

# 1 Einleitung

Thermische Energiewandlungsmaschinen leisten seit jeher einen wesentlichen gesellschaftlichen und ökonomischen Beitrag in den Bereichen Mobilität und Energieversorgung. Ihre Optimierung zur Maximierung der Effizienz und zur Minimierung des Schadstoffausstoßes steht seit Jahrzehnten im Fokus der Wissenschaft und Forschung. Es ist erklärtes Ziel der zivilen Luftfahrtorganisation ICAO (2013) sowie der Europäischen Kommission und deren Beratungsgremium für Luftfahrtforschung (vgl. European Commission (2012)), die durch den Luftverkehr verursachten Schadstoffemissionen sowie den Ausstoß von Treibhausgasen erheblich zu senken.

Zur Reduktion des CO<sub>2</sub>-Ausstoßes wird eine Erhöhung des inneren Wirkungsgrades angestrebt, was unter anderem durch eine Erhöhung des Druckverhältnisses realisiert werden soll. Bei gleichzeitiger Maximierung der spezifischen Leistung führt diese Maßnahme im realen Prozess zu einer Erhöhung der Turbineneintrittstemperatur, wodurch die Bildung von Schadstoffen begünstigt wird. Um diesem Zielkonflikt zu begegnen, ist es dringend erforderlich, die Ursachen der Schadstoffbildung unabhängig von den globalen, thermodynamischen Parametern im Detail zu verstehen und durch technologische Innovationen einzudämmen.

Verschiedene Studien belegen eine deutliche Abhängigkeit der ausgestoßenen Schadstoffmenge von den Eigenschaften des Kraftstoffsprays, das in die Brennkammer eingebracht wird. Dies wird von Jones et al. (2012), Knudsen et al. (2015), Lefebvre und Ballal (2010) sowie Steinbach et al. (2018) aufgezeigt. Obwohl bekannt ist, dass die Sprayeigenschaften die Schadstoffbildung dramatisch beeinflussen, ist unklar, welche Eigenschaften ein insgesamt optimales Spray auszeichnen. Da keine Zielfunktion für die Optimierung eines Sprays bekannt ist, können keine Gestaltungsrichtlinien für Einspritzdüsen abgeleitet werden, die ein solches optimales Spray bereitstellen. Eine Skalierung von Düsen ist ebenfalls nicht möglich, da nicht bekannt ist, welche Längenmaße und Ähnlichkeitskennzahlen den Zerstäubungsprozess charakterisieren. Stattdessen werden anhand von Erfahrungswerten Düsengeometrien entworfen und die bei deren Einsatz gemessenen globalen Emissionen in Tests miteinander verglichen. Für den Betrieb werden dann diejenigen Düsen ausgewählt, die im relativen Vergleich die geringsten Emissionen verursachen (vgl. Comer et al. (2016)).

Die Definition von Gestaltungsrichtlinien wird zusätzlich erschwert, weil die Eigenschaften des Sprays während des Betriebs des Triebwerks experimentell nicht ermittelt werden können. Ein wesentlicher Grund dafür besteht darin, dass die geometrische Anordnung der Bauteile im Triebwerk eine optische Zugänglichkeit zur Anwendung geeigneter Messtechnik nicht gestattet. Die hohen Drücke und Temperaturen im Betrieb erschweren zusätzlich eine messtechnische Erfassung des Strömungsfeldes. Einblicke in die Primärzerstäubung während des Betriebs des Triebwerks konnten daher bisher nicht gewonnen werden.

Des Weiteren fehlt es an belastbaren, kostengünstigen Modellen und numerischen Methoden, die eine möglichst allgemeingültige Vorhersage des Primärzerfalls gestatten. Für die Vorhersage von Spray-Eigenschaften werden vorwiegend Korrelationen verwendet, die ganz erheblich fallabhängig sind und dementsprechend für jede neue Konfiguration kalibriert und überprüft werden müssen, wie von Gepperth (2018) aufgezeigt wird. Ihr Gültigkeitsbereich ist darüber hinaus stark eingeschränkt, da die notwendigen Messungen in der Regel nicht bei realistischen

Drücken und Temperaturen durchgeführt werden können.

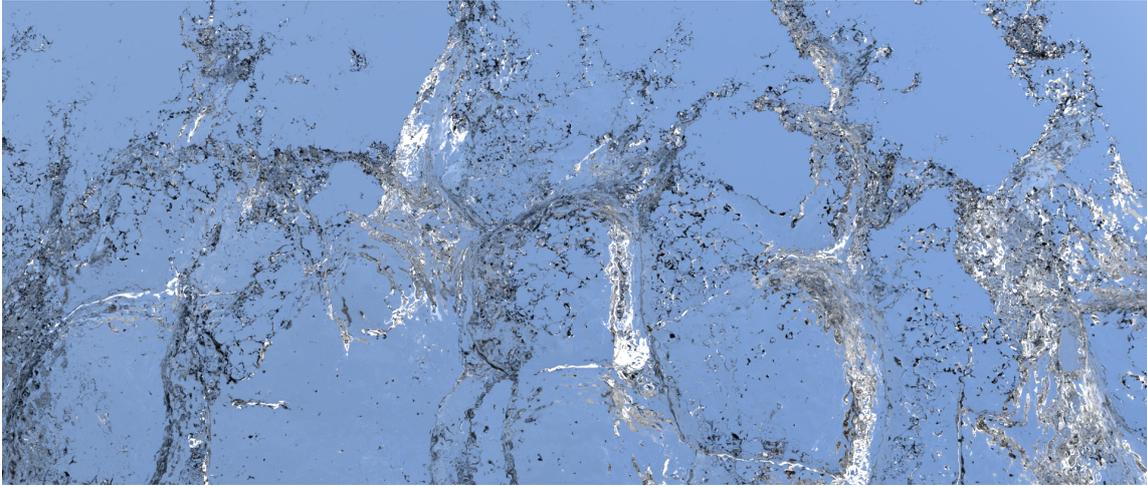


Abbildung 1.1: Beispiel für den berechneten Primärzerfall in einer realistischen Einspritzdüse für Flugtriebwerke (vgl. Kap. 5)

Aus diesem Grund ist es erstrebenswert, eine Vorgehensweise zu entwickeln, mit deren Hilfe die Eigenschaften von Kraftstoffsprays im Betrieb realistischer Einspritzdüsen berechnet werden können. Diese Entwicklung ist Gegenstand der vorliegenden Arbeit. Sie baut auf Vorarbeiten am „Institut für Thermische Strömungsmaschinen“ (ITS) auf, in denen ein Code zur Berechnung von Mehrphasen-Strömungen entwickelt worden ist. Dieser Code basiert auf der „Smoothed Particle Hydrodynamics“ (SPH) - Methode, die mit Hinblick auf die Berechnung von Mehrphasenströmungen besondere Vorteile gegenüber gitterbasierten Verfahren aufweist. Der Code wurde im Rahmen vorangehender Arbeiten anhand von generischen Experimenten erfolgreich validiert, wie insbesondere die Arbeiten von Höfler (2013), Braun (2018) und Koch et al. (2017) aufzeigen.

Die Berechnung des Primärzerfalls in realistischen Einspritzdüsen von Triebwerken (vgl. Abb. 1.1) mithilfe dieses Verfahrens war bisher noch nicht möglich. Zum einen fehlten geeignete Pre- und Post-Processing-Verfahren, mit deren Hilfe komplexe, industrielle Geometrien hätten gehandhabt werden können. Zum anderen kann aufgrund des numerischen Aufwandes lediglich die Strömung in einem räumlich eng begrenzten Bereich um die Zerstäuberdüse herum berechnet werden, was eine geeignete Definition von Randbedingungen erfordert, sodass die Rechengebietsgröße minimiert werden kann. Eine für diesen Zweck geeignete Methodik stand bisher ebenfalls nicht zur Verfügung.

Das Ziel der vorliegenden Arbeit besteht darin, zum einen die Voraussetzungen dafür zu schaffen, dass eine Berechnung des Primärzerfalls in realistischen Düsengeometrien aufbauend auf der bisherigen SPH-Implementierung möglich wird. Zum anderen soll eine Sensitivitätsanalyse durchgeführt werden, die relevante Einflussparameter auf den Primärzerfall aufzeigt.

Die Ergebnisse der Dissertation geben detaillierte Einblicke in den Primärzerfall an Kraftstoffdüsen für Flugtriebwerke unter möglichst realistischen Bedingungen, auch wenn einzelne für

die Zerstäubung relevante Effekte aufgrund des numerischen Aufwandes in dieser Arbeit noch nicht berücksichtigt werden können. Bei weiterer Zunahme der Rechenleistung von Großcomputern ist davon auszugehen, dass in Zukunft zunehmend größere Rechengebiete bei noch höherer Auflösung untersucht werden können.

Nach aktuellem Stand der Wissenschaft handelt es sich bei den Berechnungsergebnissen um die weltweit erste detaillierte Berechnung des Primärzerfalls in Injektoren für Flugtriebwerke mithilfe der SPH-Methode. Darüber hinaus stellen die Ergebnisse einen ersten Schritt hin zur Ableitung von Gestaltungsrichtlinien für Zerstäuberdüsen dar. Weiterhin können die Ergebnisse als Datenbasis für die Definition von Primärzerfallsmodellen herangezogen werden, die ihrerseits wiederum Eingang finden können in gebräuchliche Euler-Lagrange-Codes zur numerischen Berechnung des Strömungsfelds in Gasturbinenbrennkammern.

## 2 Stand der Wissenschaft und Forschung

Wie im Folgenden aufgezeigt wird, haben die Eigenschaften des Kraftstoffsprays in der Brennstoffdüse einen erheblichen Einfluss auf die Bildung von Schadstoffen in Triebwerksbrennkammern. Aufgrund der geometrischen und thermodynamischen Bedingungen im Triebwerk ist eine experimentelle Charakterisierung von Kraftstoffsprays im Betrieb nicht möglich. Weiterhin ist nicht bekannt, welche Eigenschaften eines Sprays mit Hinblick auf eine Emissionsminimierung optimal sind. Folglich existieren keine Gestaltungsrichtlinien für Kraftstoffdüsen, die zur Bereitstellung eines optimalen Sprays beitragen könnten.

Absicht der vorliegenden Arbeit ist, einen Beitrag zur Schließung dieser Wissenslücken zu leisten. Dazu soll eine Methodik zur numerischen Berechnung des Primärzerfalls von Kraftstoff in realistischen Treibstoffdüsen für Flugtriebwerke bereitgestellt werden. Abschließendes Ziel ist eine Sensitivitätsstudie, die weltweit erstmalig Einblicke in den dreidimensionalen Zerfall von Kraftstoff unter realistischen Bedingungen liefert.

Das vorliegende Kapitel ist der Beschreibung des wissenschaftlichen Kenntnisstandes gewidmet, auf dessen Basis die neu zu entwickelnde Methodik aufgebaut wird. Dazu wird zunächst demonstriert, auf welchen fundamentalen Teilprozessen die Kraftstoffaufbereitung basiert. Hierbei wird zwischen der Filmströmung, dem Primärzerfall und dem Sekundärzerfall unterschieden. Daran anschließend erfolgt eine Zusammenfassung der Erkenntnisse, die mithilfe experimenteller und numerischer Methoden in vorangehenden Studien zu den Teilprozessen gewonnen werden konnten. In einem nächsten Schritt werden technische Realisierungen von Airblast-Zerstäubern vorgestellt, in denen diese Teilprozesse in unterschiedlicher Ausprägung auftreten. Es werden insbesondere diejenigen Geometrien vorgestellt, auf denen die realitätsnahen Zerstäubergeometrien basieren, die in der vorliegenden Dissertation die Randbedingungen für die numerischen Berechnungen vorgeben. Daran schließt sich eine zusammenfassende Beschreibung der numerischen Methoden zur Vorhersage von Mehrphasenströmungen an, die prinzipiell für eine Berechnung des Primärzerfalls in Gasturbineninjektoren in Frage kommen. Abschließend wird die genaue Zielstellung der Dissertation aufbauend auf dem wissenschaftlichen Kenntnisstand beschrieben und in Teilziele gegliedert.

### 2.1 Kraftstoffaufbereitung in Flugtriebwerksbrennkammern

In der Absicht, dem gesellschaftlichen Ziel der CO<sub>2</sub>-Minderung zu begegnen, werden Maßnahmen zur Erhöhung des Vortriebswirkungsgrades und des inneren Wirkungsgrades von Flugtriebwerken angestrebt. Die Erhöhung des Vortriebswirkungsgrades von Turbofan-Triebwerken wird aktuell vor allem dadurch vorangetrieben, dass eine Getriebetechnologie eingeführt wird, die eine zusätzliche Vergrößerung des Nebenstromverhältnisses ermöglicht. Die weitere Erhöhung des thermischen Wirkungsgrades wird vorwiegend durch eine Erhöhung des Druckverhältnisses realisiert. Eine Erhöhung des Druckverhältnisses bei gleichzeitiger Bereitstellung derselben Leistung geht mit einer Erhöhung der Temperatur in der Brennkammer einher. Diese Temperaturerhöhung steht im Widerspruch zu einer Reduktion der Schadstoffemissionen, da insbesondere die Bildung von Stickoxiden bei diesen höheren Drücken und Temperaturen

begünstigt wird. Um diesem Zielkonflikt zu begegnen, müssen Ansätze zur Schadstoffminderung verfolgt werden, die von den globalen Parametern des Kreisprozesses unabhängig sind. Eine Abgasnachbehandlung, wie sie in Autos zum Einsatz kommt, ist aufgrund der hohen Abgasmassenströme und der notwendigen Gewichtsminimierung in Luftfahrtanwendungen nicht möglich. Eine gezielte Verbesserung der Kraftstoffaufbereitung kann hier einen entscheidenden Beitrag leisten, wie im Folgenden aufgezeigt wird.

Insbesondere wegen der erheblichen Energiedichte werden Flugtriebwerke seit je her mit flüssigem Kraftstoff betrieben. Diese Vorgehensweise erfordert die Aufbereitung eines Kraftstoff-Luft-Gemischs. Mit der Weiterentwicklung der Flugtriebwerke unterlag auch das Konzept der Kraftstoffaufbereitung einem Wandlungsprozess. Die ersten Triebwerke waren mit Verdampferföhrchen ausgestattet, um den Kraftstoff vollständig zu verdampfen, bevor er in die Brennkammer gelangt. Aufgrund verschiedener Nachteile wurde von diesem Vorgehen Abstand genommen und stattdessen zur direkten Zerstäubung des Kraftstoffs innerhalb der Brennkammer übergegangen (vgl. Lefebvre und Ballal (2010)).

Ziel der Kraftstoffzerstäubung ist es, den Flächeninhalt der Phasengrenze zwischen Kraftstoff und Luft zu maximieren. Dazu ist ein Energiewandlungsprozess erforderlich, durch den Arbeit gegen die Oberflächenspannung verrichtet wird. Dies wird durch das Aufprägen einer hohen Relativgeschwindigkeit zwischen der flüssigen und der gasförmigen Phase erreicht. Analog zu Injektoren in Verbrennungsmotoren besteht die Möglichkeit, dem Kraftstoff einen hohen Vordruck aufzuprägen und diesen in einer Zerstäuberdüse zu entspannen. In diesem Fall ist die Geschwindigkeit der flüssigen Phase erheblich größer als diejenige der Gasphase. Nach diesem Prinzip ausgelegte Systeme werden als Druckzerstäuber bezeichnet. Alternativ kann die kinetische Energie der Gasphase genutzt werden, die den Kraftstoff beschleunigt und in kleine Tropfen zerteilt. Injektoren, die nach diesem Prinzip arbeiten, werden luftgestützte Zerstäuber genannt.

Druckzerstäuber werden heutzutage in Flugtriebwerken nicht mehr eingesetzt, da zur Gewährleistung gleicher Sprayqualität im Teillastbereich Vordrücke erforderlich wären, die eine wirtschaftliche Realisierung nicht gestatten (vgl. Lefebvre und Ballal (2010)). Eine Regelbarkeit des Triebwerks unterliegt unter diesen Bedingungen erheblichen Einschränkungen. Luftgestützte Zerstäuber hingegen sind dieser Einschränkung nicht ausgesetzt und daher heutzutage Standard in Flugtriebwerken. Eine besondere Form luftgestützter Zerstäuber stellen die filmlegenden Airblast-Zerstäuber dar, die im Folgenden Gegenstand der Betrachtung sind.

## 2.2 Fluiddynamische Aspekte der filmlegenden Airblast-Zerstäubung

In Abb. 2.1 ist das grundlegende Schema eines filmlegenden Airblast-Zerstäubers dargestellt. Eine Trennwand teilt einen Kanal in zwei Luftkanäle I und II. In die Trennwand selbst wird Kraftstoff eingeleitet, der mit geringem Vordruck auf eine Filmlegerfläche aufgebracht wird. Die Luftströme und der Kraftstoffstrom weisen jeweils eine Geschwindigkeit  $u$ , eine Viskosität  $\mu$ , eine Dichte  $\rho$  und eine Temperatur  $T$  auf. Vereinfachend wird im Folgenden davon ausgegangen, dass alle Größen für die Luftströme I und II identisch sind. In diesem Fall kann generell