**Forschungsbericht**

| | |
|---|---|
| **Teilprojekt:** | **B5** |
| **Titel:** | **Berechnung hypersonischer Staupunktströmungen bei hohen Temperaturen unter Berücksichtigung chemischer Reaktionen** |
| **Projektleiter:** | **Univ.-Prof. Dr. sc. math. R. Jeltsch** |
| **Mitarbeiter:** | **Dipl. Math. S. Müller** |

## 1. Übersicht

Das Teilprojekt B5 beschäftigt sich mit der numerischen Simulation von hypersonischen Staupunktströmungen um Nasen von Raumfahrzeugen. Es werden Anströmmachzahlen bis 8 und eine Flughöhe bis 35 km betrachtet. Dazu sind die instationären zweidimensionalen Navier-Stokes-Gleichungen für ein ideales 5-Komponenten Gasgemisch diskretisiert worden. Wegen der zu erwartenden hohen Temperatur ($\approx 3500 - 4000K$) wird das Gasgemisch als kalorisch nicht perfekt vorausgesetzt und chemisches Nichtgleichgewicht sowie thermisches Gleichgewicht angenommen. Grundlage des Programms bildet ein explizites Shock-Capturing-Verfahren. Dieses basiert auf einem 1D-ENO-Verfahren, das mittels der Dimensionssplittingtechnik auf zwei Raumdimensionen erweitert wurde. Testrechnungen wurden an der Nase der Konfiguration ELAC-1 durchgeführt. Zur Generierung von Startgittern ist ein hyperbolischer Gitteralgorithmus entwickelt worden. Um den Frontstoß besser erfassen zu können, wurde zudem ein adaptives Gitterverfahren implementiert.

## 2. Forschungsarbeiten

### 2.1 Aufgabenstellung

Die hypersonische Staupunktberechnung bildet einen wesentlichen Bestandteil zur Auslegung der Nase eines Raumfahrzeugs. Von besonderem Interesse sind Temperatur- und Druckverteilung an der Wand. Die maximalen Werte treten dort im Staupunkt auf. Im Falle einer reibungsfreien stationären Strömung können diese für kalorisch perfekte Luft explizit berechnet werden (vgl. [A]). Für eine Anströmmachzahl von $Ma_\infty = 8$ und einer Flughöhe von 35 km berechnet sich eine Staupunkttemperatur von bis zu $4000K$. Bei so hohen Temperaturen kann aber das Gasgemisch nicht mehr als kalorisch perfekt angenommen werden. Da zudem ab etwa $2000K$ die $O_2$-Dissoziation einsetzt, müssen zusätzlich auch chemische Reaktionen berücksichtigt werden. Reibung, Wärmeleitung und Diffusion führen zusätzlich zu einer Erhöhung der Wandtemperatur. In diesem Fall kann die Staupunkttemperatur nicht mehr explizit berechnet werden. Experimentelle Messungen sind im Staupunkt nur sehr unpräzise durchführbar. Hier soll nun mittels numerischer Methoden das Strömungsfeld um die Nase eines Raumfahrzeuges