(ZFW 17–1993)

Computation of Viscous Hypersonic Non-Equilibrium Blunt Body Flow

S. Müller, Aachen, **Ch. Dickopp**, Aachen, **R. Jeltsch**, Zürich, **J. Ballmann**, Aachen

Summary: The paper deals with a numerical integration scheme for the time dependent Navier-Stokes equations in two spatial dimensions. The algorithm was used to calculate the flow past a blunt body flying at an altitude of about $35\,km$ with a velocity between 2000 and $3000\,m/s$. Appropriate to the high temperatures in the shock layer the air was assumed to be a mixture of calorical imperfect gases. Finite rate chemical reactions were accounted for, whereas thermal equilibrium was assumed throughout. The air model is based on the 5-component-model of Park [1].
A shock-capturing, explicit algorithm forms the basis of the code's method. Shock-capturing capability is achieved through a one-dimensional ENO-Scheme [2], extended to two dimensions by means of dimensional splitting [3].
Test calculations were carried out for the spherical nose of the ELAC-1 configuration examined in the DFG-Sonderforschungsbereich 253. Grids were generated using a hyperbolic algorithm following Chaussee and Steeger [4]. For improved bow shock resolution an adaptive grid generator according to Brackbill and Saltzman [5] was implemented.

Berechnung reibungsbehafteter hypersonischer Nichtgleichgewichtsströmungen um stumpfe Körper

Übersicht: Gegenstand der vorliegenden Arbeit ist die Entwicklung eines numerischen Integrationsverfahrens für Navier-Stokes-Gleichungen der instationären, räumlich zweidimensionalen Strömung. Mit diesem Algorithmus sollen Strömungssituationen, wie sie in einer Flughöhe von etwa $35\,km$ und bei einer Fluggeschwindigkeit von $2000 - 3000\,m/s$ auftreten, simuliert werden. Wegen der zu erwartenden hohen Temperaturen hinter dem Frontstoß wird das Gasgemisch als kalorisch nicht perfekt vorausgesetzt und chemisches Nichtgleichgewicht sowie thermisches Gleichgewicht angenommen. Für die chemischen Reaktionen der Luft wird das 5-Komponenten-Modell von Park [1] verwendet.
Grundlage des Lösungsverfahrens ist ein explizites Shock-Capturing-Schema. Dieses basiert auf einem 1D-ENO-Verfahren [2], das mittels der Dimensionsaufspaltung [3] auf zwei Raumdimensionen erweitert wurde.
Für Testrechnungen wurde die Bugnase der im DFG-Sonderforschungsbereich 253 untersuchten Konfiguration ELAC-1 ausgewählt. Zur Generierung von Startgittern ist ein hyperbolischer Gitteralgorithmus gemäß Chaussee und Steeger [4] entwickelt worden. Um

den Frontstoß besser erfassen zu können, wurde zudem ein adaptives Gitterverfahren in Anlehnung an die Methode von Brackbill und Saltzman [5] implementiert.

List of symbols

W_i	molecular weight of species i
ρ_i	partial density of species i
ρ	mass density
(x, y)	Cartesian coordinates
(u, v)	Cartesian velocity components
E	total energy per unit mass
H	total enthalpy per unit mass
p	pressure
$\boldsymbol{\tau}$	stress tensor
$\mathbf{q}_i^d$	diffusion flux of species i
$\mathbf{q}$	heat flux
s_i	chemical production rate of species i
c_p	specific heat at constant pressure
γ	ratio of specific heats
T	temperature
T_s	stagnation point temperature
T_∞	free-stream temperature
Ma_∞	free-stream Mach number
λ	heat conduction coefficient
μ	dynamic shear viscosity
D	coefficient of diffusion in Fick's law
R	universal gas constant
Le	Lewis number
Pr	Prandtl number
Re	Reynolds number

1 Introduction

The hypersonic stagnation flow computation plays a substantial role for the design of the nose part of a space-flight vehicle. The distribution of temperature along the wall and it's maximum value T_s at the stagnation point are of particular interest. In the case of an inviscid and steady flow of a perfect gas the stagnation point temperature can be calculated