

氏 名	上 中 義 敬 うえ なか よし たか
学 位 の 種 類	工 学 博 士
学 位 記 番 号	工 博 第 187 号
学 位 授 与 の 日 付	昭 和 45 年 1 月 13 日
学 位 授 与 の 要 件	学 位 規 則 第 5 条 第 1 項 該 当
研 究 科 ・ 専 攻	工 学 研 究 科 航 空 工 学 専 攻
学 位 論 文 題 目	STUDIES ON HYPERSONIC AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF LIFTING BODIES (極超音速気流中における揚力物体の空力特性について)
論文調査委員	(主 査) 教 授 神 元 五 郎 教 授 玉 田 珧 教 授 桜 井 健 郎

論 文 内 容 の 要 旨

本論文は、極超音速揚力物体として基本的な形状のモデルについて理論的計算を行ない、実験的には極超音速風洞を用いて測定した結果と比較検討し、さらに極超音速旅客機への応用について論じたもので、8章および結論からなっている。

第1章においては、本研究に用いた極超音速ガンタンネルの構造とその性能実験の結果について述べている。測定の結果この空洞はマッハ数9.5～15.6、持続時間0.07～0.86秒、岐点温度1.000～1.300°Kの性能をもち、この研究の目的に適していることを示し、さらにその性能向上についての実験も行なっている。

第2章では、三分力測定用天秤、圧力測定法およびシュリーレン装置について検定を行ない、極めて短い持続時間内の測定が可能であることを示している。

第3章においては、極超音速流中におかれた完全円錐体が迎角をもつ場合の空気力学特性と衝撃波形状とをShock Layer Theoryを用いて計算し、半頂角やマッハ数の変化による影響を求め、実験結果との比較を行なっている。その結果、一般に迎角対半頂角の比が小さい場合、理論計算の結果と実験値とはよく一致し、ことに細長比が小さいほど大きい迎角まで成りたつという結果を得ている。

第4章では、半円錐体ならびに頓頭半円錐体にニュートン理論を適用して空力特性を計算し、これを風洞実験の結果と比較している。一般に揚、抗力係数と揚抗比との実験値はニュートン理論による計算とはかなりよく一致し、ことに細長比の小さいものほどこの傾向が強いことを示している。この場合の最大揚抗比は円錐体の場合の約2倍で、ほぼ1.0～2.5の間にあることを明らかにしている。

第5章においては、第4章でとり扱った半円錐体の上に薄いデルタ翼のをせた形状のモデルについて、その物体まわりのShock Layer内の流れを解析する方法を述べ、その空力特性を理論的に、実験的に明らかにしている。このような形状の極超音速飛しょう体では、円錐体による円錐状衝撃波と翼による斜め衝撃波とによる、いわゆるDouble Shock Patternの仮定の下に、迎角の小さい場合について極超音速

微小変動の近似を用い、物体まわりの流れを零迎角における円錐体まわりの流れからの摂動と考えると解を導いている。このような仮定の範囲では理論計算値は実験値とよく一致し、この場合二つの衝撃波の干渉によって高揚抗比が得られ、最大揚抗比は3.5~4.5の範囲にあることを明らかにしている。

次に3次元物体に厳密な斜め衝撃波理論を適用して得られる星形断面をもつ Maikapar Body や平面状衝撃波を物体下面に伴う Wave Rider は高揚抗比飛しょう体として興味がある。第6章においては Wave Rider の1種として Caret Wing や Halved Maikapar Body などの物体について、表面摩擦の効果を考慮して容積パラメーター、稜角およびマッハ数を変化させた場合の計算を試み、風洞実験の結果と比較している。その結果、容積パラメーターの如何に拘らず最大揚抗比を与える迎角は稜角の増大に伴って小さくなり、最大揚抗比の値は増大する傾向をもち、また容積パラメーターが0.2から0.3位まで増加してもかなり高い揚抗比が得られることを明らかにしている。

第7章では、前章まで取扱った揚力物体を極超音速機として応用した場合の飛行経路、到達距離、搭載物重量ならびに空力加熱などの関係を明らかにしている。すなわち現用のターボジェット、亜音速燃焼ラムジェット、ロケット推進を併用して、あるマッハ数に到達するまで一定角度で上昇し、その後巡航を行ってから目的地まで滑空するような極超音速機の特性を、離陸時重量に対する巡航最終時重量の割合すなわち燃料消費率や飛行到達距離などの観点から論じている。その結果ロケット推進による巡航部分が長くなると燃料消費が多く不利であるが、最大設計マッハ数を補助推進滑空速度に近づけると、上記の重量比はほぼ3.2位に減小し、一方この速度近傍での飛行所要時間はマッハ数2の場合の約1/5に短縮されるなどを示している。

第8章においては、第7章においてとり扱った種々の飛行経路について全加熱量と局所加熱量とを求めている。全加熱量は全冷却剤重量を決定するのに、局所加熱量は特に大きい加熱を受ける岐点近傍において必要な因子であるが、計算の結果、岐点加熱量は加速時に大きくなるが、さらに上昇を続けると減少し始め、滑空時の岐点加熱量は上昇時に比べて極めて小さいことを明らかにしている。

結論は以上の総括である。

論文審査の結果の要旨

大気圏内での長距離飛行を目的とする極超音速旅客機では揚抗比の大きい物体形状が要求される。本論文は、このような目的の下に極超音速揚抗力物体の形状について空気力学的特性とくに揚抗比を理論的かつ実験的に研究し、この結果を用いて極超音速機の性能を検討したもので、これら系統的な物体形状についての空気力学的な計算のうち、特にデルタ翼付半円錐体に関する解析およびその結果を用いた極超音速機の性能の推定法が注目される。

著者は円錐体による円錐状衝撃波と翼による斜め衝撃波面とを考えに入れた、いわゆる Double Shock Pattern を採用し、非粘性極超音速の仮定の下に円錐の半頂角および迎角は小さいとして、迎角をもつこの物体まわりの流れを、零迎角における物体まわりの流れからの摂動として解を求めている。

この場合上述の円錐状衝撃波、斜め衝撃波およびそれらの内部における衝撃波面における境界条件を求め、その物体まわりの Shock Layer 内の回転流れの基礎方程式の解を迎角についてべき級数に展開でき

るとして、その一次の微小項についての常微分方程式を導き、この微分方程式の解は座標角 ϕ に関するフーリエ級数の形で表わして、上述の境界条件と物体表面における境界条件の下にこのフーリエ級数の係数を決定する一般式を導いている。すなわち流れの速度についてその係数の第1項は Bessel の微分方程式から求め、第2項以下は Wronski の行列式から得られる解を特殊解とする一般解を漸化式の形で求めており、衝撃波形状を表わす衝撃波角は衝撃波における境界条件と最終的な解とによって決めている。かくして Shock Layer 内の流れの諸量を解析し、この物体に働く圧力分布、揚抗比を計算し、その結果が実験結果とよく一致することを示した。

次に以上の実験によって得た揚力物体の揚抗比と飛行マッハ数との関係、現用の各種推進機構と使用燃料とを仮定して計算した比熱費率と飛行マッハ数との関係とから、一定角上昇、巡航、滑空を行なう極超音速機の性能を広い飛行マッハ数範囲で計算し、全到達距離、質量比および飛行マッハ数との関係を明らかにした。

要するに、この論文は極超音速機の基本的な形状について空力特性とくに揚抗比を理論的、実験的に求め、その実用機としての飛行性能を明らかにし、学術上は勿論実際上にも多くの有益な知見を与えている。よってこの論文は工学博士の学位論文として価値あるものと認める。