

## 科学研究費助成事業（科学研究費補助金）研究成果報告書

平成 24 年 6 月 12 日現在

機関番号：82645

研究種目：若手研究(B)

研究期間：2010～2011

課題番号：22760630

研究課題名(和文) 汎用アブレータを用いたアブレータ熱防御システム評価解析手法の予測誤差定量化

研究課題名(英文) Prediction accuracy evaluation of analysis method for ablation thermal protection system using a general-purpose ablative materials

研究代表者

鈴木 俊之 (SUZUKI TOSHIYUKI)

独立行政法人宇宙航空研究開発機構・研究開発本部・研究員

研究者番号：20392839

研究成果の概要(和文)：

研究用の汎用アブレータを製作し耐熱特性を取得した。また熱機械物性値を取得し、評価解析モデルを開発した。更に加熱試験環境下におけるアブレータの熱解析を実施した。加熱試験データとの比較を通して評価解析手法の妥当性を確認した。本評価解析手法は、はやぶさ再突入カプセルの飛行データを非常に高い精度で再現できることが判明した。更に軽量アブレータの解析にも適用できることが判明した。

研究成果の概要(英文)：

Thermal characteristics of CFRP ablative materials that were developed for a general-purpose are successfully obtained. Thermal properties of the CFRP ablator were measured. The experimental data obtained in the arcjet wind tunnel were analyzed numerically. The thermal response of ablative TPS of the Hayabusa capsule is calculated along the most probable reentry trajectory by using the analysis method. The calculated results are compared with the flight data obtained at the present time. It is found that a reasonable agreement is obtained between the calculated surface temperature and the temperature values estimated from the ground observation. The present analysis method was also applied to the analysis of a lightweight ablator.

交付決定額

(金額単位：円)

	直接経費	間接経費	合計
2010 年度	2,200,000	660,000	2,860,000
2011 年度	1,000,000	300,000	1,300,000
総計	3,200,000	960,000	4,160,000

研究分野：工学

科研費の分科・細目：総合工学・航空宇宙工学

キーワード：航空宇宙流体力学, アブレーション熱防御システム

## 1. 研究開始当初の背景

惑星探査や大気圏突入飛行に用いられる飛翔体は 10km/s 以上の超軌道速度で大気圏を飛行するために、機体前方には強い離脱衝撃波が生じ機体は過酷な空力加熱にさらされる。このような空力加熱から機体を防御するため、熱防御材としては炭素繊維強化プラスチック (CFRP) 等のアブレータが用いられる。近年日本においても USERS 計画や、はやぶさ計画において地球大気圏突入飛行

を実施するに当たり、アブレータを用いた熱防御システムの開発が行われた。今後も次期火星探査をはじめとする惑星探査計画の実施や、有人輸送技術の開発への期待が益々高まることが予測されており、アブレータを用いた熱防御技術の信頼性向上は必須項目である。

従来、アブレータに関する研究は高エンタルピ風洞を用いた加熱試験による耐熱性能評価や、理論による評価モデル開発、及び数

値解析による評価解析手法の開発等、国内外で多くの研究が行われてきた。しかしながら現在のところ実機の熱防御システム開発においては設計安全率を高く設定せざるを得ず、熱防御システム重量が増大することによりペイロード重量比の低下を招いている。これは、アブレータ評価モデル群とそれらを導入したアブレータ評価解析手法の予測誤差がこれまで定量化されていないために、個々の設計者の経験的なパラメータ設定に頼らざるを得ず、結果として熱防御システム設計の現場に大きな不確かさを残していることが原因である。アブレータ評価解析手法の予測誤差定量化がなされていない要因に関しては以下が挙げられる。特にこれまでのアブレータ開発はミッションOrientedであるが故に、高い技術を盛り込んだアブレータ評価技術は機微情報とせざるを得なかった。その結果アブレータ評価モデル開発の基礎研究を進める際にアブレータ構造情報や物性値情報を盛り込んで一歩進んだ応用を行うことが難しくなり、また評価解析手法の予測誤差を定量化するのに十分なだけの加熱試験データが公開されていない。また上記の情報を含んだ成果公開の際にも十分な配慮を要する点も要因の1つであろうと思われる。これらの要因を除外するため、公開の妨げになる特殊な技術を用いたアブレータではなく、汎用の CFRP アブレータを用いた研究が必要であると思われる。

## 2. 研究の目的

本研究では、公開の妨げになる特殊な技術は用いずに研究用の CFRP アブレータを製作し、加熱試験や物性値計測を通して耐熱基礎特性を取得する。また国内外で提唱されているアブレータ評価モデル群とそれらを導入した解析手法について、加熱試験結果との比較を行うことでその予測誤差の定量化を行う。更に実際の気圏突入飛行環境におけるアブレータ解析を行い、飛行データとの比較を通して解析手法の妥当性を検証する。

## 3. 研究の方法

### 研究用 CFRP アブレータの開発

現在試作が進んでいる研究用アブレータについて、ピンホール等の不具合がないよう更に最適な焼成条件等を見極めた上で加熱試験用アブレータの本製作を行う。

### 耐熱基礎特性の取得、試験データ信頼性向上

JAXA 所有の 750kW アーク加熱風洞を用いて、製作したアブレータの加熱試験を行う。加熱試験では幅広い加熱条件下において、放射温度計を用いた表面温度計測、熱電対を用いた内部温度計測、損耗後退量計測を行う。特に一つの加熱条件において最低 3 個の供試体を

用いた計測を行うことにより、加熱試験データの分散を取得し信頼性向上を図る。

### はやぶさカプセルアブレータの解析

これまで開発を行ってきたアブレータ評価解析手法の妥当性を検証するため、はやぶさ地球再突入軌道に沿ったアブレータ解析を行う。光学観測により得られているアブレータ温度履歴や X 線 CT によって得られているアブレータ密度分布との比較を行うことにより、本評価解析手法に導入されているアブレータ表面反応モデル（酸化、窒化、昇華反応、触媒性再結合反応）やアブレータ物性値モデルの妥当性を評価する。

## 4. 研究成果

### 研究用 CFRP アブレータの開発

本研究で使用した研究用アブレータは、比重約 1.5 の炭素繊維強化プラスチックでありスーパーレジン工業株式会社にて製作を実施した。製作にあたっては炭素繊維ドライクロスにフェノール樹脂を手塗りで塗布・含浸させた。その後鋳型内に積層させ、オートクレーブ (AC-2500, ashida) を用いて真空脱泡を行いながら 180℃ で約 1 時間加熱・硬化した。製作した試験片の写真を図 1 に示す。炭素繊維ドライクロスにはトレカ®クロス (CK6261C, 東レ) を用い、フェノール樹脂には SC1008 (Borden Chemical, Inc.) を用いた。フェノール樹脂 SC1008 は米国スターダスト計画における地球帰還用カプセルのアブレータ材の材料に使用された実績があり、例えば他の耐熱性ポリイミド樹脂に比べると低い温度で樹脂が熔融する特徴を持つため、低温域からもアブレーション現象による対流遮蔽効果が期待できると考えられる。



図 1 研究用 CFRP アブレータの製作

### 耐熱基礎特性の取得、試験データ信頼性向上

本研究で製作した研究用アブレータの耐熱性能の定量化に向けて加熱試験を行った。加熱試験は JAXA 研究開発本部の 750kW アーク加熱風洞で行われた。本加熱試験で使用した供試体の概要を図 2 に示す。加熱試験に用

いる供試体は、アブレータ試験片、銅製アブレータホルダ、銅製インターフェースの3部品で構成され、インターフェース部は風洞設備である試料回転装置に機械的に固定される。アブレータ試験片は直径40mm、厚さ40mmの円柱形状であり、試験片全体がアーク気流に包まれるため、アブレータ試験片正面だけでなく側面からの熱入力を許容したものである。本供試体を用いた加熱試験ではアブレータ表面温度と内部温度を取得した。表面温度の計測では、アブレータ表面中心部の温度を放射温度計を用いて計測した。放射率は0.9である。また内部温度の計測に向けて供試体一個当たりK型熱電対3本がアブレータ背面から縦方向に屢装されている。アブレータと熱電対はセラミックス接着剤を用いて固定している。アブレータ中心軸に沿ってアブレータ表面から10mm及び20mm、またアブレータ中心軸から13mmオフセットさせた軸に沿って表面から10mm及び20mmの位置において温度計測を行った。アブレータホルダは加熱による損傷を防ぐためガラスクロスで覆い針金で固定している。

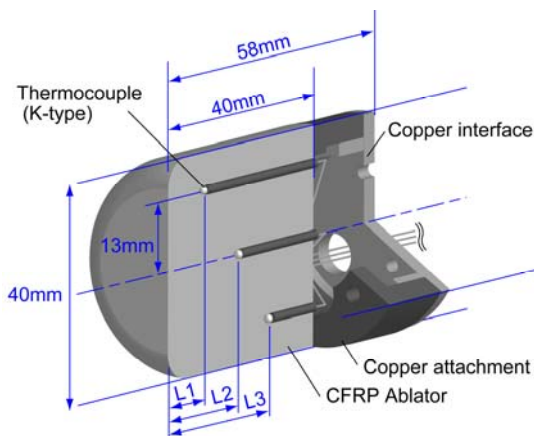


図2 加熱試験に用いた供試体の模式図

本研究では空気流量 0.01kg/s、電流 300A の場合の低加熱率条件と空気流量 0.02kg/s、電流 700A の場合の高加熱率条件の2条件にて加熱試験を行った。各アブレータ供試体をアーク気流に投入する前後には、供試体が投入される位置に直径40mmのガードン型平頭カロリメータを投入し、気流の加熱率を計測した。これによると低加熱率条件の場合で1.1MW/m<sup>2</sup>であり、高加熱率条件の場合で2.4MW/m<sup>2</sup>であった。加熱試験を行っている際の写真を図3に示す。

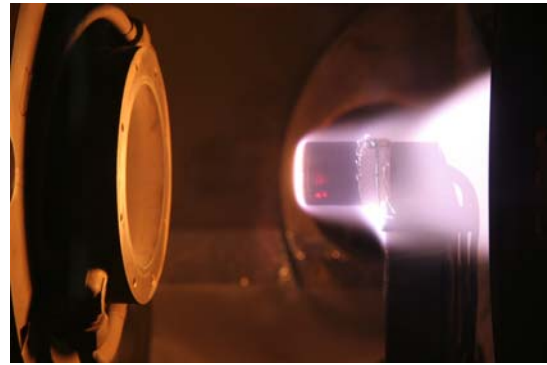


図3 加熱試験中の様子

### はやぶさカプセルアブレータの解析

アブレータ評価解析手法を用いてはやぶさ地球再突入軌道に沿ったアブレータ解析を行った。解析によって得られたカプセル表面温度の時間変化を図4に示す。本解析では様々な物理モデルを導入し、結果の比較を行った。Case 1では従来の表面反応モデル（酸化反応、昇華反応）を考慮している。Case 2ではCase 1に加えて申請者等が従来開発してきた窒化反応モデルを導入している。Case 3では表面荒さを考慮している。Case 4ではCase 1に加えて熱分解ガスの噴出により境界層が早期に乱流遷移すると仮定している。図4より、再突入開始からカプセル表面温度は温度が上昇し始め、70秒後過ぎには最大温度となり、その後ゆっくりと温度が下がることがわかる。Case 3の場合他と比べて温度が低い、これは表面荒さを仮定することにより表面損耗を伴う化学反応が促進され、境界層中に多くのアブレーション生成ガスが漂うことにより対流遮蔽効果が上がったためである。

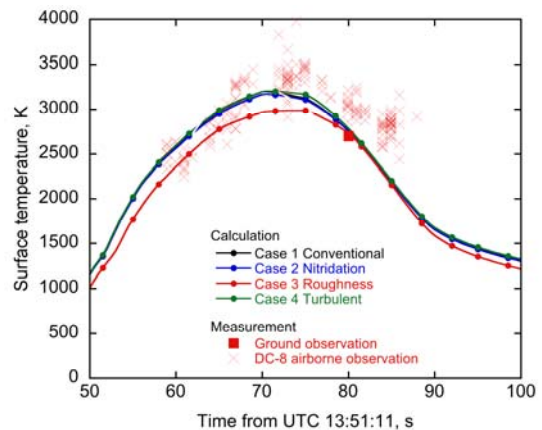
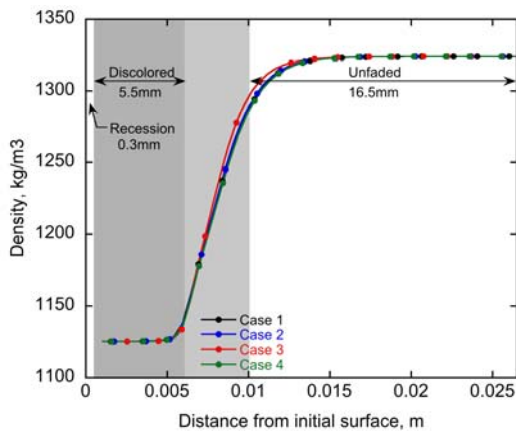


図4 はやぶさカプセルの表面温度の時間変化と地上及び航空機観測によって得られた表面温度の比較

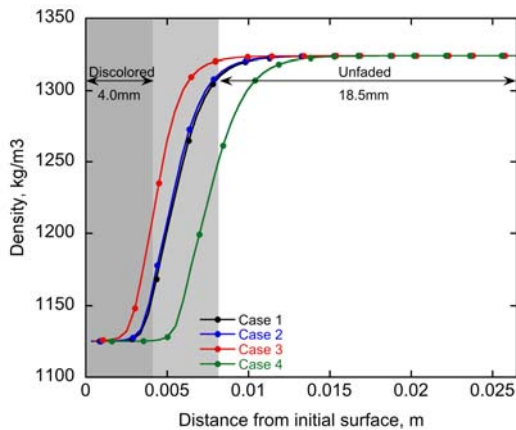
図4には地上における光学観測及び航空機による光学観測によって得られたカプセル表面温度も示している。表面温度が最大とな

る 70 秒後過ぎまでは評価解析で得られた表面温度は航空機観測によって得られた表面温度と良く一致していることがわかる。その後評価解析結果は航空機観測結果を若干下回るが、地上光学観測によって得られた表面温度と非常によく一致する。

加熱から十分時間が経過した後について、評価解析によって得られたアブレータ密度分布を図 5 に示す。よどみ点近傍では約 5mm 炭化し、約 16mm の母材が残っている。いずれの計算結果でも違いは見られなかった。一方カプセル後流における肩部では Case 1 と Case 2 は大きな違いが見られないものの、Case 3 は炭化層が薄く、母材層が厚くなった。また Case 4 では炭化層が厚く、母材層が薄くなった。Case 3 は表面荒さを仮定しているため、対流遮蔽効果が上がり表面温度が低くなったため炭化層が薄くなったと考えられる。一方 Case 4 については早期乱流遷移を考慮することによりカプセル後流における加熱率が高くなり、結果として温度が高くなったため、炭化層が厚くなったと考えられる。



(a) よどみ点近傍



(b) 肩部

図 5 アブレータ密度分布の比較

カプセル回収後は X 線 CT 撮影を行い、アブレータ内部の密度分布を色の濃淡の違いによって得た。得られた結果を図 5 に合わせて示す。よどみ点については評価解析結果は

X 線 CT によって得られた結果とよく一致していることがわかる。またカプセル後流肩部については Case 1 と Case 2 が X 線 CT 撮影結果によく一致すると思われる。この結果に基づき、従来の表面反応モデルや窒化反応モデルは表面温度や密度分布をよく再現することがわかった。一方で表面荒さを仮定した場合は表面温度や炭化層厚さを過小評価し、早期乱流遷移を仮定した場合は炭化層厚さを過大評価することがわかった。

## 5. 主な発表論文等

(研究代表者、研究分担者及び連携研究者には下線)

[雑誌論文] (計 5 件)

- ① Toshiyuki Suzuki, Kazuhisa Fujita, Takeharu Sakai, Kei-ichi Okuyama, Sumio Kato, and Seiji Nishio, “Thermal Response Analysis of Low-Density CFRP Ablator,” Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan. (査読有り, アクセプト済, 掲載刊号未定)
- ② Takeharu Sakai, Takahiro Inoue, Kei-ichi Okuyama, Toshiyuki Suzuki, Kazuhisa Fujita, Sumio Kato, and Seiji Nishio, “Post-Test Sample Analysis of Low Density Ablators Using Arcjet,” Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan. (査読有り, アクセプト済, 掲載刊号未定)
- ③ Sumio Kato, Kei-ichi Okuyama, Kenta Gibo, Takuma Miyagi, Toshiyuki Suzuki, Kazuhisa Fujita, Takeharu Sakai, Seiji Nishio, and Teruhiro Watanabe, “Thermal Response Simulation of Ultra Light Weight Phenolic Carbon Ablator by the Use of the Ablation Analysis Code,” Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan. (査読有り, アクセプト済, 掲載刊号未定)
- ④ Toshiyuki Suzuki, Kazuhisa Fujita, and Takeharu Sakai, “Experimental Study of Graphite Ablation in Nitrogen Flow, Part II: Further Numerical Analysis” Journal of Thermophysics and Heat Transfer, Vol. 24, No. 3, 2010, pp. 589–597. (査読有り)
- ⑤ Toshiyuki Suzuki, Kazuhisa Fujita, and Takeharu Sakai, “Graphite Nitridation in Lower Surface Temperature Regime” Journal of Thermophysics and Heat Transfer, Vol. 24, No. 1, 2010, pp. 212–215. (査読有り)

〔学会発表〕(計 19 件)

- ① 鈴木俊之, 藤田和央, 山田哲哉, 稲谷芳文, 石井信明, 「はやぶさアブレータ TPS の飛行後解析」, 平成 23 年度宇宙航行の力学シンポジウム, 2011 年 12 月 19 日, 宇宙科学研究所.
- ② 藤田和央, 鈴木俊之, 松山新吾, 山田哲哉, 「はやぶさサンプルリターンカプセル飛行環境の再構築」, 平成 23 年度宇宙航行の力学シンポジウム, 2011 年 12 月 19 日, 宇宙科学研究所.
- ③ 藤田和央, 鈴木俊之, 高柳大樹, 小澤宇志, 水野雅仁, 「次期大気突入ミッションに向けた極超音速熱空力技術開発」, JAXA 宇宙航空技術研究発表会, 2011 年 12 月 15 日, みらい CAN ホール, 日本科学未来館.
- ④ 鈴木俊之, 水野雅仁, 青木卓哉, 石田雄一, 藤田和央, 小笠原俊夫, 「軽量アブレータとゼロリセッションアブレータの耐熱性能評価」, 第 55 回宇宙科学技術連合講演会, 2011 年 11 月 30 日, 愛媛県県民文化会館、愛媛県松山市.
- ⑤ 青木卓哉, 水野雅仁, 鈴木俊之, 小笠原俊夫, 石田雄一, 藤田和央, 山田哲哉, 「超耐熱セラミックス表面層を有する軽量ゼロリセッションアブレータ」, 第 55 回宇宙科学技術連合講演会, 2011 年 11 月 30 日, 愛媛県県民文化会館、愛媛県松山市.
- ⑥ 金田 照彦, 奥山 圭一, 加藤 純郎, 鈴木 俊之, 藤田 和央, 酒井 武治, 西尾 誠二, 「超軽量 CFRP アブレータの高温環境における熱防壁特性」, 第 55 回宇宙科学技術連合講演会, 2011 年 11 月 30 日, 愛媛県県民文化会館、愛媛県松山市.
- ⑦ 儀保健太, 加藤純郎, 奥山圭一, 宮城拓磨, 渡邊輝洋, 鈴木俊之, 藤田和央, 酒井武治, 西尾誠司, 「超軽量 CFRP アブレータの熱応答に関する数値シミュレーション」, 第 55 回宇宙科学技術連合講演会, 2011 年 11 月 30 日, 愛媛県県民文化会館、愛媛県松山市.
- ⑧ 鈴木俊之, 藤田和央, 酒井武治, 奥山圭一, 加藤純郎, 西尾誠司, 「加熱試験環境下における軽量アブレータの熱応答解析」, 日本流体力学会年会 2011, 2011 年 9 月 7 日, 首都大学東京 南大沢キャンパス 1 号館.
- ⑨ 鈴木俊之, 藤田和央, 山田哲哉, 稲谷芳文, 石井信明, 「はやぶさアブレータの後解析」, 平成 23 年度グローバル COE 航空宇宙流体科学サマースクール, 2011 年 8 月 1 日, 鳥取大学, 鳥取市.
- ⑩ Toshiyuki Suzuki, Kazuhisa Fujita, Takeharu Sakai, Kei-ichi Okuyama, Sumio Kato, and Seiji Nishio, "Thermal Response Analysis of Low-Density CFRP Ablator," 28th International Symposium on Space Technology and Science, 9 June 2011, Okinawa convention center, Okinawa.
- ⑪ Takeharu Sakai, Keiichi Okuyama, Yusuke Kobayashi, Masami Tomita, Toshiyuki Suzuki, Kazuhisa Fujita, Sumio Kato, and Seiji Nishio, "Post-Test Sample Analysis of A Low Density Ablator Using Arcjet," 28th International Symposium on Space Technology and Science, 9 June 2011, Okinawa convention center, Okinawa.
- ⑫ Keiichi Okuyama, Teruhiko Kanada, Sumio Kato, Toshiyuki Suzuki, Kazuhisa Fujita, Takeharu Sakai and Seiji Nishio, "Thermochemical and Thermomechanical Characteristics of an Ultra Lightweight CFRP in High-Temperature Environments," 28th International Symposium on Space Technology and Science, 9 June 2011, Okinawa convention center, Okinawa.
- ⑬ Toshiyuki Suzuki, Kazuhisa Fujita, Tetsuya Yamada, Yoshifumi Inatani, Nobuaki Ishii, "Post-Flight TPS Analysis of Hayabusa Reentry Capsule," 42nd AIAA Thermophysics Conference, 29 June 2011, Hawaii Convention Center, Honolulu, Hawaii.
- ⑭ Kazuhisa Fujita, Toshiyuki Suzuki, Tetsuya Yamada, and Shinsuke Abe, "Numerical Reconstruction of HAYABUSA Sample Return Capsule Flight Environments," 42nd AIAA Thermophysics Conference, 29 June 2011, Hawaii Convention Center, Honolulu, Hawaii.
- ⑮ Kazuhisa Fujita, Toshiyuki Suzuki, Hiroki Takayanagi, Takashi Ozawa, "Current Activities for Evaluation and Prediction of Ablator TPS Performance at JAXA ARD," 4th AF/SNL/NASA Ablation Workshop, 1 March 2011, Doubletree Hotel, Albuquerque, New Mexico.
- ⑯ 鈴木俊之, 藤田和央, 「はやぶさ 2 地球帰還カプセルの TPS 重量低減に関する提案」, 平成 22 年度宇宙航行の力学シンポジウム, 2010 年 12 月 16 日, 宇宙科学研究所.
- ⑰ Toshiyuki Suzuki, Kazuhisa Fujita, Takeharu Sakai, Kei-ichi Okuyama, Sumio Kato, Seiji Nishio, "Evaluation of Prediction Accuracy of Thermal Response of Ablator Under Arcjet Flow Conditions," AIAA Paper 2010-4787, 27th AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference, 28 June 2010, Hyatt Regency

McCormick Place, Chicago, Illinois.

- ⑱ Takeharu Sakai, Masami Tomita, Toshiyuki Suzuki, Kazuhisa Fujita, Ken-ichi Hirai, “Post-Test Sample Analysis of Fiber Reinforced Plastic Using Arcjet,” AIAA Paper 2010-4657, 27th AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference, 28 June 2010, Hyatt Regency McCormick Place, Chicago, Illinois.
- ⑲ 鈴木俊之, 藤田和央, 酒井武治, 奥山圭一, 加藤純郎, 西尾誠司「EFD/CFD 融合技術に基づくアブレーション熱防御システム評価手法の研究」第 42 回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2010, 2010 年 6 月 24 日, 米子コンベンションセンター-BiG SHiP, 鳥取県.

〔図書〕 (計 0 件)

〔産業財産権〕

- 出願状況 (計 0 件)  
○取得状況 (計 0 件)

〔その他〕

特になし

## 6. 研究組織

### (1) 研究代表者

鈴木 俊之 (SUZUKI TOSHIYUKI)

独立行政法人宇宙航空研究開発機構・研究開発本部・研究員

研究者番号 : 20392839