_{out} \right) / A \quad (2)$$

となり、ブロック代表温度の時間変化および推進薬流れ以外の外部への熱流束を計測すれば、推進薬流れによる熱流束を見積もることができる。

Fig.4に実際に使用した熱流束測定部を示す。材質は熱伝導率の高いアルミAl6061製で、□10mm x 20mmのブロック形状である。セラミックヒータ（坂口伝熱製）を上下に設置し、断熱材（PEEK樹脂：融点340℃）を介してステンレス板で挟み込むことで、アルミブロックに圧着している。設定温度が高温（280℃程度）なため、熱伝導性フィラー材は使用できない。

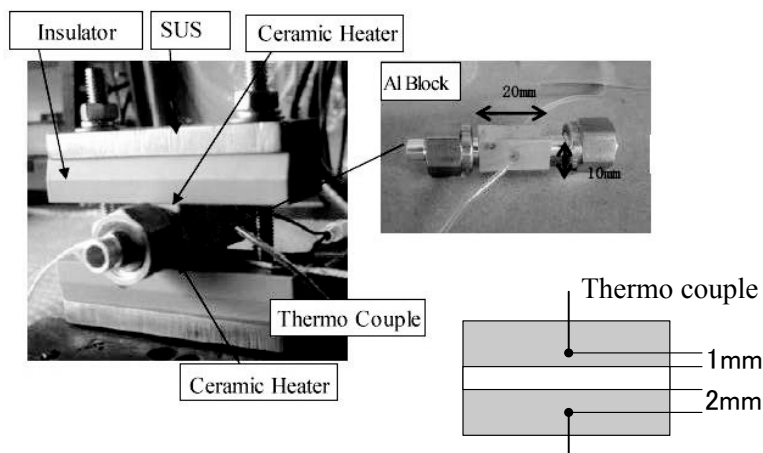


Fig. 4 High temperature block for measuring the heat flux. Thermo couples T_1 and T_2 are located at 1mm and 2mm from inner wall surface respectively.

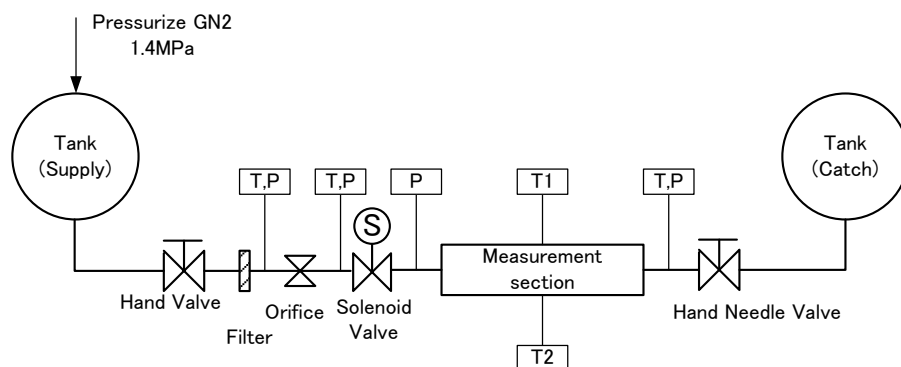


Fig. 5 Schematic of experimental diagram.

アルミブロックの温度計測用にシース型熱電対 ($\Phi 0.25\text{mm}$) を 2 箇所挿入接着 (アレルコボンド 805) している。温度計測の応答性を上げるために、なるべく細い熱電対を採用した。アルミブロックには中心に直径 D の管路があげられてい

る。 D は 0.75mm と 2.00mm の 2 種類である。表面粗さは実際のスラスト加工の条件と同様にしている。

Fig.5 に試験系統図を示す。最上流側のタンクに推進薬を充填し、窒素ガスで 1.4MPa(gauge) 程

Table 1 Parameter settings for MON3 heat flux with boiling

Case No.	Diameter (mm)	Flow velocity (m/s)	Pressure in the tube (MPa abs), target	Initial wall temperature ($^{\circ}\text{C}$), target
1	0.75	9.4	1.0	270
2	0.75	18.8	1.0	270
3	0.75	4.7	1.0	270
4	0.75	9.4	0.4	270
5	2.00	2.6	1.0	270
6	2.00	5.3	1.0	270
7	2.00	2.6	0.4	270

度に加圧する。熱流束測定部の最下流には推進薬回収タンクを設置する。この回収タンクの圧力とオリフィスを調整することで、所定の流速および圧力条件を設定する。測定部の上流に設置した電磁バルブを開けることで、推進薬が高温の計測部に流れ、回収タンクに流入する。

試験の手順について説明する。まず、上流および下流のタンクの圧力を設定し、電磁弁の上流まで推進薬を充填する。測定部のアルミブロックをセラミックヒータによる加熱し、目標温度になった時に、セラミックヒータを OFF にして、同時に電磁バルブを開ける。電磁バルブ開により、推進薬が計測部に流入している間のブロックの温度 T_1 および T_2 の時間変化を計測する。 T_{bulk} は T_1 および T_2 の平均温度で見積もる。また、アルミブロック内流路内の壁面温度は、 T_1 および T_2 の線形補外により求める。壁面温度 T_w と推進薬沸点 T_s の差を過熱度 $\Delta T_{sat} = T_w - T_s$ として定義する。

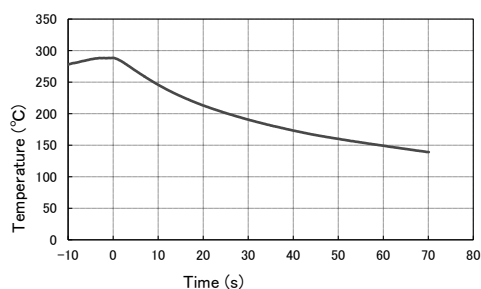
試験条件を Table 1 に示す。推進薬流速および管路内圧力をパラメータとした。初期壁面温度は、 270°C とした。No.1 および 5 は再現性確認のため 2 回実施した。

作動流体は MON3 で MIL-PRF-26539 相当を使用した。過熱度を求める際の圧力と沸騰温度の関係は、USAF Propellant Handbook[3] を参照した。

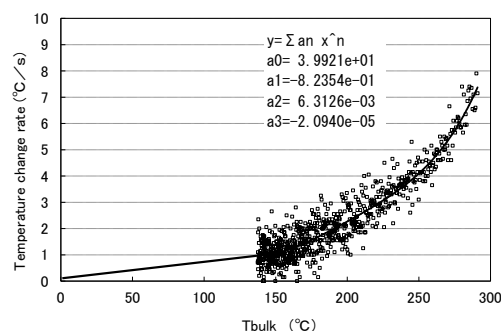
3. 結果と考察

事前に、推進薬の流動による熱伝達以外のブロックから配管や対流により外部に逃げる冷却効果 (式(1)の Q_{out} の効果) を見積もるために、推進薬を流さずに、アルミブロックの温度時間変化を計測し、外部への熱逃げ率を推定した。Fig. 6 に (a)温度計測結果と(b)冷却率とアルミブロック温度との関係を示す。室温から 150°C 程度までは線形を仮定し、そこから 270°C までは図中に示す近似曲線となった。

Fig. 7 に表 1 ケース 1 の計測データを示す。上から(a)計測部の上下流圧力、(b)流量、(c)計測部の流路内壁温度と計測部平均温度の時間変化である。時間は、電磁バルブを開けた瞬間をゼロとしている。電磁バルブが開いてから 3000ms 付近から、圧力、流量、および温度が大きく変化していることが分かる。これは、この時に MON3 が計測部に到達したためと考えられる。5000ms 付



(a)Time evolution of temperature, T_{bulk} .

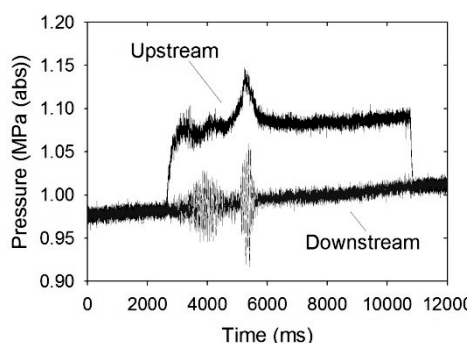


(b)Temperature decrease rate vs. T_{bulk}

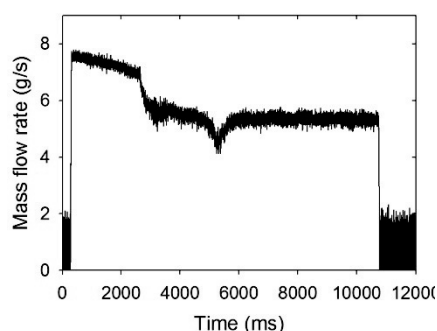
Fig. 6 Preliminary measurement to estimate the heat loss without fluid flow.

近で上流側の圧力が上昇し、5500ms 付近でピークを示した後に下降し、その後変化率は小さくなることが分かる。同時に下流側圧力には振動が見られている。この時、流量は減少し、一方で、温度変化の傾きは大きく変化が見られており、これは MON3 が高温の流路内を流れる中で沸騰状態の変化が起こっていることを示唆する。

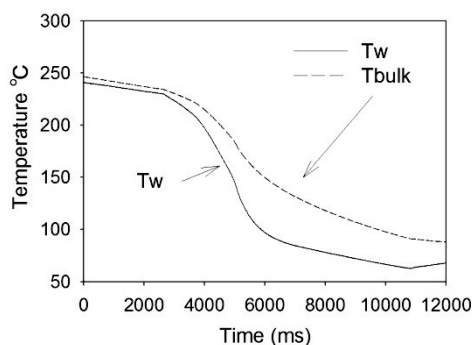
Fig. 8 (a) に上記の計測結果から見積もった熱流束と過熱度の関係を示す。過熱度 50°C から 60°C 付近で熱流束が上昇し最大となり、その後下降する傾向が分かる。これは、一般的な沸騰熱伝達の傾向と一致する。つまり、沸騰開始点から核沸騰領域に入ると熱流束は上昇し、バーンアウト点で熱流束は極大を示す。その後遷移沸騰領域では熱流束は下降し、膜沸騰領域にいたる。Fig. 8 を見ると、過熱度 50°C から 60°C 付近で限界熱流束 (CHF: Critical Heat Flux) と推測される冷却能力のピークを示すことが分かる。Fig.8 (b) には、同



(a) Time evolution of pressure



(b) Time evolution of mass flow rate

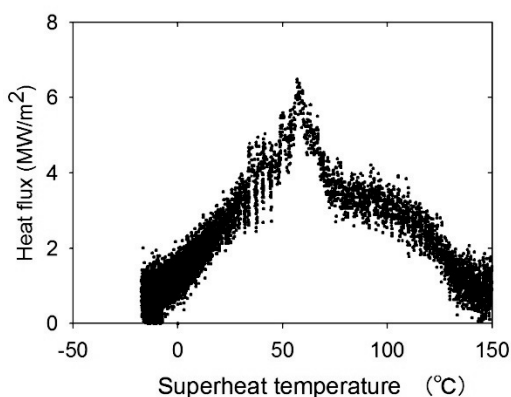


(c) Time evolution of temperature

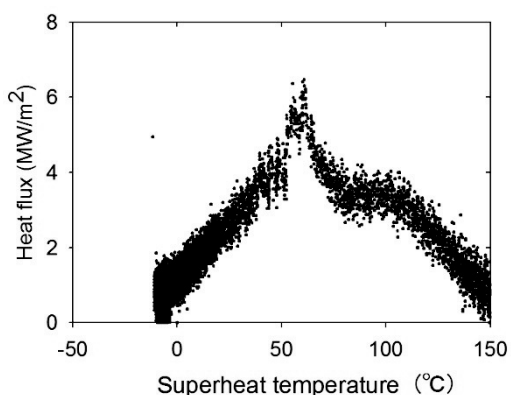
Fig.7 Measurement result for case 1.

じ条件での結果を示しているが、良い再現性を示している。ケース 5 においても同様に 2 回計測を行い、再現性が良いことを確認した。

Fig. 9 に各ケースでの熱流束と過熱度の結果を並べて示す。(a)はケース 1 から 3、(b)はケース 5 と 6、(c)はケース 4 と 7 である。これらから、



(a) Case 1 first measurement



(b) Case 1 second measurement

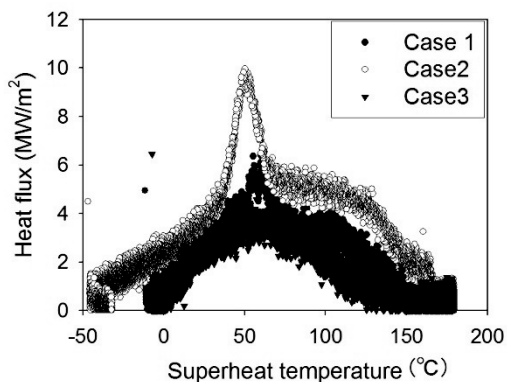
Fig. 8 Heat flux vs. superheat temperature of MON3.

(a) is first time measurement and (b) is second one. This result shows good repeatability.

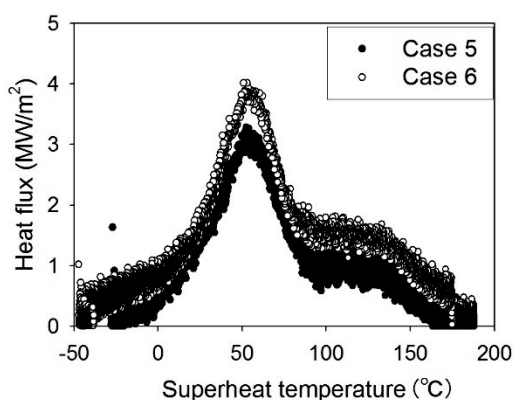
推進薬流速、管路内圧力および管路径のパラメータによらず、過熱度 50°C 付近で Fig. 8 と同様に熱流束のピークを示すことが分かる。しかし、(a) および (b) をみると、ピークの大きさは流速の影響を受けている。ケース 1 と 4、およびケース 5 と 7 を比較すると、圧力の依存性は明確には分らない。特に、ケース 7 では後述する圧力振動が見られており評価は難しい。

Fig. 10 に各ケースでの CHF と流速の関係を示す。流速が大きくなるに従ってほぼ線形に CHF も大きくなる事が分かる。

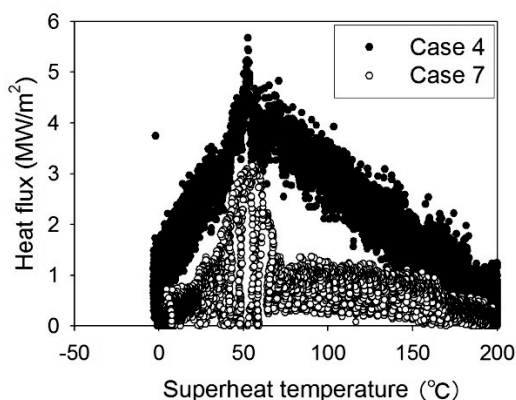
次に、ケース 7 で顕著に見られた圧力振動について述べる。ケース 7 では Fig. 11 に示すように、



(a) Case 1, 2 and 3



(b) Case 5 and 6



(c) Case 4 and 7

Fig. 9 Heat flux vs. superheat temperature comparison with each case.

計測部の上下流圧力、流量に大きな振幅の振動が

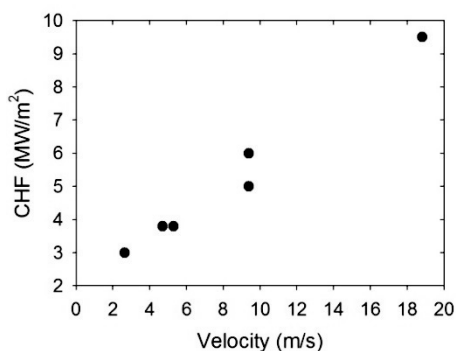


Fig.10 CHF vs. velocity. CHF increase proportional to internal velocity.

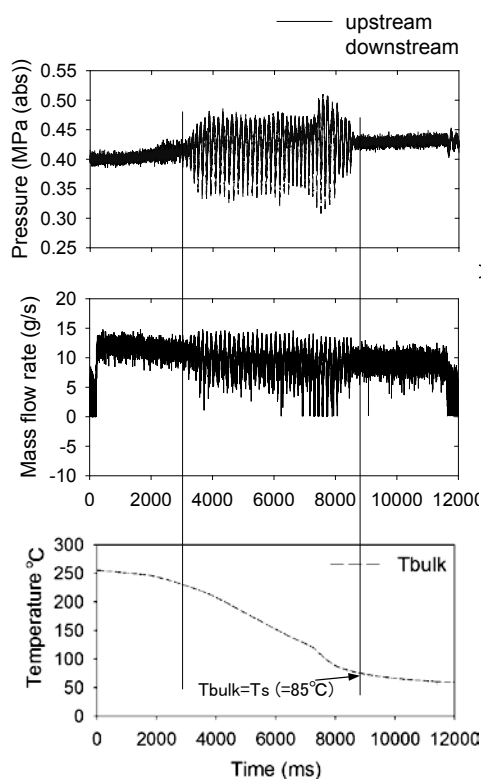


Fig. 11 Pressure and mass flow rate vibration during boiling of MON3 in case 7.

見られた。この振動は、推進薬が計測部に流入してから、沸騰温度と壁面温度が同じになる時まで継続する。つまり、沸騰している間振動が継続している。この圧力振動に FFT を行ったら周波数は 8,15,22Hz であった。これは、スラスタの模擬インジェクタで見られた振動燃焼の周波数

[1]と同じオーダーである。このことから、スラスタに見られる燃焼不安定は、インジェクタ流路内の MON3 沸騰に起因する圧力および流量の周期的な変動がトリガーとなっている可能性がある。

4. 結 言

人工衛星用 2 液式スラスタインジェクタ内部の温度、圧力および流速の条件を模擬し、MON3 沸騰領域における壁面過加熱度と管路壁面からの熱流束との関係を実験的に見積もった。

流路直径、流速、圧力を実際のスラスタパラメータ範囲内で変化させても、過熱度 50°C 付近で同様に限界熱流束を示した。

条件によっては、MON3 が沸騰流動している時に配管内圧力および流量に大きな振動が発生した。この周波数は 8~22Hz であり、スラスタの模擬インジェクタで見られた振動燃焼の周波数と同じオーダーである。

Nomenclature

A	: Surface area	[m ²]
c_p	: Specific heat	[J/(kg · K)]

m	: mass of Al block	[kg]
Q_l	: Heat flux of liquid	[J/(m ² · s)]
Q_{out}	: Heat flux to outer system	[J/(m ² · s)]
T_{bulk}	: Average temperature of Al block	[°C]
T_w	: Wall temperature	[°C]
T_s	: Boiling temperature	[°C]
ΔT_{sat}	: Superheat temperature	[°C]

参考文献

- [1] Matsuura, Y., Iihara, S. and Tashiro, Y., Hypergolic Propellant Ignition Phenomenon with Oxidizer, Proc. 49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, AIAA2013-4154 (2013).
- [2] Meyer, M. and Linne, D., Forced Convection Boiling and Critical Heat Flux of Ethanol in Electrically Heated Tube Tests, NASA TM-1998-206612, AIAA-98-1055 (1998).
- [3] Wright, A., "USAF Propellant Handbooks. Nitric Acid/Nitrogen Tetroxide Oxidizers. Volume II", USAF (Defense Technical Information Center), AFRPL-TR-76-76 (1977).