

氏 名	酒 井 武 治
授 与 学 位	博士 (工学)
学位授与年月日	平成11年3月25日
学位授与の根拠法規	学位規則第4条第1項
研究科、専攻の名称	東北大学大学院工学研究科 (博士課程) 航空宇宙工学専攻
学位論文題目	The Computation of Strongly Radiating Hypersonic Flowfields (強い輻射を伴う極超音速流れ場の計算)
指 導 教 官	東北大学教授 澤田 恵介
論文審査委員	主査 東北大学教授 澤田 恵介 東北大学教授 中橋 和博 東北大学教授 高山 和喜

論文内容要旨

現在、惑星探査計画がアメリカをはじめとして日本・ヨーロッパでも進行中である。このような惑星探査機がそのミッションを終えてサンプルなどを地球に持ち帰ってくる際には、再突入速度がおよそ高度 100 km で 12.5 km/s にもなることが予想される。この際宇宙機の機体表面が受ける空力加熱は非常に大きなものとなる。サンプルを無事に地球に持ち帰るには、このような大きな空力加熱に耐えうる熱防御システムの設計が必要不可欠である。また、そのような信頼性の高い熱防御システムの設計には機体周りの流れ場の正確な予測が必要となる。

惑星大気への突入速度が高い場合には、その機体前方に生ずる衝撃波が非常に強いために気体が強く輻射する。したがって空力加熱に輻射が大きく寄与する。機体周りの衝撃層内の流れ場は輻射により影響を受け、また流れ場が変化したために輻射も影響を受ける。このように輻射が卓越している流れ場では輻射と流れ場の結合効果が強く、流れ場の予測にはこの結合効果を考慮して両者を同時に計算する必要がある。

今日の発達した計算機を用いても輻射と流れ場を同時に計算することは未だ難しいとされてきた。それはまず、第一に輻射の計算にかかる時間が非常に大きいことである。極超音速飛行時の衝撃層内の気体は強い非灰色性を有しているため、輻射の計算にはおよそ百万点ほどの非常に多くの波長点を必要とする。輻射を計算する方法としては line-by-line 法が挙げられる。Line-by-line 法は輻射を詳細に計算できるが、その計算負荷が大きいため流れ場との結合計算には向いていない。近年 line-by-line 法の計算時間を短縮するために multi-band 法が開発された。Multi-band 法は line-by-line 法の計算を精度よく再現でき、またその計算時間を 1/100 ほど短くすることができた。

第二に支配方程式の解法の正確さに問題点がある。輻射を伴う流れ場の支配方程式は、エネルギー保存式の右辺に現れる輻射の発散が流れ場の諸量の積分式となるので、全体として非線形の微積分方程式系となる。この方程式系を解くために二種類の方法が用いられる。輻射があまり強くないときは、いわゆる疎結合法 (loosely coupled method) が用いられた。この方法はある点の輻射に流れ場の遠くの情報が含まれておらず、支配方程式はガウスザイデル法のような反復法などを用いて計算される。また収束解を得る過程の計算中に輻射は数回しか更新されない。輻射が強い場合にはいわゆる密結合法 (fully coupled method) が使われる。この方法では輻射は毎回計算される。また支配方程式を陰的に解く場合には輻射項のジャコビ行列が、流れ場のすべての点の、すべての保存変数の関数となるので、その陰的離散式は、従来のバンド構造をもった行列ではなく密な行列となる。したがって支配方程式は直接法を用いて解く必要がある。

これまでの輻射と流体の結合計算の問題点は大きく分けて二つあると考えられる。第一に、これまでの研究においては高いエンタルピー及び高い圧力において計算が示されていないということである。圧力が高ければ高いほど、またエンタルピーが高ければ高いほど輻射と流れ場の相互作用は大きい。したがって、より高い飛行速度に対する収束解が必要になる。これは将来計画される有人火星探査計画では、機体壁への輻射熱流束が大きくなるので、特に重要となる。第二には輻射の計算時間である。先述した multi-band 法では疎結合法を用いた場合には二次元の計算が可能となることが示されたが、密結合法では一次元の計算にも多くの計算時間が必要であることが示された。また現在までの研究において、輻射輸送は機体壁に対して垂直な方向にのみ起こる仮定 (tangent slab 近似) がなされた。しかし輻射が強い場合には、機体の淀み領域付近から下流域へ輻射輸送が起こり下流の温度を上げることが考えられ、多次元の輻射輸送を考慮する必要がある。したがって multi-band 法よりももっと計算時間の短い輻射モデルが必要である。

本研究では多次元輻射輸送を取り扱った陰的密結合計算法の開発が目的である。そしてそのためには計算時間の短い輻射モデルが必要であり、まずその開発を行った。一般的に輻射輸送方程式は三つの極限的なケースに限って単純化することができる。それらは光学的に薄い場合・厚い場合そしてその中間の場合であり、それぞれ Planck 近似・Rosseland 近似そして Gray-gas 近似と呼ばれる。これらの近似は波長には依存しない平均吸収係数を用いて輻射強度が計算される。この近似が流れ場との結合計算にも使えるならば、輻射輸送方程式の計算時間が短縮できる。しかしながら極超音速飛行時の衝撃層内の気体は、ある波長の領域では光学的に厚く、また別の波長領域では光学的に薄くなる。したがってこれらの近似をそのままに用いることはできない。そこで、対象とする波長全体ではこれらの近似のただ一つが成り立つことはないが、空間のある点そしてある波長それぞれには、三つのうちの一つの近似が成り立つということを仮定した。すなわち、それぞれの波長での吸収係数がある基準値によって三つの近似の一つに当てはめ、近似された輻射熱輸送方程式をそれぞれ独立に解き輻射熱流束を求める。全体の輻射熱流束は三つの和で評価される。この時使われる気体の吸収係数は line-by-line 法あるいは multi-band 法により得る。そして地球・火星・金星・木星大気へ突入する際の一次元輻射輸送問題に本モデル (Planck-Rosseland-Gray モデル、以下 PRG モデル) を適用し、本モデルより得られる壁面輻射熱流束と line-by-line 法あるいは multi-band 法により得られる壁面輻射熱流束を比較した。様々な衝撃層の厚さ・温度・圧力の条件で計算を行った結果、いずれも詳細な方法と同等の輻射加熱率を与え、かつ計算時間の大幅な短縮を実現させた。

次に輻射輸送方程式に PRG 輻射モデルを組み込み、1次元輻射流れ場に対する完全陰解法の数値計算コードの開発を行った。流れ場は熱化学平衡を仮定した。数値流束の評価には Steger-Warming 法を適用し MUSCL 法を使って空間精度を上げた。陰的離散式に現れる密な行列は直接法を用いて解いた。そして本計算を反射衝撃波背後の流れ場に適用し、衝撃波管実験で得られた輻射熱流束データの再現を試みた。この実験では入射衝撃波速度が 6.5~9.4 km/s に対して行われた。この際の流れ場は実際の飛行環境に換算すると高度 43km で 9.4~14 km/s に相当する。本研究では飛行速度が 16km/s に相当する飛行環境下までの計算を行った。反射衝撃波背後の輻射の測定には管端付近に設置されたスリットが使われた。本研究では測定した輻射熱流束データがこのスリットから漏れた気体によって吸収されたことを仮定し、その評価を近似的に行った。かつての計算では入射衝撃波速度が高い場合には実験値と計算値とは二倍ぐらいの差が見られたのだが本計算では実験と計算はよい一致を得た。このことにより衝撃管端面における輻射熱流束は輻射冷却効果やスリットで生じた気流の膨張冷却効果を考慮しないと定量的に再現できないことを見出した。また 16 km/s までの計算を行ったことから、開発された計算手法は、高エンタルピー・高圧力条件下でも安定な計算が十分可能であることを示した。

ところで熱防御材の開発に使われる装置の代表的なものとしてアーク風洞が挙げられる。アーク風洞はアーク加熱器内で高温に気体を加熱する。アーク加熱器内のエネルギー輸送は輻射によるところが大きいのだが、その加熱器内の流

れを計算するために 1970 年代にアメリカで ARCFLO コードが開発され、おもにそのような加熱器の設計に使われてきた。この計算コードの中ではさまざまな物理がモデル化されているのだが、特に輻射モデルは重要である。ARCFLO コードのなかで使われている輻射モデルは非常に単純化されたものを用いており、流れ場の詳細なデータを得るためにはより正確な輻射モデルが必要となる。また既存の ARCFLO コードは作動気体が空気だけにしか適用することができず、火星などの惑星に突入する宇宙機の熱防御材の開発を行うには炭素系ガスを作動気体として使う必要がある。そこで、この ARCFLO コードに PRG モデルを組み込んだ。PRG モデルは空気だけでなく炭酸ガスに対する適用がすでに示されている。この計算コードを使って、アーク加熱器内の流れを特徴づける代表的な諸量を計算し、実験結果と比較してよい一致を得た。これによりアーク風洞内の上流条件特定が可能であることを示した。また、炭酸ガスを作動気体とする解析を初めて実現した。ここでは炭酸ガスを使ったことによって炭素が壁に析出することが考えられるが、その析出量を近似的に評価した。そしてその量は流れを止めてしまうほどには大きくなく、現在空気に対して使われている装置で十分適用可能であることが示された。

最後に先に開発した一次元に対する計算手法を軸対称流れへ拡張を行い、極超音速で飛翔する球前方に生じる輻射流れ場に適用した。ここで開発された計算コードは輻射輸送を一次元的あるいは二次元的・三次元的に扱うことができる。二次元あるいは三次元の輻射計算は計算セル界面から放射状に広がる輻射計算用の ray を使って計算する。また多次元計算を行うための平均吸収係数などは一次元計算により得られたものを使った。そしてバリスティックレンジを使って得られた輻射熱流束の実験データの再現を試みた。この実験では飛行速度 13.4 km/s までの鈍頭物体周りの輻射を測定した。計算では計算コードの安定性を見るために 16 km/s の飛行速度まで行った。鈍頭物体はポリカーボネードかポリエチレンでできているので、実験では物体表面でアブレーションが起こっていたと考えられる。アブレーションにより衝撃層内は炭素系ガスが存在する。したがってこのアブレーション現象を影響を考慮するために計算は空気だけの場合と炭素を数%主流に混ぜた場合とについて行った。計算結果から、高エンタルピー条件下でも収束解が得られることを示した。また多次元的に輻射熱流束を計算した場合、一次元的に計算した場合よりも壁面輻射熱流束は低くなり、それは淀み領域で差が大きく後流ではその差が比較的小さいことが示された。実験結果との比較から、空気の場合約 1/4 ほど計算値の方が実験値よりも低かった。また、炭素を 2%と 20%加えた場合の計算でも同様に実験値を下回った。この実験はいままで計算で再現された例がなく、またこの原因についてスポレーション現象を考慮する必要性や熱化学非平衡計算の必要性などが検討された。本計算から輻射を三次元的に取り扱った計算は、比較的計算格子が少ない場合にも非常に計算メモリーを必要とすることがわかり、輻射を二次元的に取り扱った計算が現在の計算機の能力で妥当な計算ができることが示された。

審査の結果の要旨

大気圏に突入する宇宙機の表面は著しい空力加熱を受ける。特に突入速度が高い場合は輻射加熱が支配的で、輻射熱輸送と流れ場の結合効果が無視できない。しかし、今日の発達した計算機を用いても波長依存のある多次元輻射輸送方程式と流れ場の支配方程式は、同時に解けないと考えられてきた。

本論文は、波長依存のある多次元輻射流れ場の数値解法を取り上げ、吸収係数に対する適切なモデリング、多次元輻射輸送方程式の解法、および流れ場の支配方程式との陰的密結合解法の開発と検証に主眼を置き、航空宇宙分野の輻射が卓越した諸問題への適用により得られた研究結果を纏めたもので、全編6章よりなる。

第1章は緒論である。

第2章では、吸収係数を波長毎に3つのグループに分類して平均吸収係数を求め、輻射輸送方程式に対応する3つの近似領域で解く PRG 輻射モデルを構築している。このモデルを惑星大気突入時の輻射輸送問題に適用したところ、いずれも詳細な方法と同等の輻射加熱率を与え、かつ計算時間の大幅な短縮が実現できることを明らかにしている。これらは重要な成果である。

第3章では、PRG モデルを用いて1次元輻射流れ場に対する完全陰解法を構築している。これにより高エンタルピー、高圧力条件下でも安定な計算が十分可能であり、また衝撃波管実験で得られた輻射熱流束データを正確に再現できることが示されている。

第4章では、PRG モデルを既存の解析コードに組み込み、輻射が卓越したアーク加熱器内の流れ場を詳細に求めている。これによりアーク風洞内の上流条件の特定と、炭酸ガスを作動流体とする輻射流れ場解析が可能であることを明らかにしている。これらは重要な結果である。

第5章では、第3章で開発した手法を軸対称流れに拡張して、極超音速で飛翔する球前方に生じた輻射流れ場を求めている。多次元輻射輸送方程式を完全陰的に解くことにより、高エンタルピー条件下でも収束解が得られることを明らかにしている。またアブレーションを生じている飛行体より得た輻射実験データとの比較から、炭素原子が発する輻射熱流束に関する重要な知見を得ている。

第6章は結論である。

以上要するに本論文は、従来全く不可能であった波長依存のある多次元輻射流れ場を正確に解く手法を開発した点で極めて貴重な成果であり、将来の航空宇宙工学の発展に寄与するところが少なくない。よって、本論文は博士（工学）の学位論文として合格と認める。