



**Bild 1.1:** HM60-Vulcain-Triebwerk der Ariane 5 (Quelle: Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V., Institut für Raumfahrtantriebe, Lampoldshausen)

## 1.2 Raketenbrennkammern

In der Brennkammer eines kryogenen Raketenantriebssystems wird die innere chemische Energie der Reaktanten in innere thermische Energie umgesetzt. Dabei entsteht ein hoher Druck bei gleichzeitig hoher Temperatur von ca. 3500 K. Das Druckniveau stellt sich entsprechend dem Flächenverhältnis zwischen Brennkammerquerschnitt und Düsenhals ein. In der Verbrennungszone bestimmen die Trägheitskräfte der einströmenden Fluide das Strömungsfeld. Auf diese Weise wird eine Wandberührung mit örtlichen Temperaturspitzen vermieden [4].

Koaxiale Injektoren sorgen dafür, dass der kryogene – und damit flüssige – Sauerstoff vom Wasserstoff ummantelt wird und sich somit die Fluide in einer turbulenten Scherschicht mischen. Der Trennwand-Nachlauf zwischen Oxidatoreinlass und Wasserstoff-Ringspalt hat zusätzlich die Funktion, die Flamme zu halten. Es werden sehr viele Injektoren mit kleinen Durchmessern eingesetzt, um die Flammenlänge klein zu halten und somit eine höhere Kompaktheit der Brennkammer zu erzielen [5].

Experimentelle Untersuchungen sind wegen der schwierigen Zugänglichkeit der Messtechnik aufgrund der hohen Temperaturen nur in beschränktem Maße geeignet, die Brennkammerphysik zu erfassen und zu optimieren.

Das Streben nach erhöhter Verbrennungseffizienz motiviert im besonderer Weise den Bedarf an Vorhersage- und Berechnungsmethoden für turbulente reaktive Strömungen [6]. In der Literatur finden sich Berechnungen, die jeweils Teilaspekte des vorliegenden Strömungsproblems betrachten. Im folgenden Abschnitt wird näher auf diese eingegangen.

## 1.3 Modellierung und numerische Berechnung

Der rasche Fortschritt in der Soft- und Hardware-Entwicklung ermöglicht die Anwendung der numerischen Strömungsmechanik als ein alltägliches Werkzeug in der Entwicklungsphase von Strömungsmaschinen und in der aerodynamischen Auslegung von Fahrzeugen. Die Computerrechenleistung hat sich im PC- und Workstationbereich ca. alle 3 Jahre verzehnfacht. Erweiterung von RAM- und Festplattenspeicher gehen in ähnlichem Tempo voran, so dass die Möglichkeit zur schnellen Berechnung speicherintensiver Probleme gegeben ist. Aber besonders die Fortschritte in der Programmentwicklung führen zu einer Verbesserung der Berechnungsgenauigkeit bei der Simulation reibungsbehafteter Strömungen. Neuartige Modellierungsansätze sind dabei der Schlüssel zur Erfassung aller relevanten Prozesse in technischen Anwendungen. Letztere beinhalten häufig vielfältige physikalische Vorgänge, die in der funktionsbestimmten und daher meist komplexen Geometrie ablaufen.

Als eine der schwierigsten Problematiken auf dem Sektor der numerischen Strömungsmechanik muss die Simulation der dreidimensionalen, turbulenten, reagierenden Strömung in Raketenbrennkammern gelten. Die turbulente Mischung und hochenergetische Verbrennung von überkritischem Flüssigsauerstoff mit schnellströmendem, hochdiffusivem Wasserstoff bei hohem Druck wirft sehr viele – bis heute ungelöste – Fragen bezüglich der physikalischen Modellierung auf.

Voraussetzung für die Mischung der beiden Komponenten ist der Phasenübertritt des Sauerstoffs, da nur in der Gasmischung eine chemische Reaktion stattfinden kann. Der turbulente Strahlzerfall ist Gegenstand vieler experimenteller [7] [8] und numerischer Untersuchungen [9]. Diese zeigen, dass die Strahlinstabilität zusammen mit der starken Scherung durch den Wasserstoff zu einer Ligamentbildung führt. Die Ligamente zerfallen in feinere Strukturen, die im überkritischen Fall ohne klare Phasengrenzfläche in die Gasphase übergehen. Nach experimentellen Beobachtungen liegt der Flammenbereich außerhalb der Zerfallszone [10]. Es handelt sich demnach nicht um eine Sprayverbrennung sondern um eine Gas-Gas-Diffusionsflamme, die ein dichtes „Spray“ umhüllt.

Bei bisherigen Berechnungen sind hauptsächlich die Modelle standardisierter Industrie-Berechnungscodes zur Anwendung gekommen. Die besonderen physikalischen Gegebenheiten in kryogenen Raketenbrennkammern erfordern jedoch besondere Modell Anpassungen. Das Realgasverhalten, die turbulente Zwei-Phasen-Strömung und die hochenergetische Verbrennung von Gasen mit sehr unterschiedlichen Dichten und Diffusivitäten stellen die bei Standard-Modellen getroffenen Annahmen in Frage [11].

Unter Annahme einer Sprayverteilung oder Realgasverhaltens für den flüssigen Sauerstoff werden oft mehr oder weniger detaillierte kinetische Mechanismen zur Beschreibung der chemischen Umsetzung zusammen mit bewährten Zwei-Gleichungsturbulenzmodellen eingesetzt [12] [13] [14]. Die Interaktion zwischen Chemie und turbulenter Mischung bleibt dabei meist unberücksichtigt.

Die direkte numerische Simulation (DNS) ist ebenso wie die Grob-Struktur-Simulation (LES) gut zur Identifikation grundlegender physikalischer Effekte und deren Größenordnung geeignet. Für letztere gibt es Ansätze, die die nicht aufgelösten turbulenten Flammenstrukturen modellieren [15] [16]. Die Beschränkung auf niedrige Reynolds-Zahlen und einfache Geometrien verhindert z.Z. noch den Praxiseinsatz.

Verschiedenartige Modellansätze zur Beschreibung der turbulenten Verbrennung im allgemeinen werden laufend weiterentwickelt und haben ihre Praxistauglichkeit in einem breiten Spektrum von Anwendungsfällen bewiesen. Die Methode der bedingten statistischen Momente [17][18], das Flamelet-Modell für turbulente Diffusionsflammen und die PDF-Methoden sind hier besonders hervorzuheben, da sie chemisches Nicht-Gleichgewicht und den Einfluss der Turbulenz mit in die Betrachtung einbeziehen [19].