

平成 27 年 6 月 19 日現在

機関番号：22604

研究種目：研究活動スタート支援

研究期間：2013～2014

課題番号：25889047

研究課題名（和文）1ms以下の短時間温度計測可能な高速応答型感温塗料計測法の研究開発

研究課題名（英文）Development of Ultra-fast response Temperature-Sensitive-Paint capable of temperature measuring in 1ms test duration

研究代表者

小澤 啓伺 (Ozawa, Hiroshi)

首都大学東京・システムデザイン研究科・助教

研究者番号：00712738

交付決定額（研究期間全体）：（直接経費） 2,100,000 円

研究成果の概要（和文）：本研究では、瞬間的な流体現象を発生させることが可能な衝撃波管を用い、高速応答型TSPの研究開発を行った。まず、衝撃波管の設計・施工を行い、その性能の確認試験を行った。駆動気体、試験気体をともに空気とし、両者の圧力比が40の場合、温度センサーおよびシュリーレン画像より、衝撃波速度は 750 ± 50 m/sであり、理論値である800m/sに近い値を示した。この値は、衝撃波管内を伝播してくる衝撃波の衝撃波減衰を考慮すれば、妥当な値である。また、空力加熱率の評価において、TSPは熱電対と良い一致を示し、そのズレは10%以下であった。

研究成果の概要（英文）：In this study, Ultra-fast response TSP was developed by using the shock tunnel, which is capable of producing a transient fluid phenomena. Firstly, it is carried out of design and building the shock tube, and then, check the flow quality of facility. As a result of measurement by Schlieren and thermocouples, the facility realized the shock speed of 750m/s closed to the theoretical estimation of 800m/s, which is acceptable result if shock attenuation is considered. Regarding heat-flux estimation, TSP measurement shows good agreements with thermocouple measurement, and the discrepancy is less than 10%.

研究分野：航空宇宙工学

キーワード：shock wave TSP hypersonic

1. 研究開始当初の背景

本研究は、感温塗料計測法 (TSP: Temperature-Sensitive-Paint) に関する研究開発である。航空宇宙、自動車、鉄道など、物体表面の温度計測が必要となる分野で幅広く利用されているのが現状である。本計測技術は、これまで比較的試験時間の長い実験に適用されてきた。具体的には、Cryogenic Wind-tunnel (～1s)、衝撃風洞 (～10ms) などにである。これらの装置は非常に大規模な設備であり、運営コストが大きい。大学などが所有する、非定常物理現象を発生させることが可能な衝撃波管は、試験時間が約 1ms であり、この試験時間内に測温可能な TSP は未だ開発されていない。

2. 研究の目的

本研究では、1ms 以下の試験時間に対応できる高速応答型の感温塗料計測法の開発が目的である。本技術を確認することで、非定常物理現象の二次元的な理解に加え、TSP は使用する材料は温度センサに比べ安価であり、非接触温度計測法であるため、ワイヤリングやマウンティングなどにかかる費用・時間の大幅な削減が期待できる。

本研究は、申請者が DLR ゲッティンゲンで高エンタルピー衝撃風洞用に開発してきた TSP 計測技術をさらに発展させるものである。これまでに、小型衝撃波管によって発生した衝撃波速度 1360m/s の衝撃波を、開発した TSP でとらえることに成功している。また、開発した TSP システムを、高エンタルピー衝撃風洞を用いた DLR 内のプロジェクトに適用した結果、試験体表面の温度分布を定性的・定量的に評価することができ、TSP による空力加熱率は温度センサと非常に良い一致を示した。しかし、小型衝撃波管内に設置した模型表面の空力加熱率においては、TSP による結果は、Thin-Film gauge の結果から 40%近いズレを示した。ゆえに、定量的な評価を行うためにはさらなる研究が必要である。定量的な評価では、TSP と Thin-Film gauge による空力加熱率の結果のズレを、±5%以内におさまるような TSP 計測システムを構築することを目標にする。

3. 研究の方法

本研究を遂行するためには、高速流中に非定常現象を発生させる装置が必要であり、衝撃波管が最適である。そのために、まず衝撃波管を作成する。平成 25 年度には、この衝撃波管に観測窓を取り付け、その表面に、開発した TSP を塗布し実験を行うところまでが目標である。Thin-Film gauge による温度計測を行い、TSP による結果と比較し、空力加熱率の評価を行う。ここまでは DLR で行った研究内容と同じであるため、TSP と Thin-Film gauge の結果は、40%程度のズレが生じると予想できる。TSP の膜厚と高速度カメラの露光時間をパラメータとして、これら

の空力加熱率への影響を実験的に調べる。ここで、TSP 膜厚の空力加熱率への影響に関しては、衝撃風洞を使った TSP の開発で行われており、TSP 膜厚の影響を考慮して開発された TSP による空力加熱率は、温度センサと良い一致を示しているが、試験時間が 10ms のオーダーであり、試験時間に対する熱浸透深さは十分深く、また高速度カメラの露光時間も 100 μ s のオーダーであるため、本研究における TSP の開発とは大きく異なる。ゆえに、1ms 以下の試験時間に対し、TSP 膜厚と露光時間の空力加熱率への影響を調べる必要がある。平成 26 年度には、このパラメトリックな実験を行うことで、1ms 以下の試験時間における空力加熱率の評価において、どのパラメータが支配的になるのかを明らかにする

4. 研究成果

本研究計画の記載にあるように、初年度に衝撃波管を設計・施工した (図 1)。全長 9m (駆動管 2m, 作動管 7m) であり、下流観測部には、上下左右の四面に観測窓が取り付けられている。実験では、入射衝撃波速度、反射衝撃波速度、空力加熱率を評価する。観測窓の一つの面に同軸熱電対を取り付け、他の一面に本 TSP を塗装した。これは、熱電対の取り付けによる僅かな段差に対して TSP が応答するため、別の観測面を利用した。

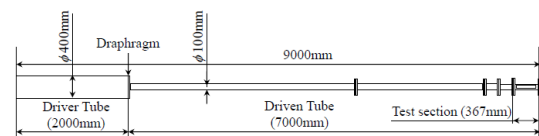


図1. 断面収縮型衝撃波管

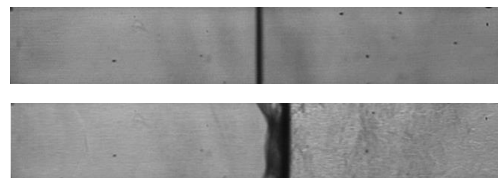


図2. Schlieren法による入射衝撃波(上)と反射衝撃波(下)の可視化結果



図3. TSPによる観測窓上の入射衝撃波(上)と反射衝撃波(下)通過時の温度分布の可視化結果

図2に、Schlieren法による、入射衝撃波(上)と反射衝撃波(下)の可視化結果を示す。この時、高速度カメラの撮影条件は、撮影速度が45kHz、カメラ露光時間が2 μ sである。図2(上)の可視化結果より、上流から衝撃波管端(図の左から右)への流れ方向に対して

垂直な入射衝撃波を確認できる。また、図 2 (下)において、衝撃波管端から上流(図の右から左)への反射衝撃波を確認できる。この時、反射衝撃波の上下に、衝撃波管壁面との干渉による三重点を確認できる。

図 3 に、Schlieren 法の結果に対応する、TSP による入射衝撃波(上)と反射衝撃波(下)の可視化結果を示す。図 3 (上)より、図の中央左側に温度の高い領域がみられる。これは、入射衝撃波によるもので、TSP は衝撃波が左から右へと移動した軌跡を捕えており、衝撃波位置を明確に捕えている。図 3 (下)において、図の中央右側に温度の高い領域を確認できる。これは、反射衝撃波により、温度がさらに上昇したことを示しており、反射衝撃波が右から左へと移動した軌跡を示している。

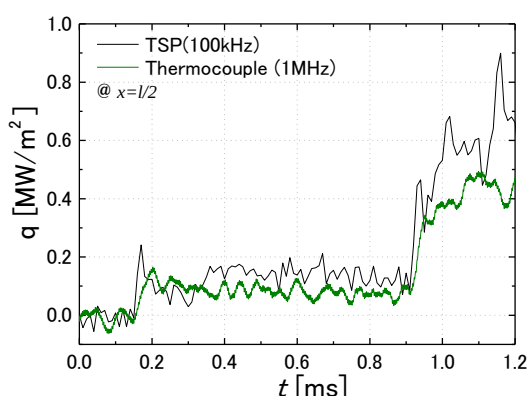


図 4. 熱電対と TSP による観測窓中央位置 $x=l/2$ (l : 観測窓全長)における空力加熱率の時間履歴。

図 3 において、TSP が塗布された観測窓上の三ヶ所の計測点 ($x=l/3$, $l/2$, $2l/3$) における、TSP による温度時間履歴より、入射衝撃波速度 $U_{S_{TSP}}$ と反射衝撃波速度 $U_{r_{TSP}}$ を見積もると、 $U_{S_{TSP}}=714\pm51$ m/s, $U_{r_{TSP}}=294\pm10$ m/s となった。また、Schlieren 画像から見積もった結果、 $U_{sch}=757\pm126$ m/s, $U_{r_{sch}}=349\pm27$ m/s となった。これらの結果と、理論値である入射衝撃波速度 $U_s=800$ m/s と反射衝撃波速度 $U_r=363$ m/s を比較すると、TSP による結果は、Schlieren と理論による結果と比較的良好一致を示している。衝撃波管内での衝撃波の減衰を考慮すれば、衝撃波速度は減速するため、TSP による衝撃波速度の結果は良好一致を示したと言える。

図 4 に、熱電対と TSP による観測窓上 ($x=l/2$) での空力加熱率の時間履歴を示す。 $t=0.15$ ms において、入射衝撃波による空力加熱率の上昇を確認できる。この時の熱電対による空力加熱率は、 $q_{TC}=0.24$ MW/m² である。入射衝撃波通過直後の TSP 塗装面上境界層は層流境界層であるため、熱伝達率は減少する。その後、壁面上の境界層が乱流境界層に遷移し、渦による熱拡散運動が盛んに行われることにより、層流境界層に比べ熱伝達率が

大きくなる。この時の空力加熱率は、 $q_{TC}=0.15$ MW/m² である。壁面上の境界層は、試験時間の経過とともに厚くなり熱伝達率が小さくなるため、空力加熱率は減少していく。 $t=0.91$ ms において、空力加熱率が再度上昇する。これは、衝撃波管端から反射してきた反射衝撃波による結果である。TSP による空力加熱率は、熱電対による結果と定性的・定量的に良好一致を示しており、ズレは 10%以内におさまっている。瞬間的な空力加熱率の上昇が起こる $t=0.15$, 0.91 ms では、熱電対の結果は鋭いピークを示している。これは、サンプリング周波数の違いによるものであり、TSP のサンプリング周波数を 1MHz で行った場合、同様の結果を示すと予測できる。

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 0 件)

〔学会発表〕(計 3 件)

- ① Ozawa H, Visualization of Unsteady Boundary-Layer Transition on Shock-Tube wall using Highly Sensitive Fast-response TSP, 20th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference (Hypersonics 2015), July 6-9, Glasgow, Scotland, 2015 (発表予定)。
- ② 小澤 啓伺, 衝撃波管内壁を利用した高速応答型感温塗料計測法の実験的研究, 第 58 回宇宙科学技術連合講演会, 長崎県長崎市, 長崎ブリックホール, 2014 年 11 月 12-14.
- ③ 小澤 啓伺, 高速応答型 TSP を用いた衝撃波管壁面上の衝撃波速度と空力加熱率の計測, 日本流体力学会年会 2014, 宮城県仙台市, 東北大学川内北キャンパス, 2014 年 9 月 15-17.

〔図書〕(計 0 件)

〔産業財産権〕

○出願状況 (計 0 件)

名称：
発明者：
権利者：
種類：
番号：
出願年月日：
国内外の別：

○取得状況 (計 0 件)

名称：
発明者：
権利者：

種類：
番号：
出願年月日：
取得年月日：
国内外の別：

〔その他〕
ホームページ等

6. 研究組織

(1) 研究代表者

小澤 啓伺 (OZAWA, Hiroshi)
首都大学東京・システムデザイン学部・航
空宇宙システム工学・助教
研究者番号：00712738

(2) 研究分担者

()

研究者番号：

(3) 連携研究者

()

研究者番号：