1 Einleitung

Mikromechanische Sensoren beziehungsweise Mikro-Elektro-Mechanische Systeme (MEMS) haben in vielen Bereichen Einzug gehalten, oftmals unbemerkt von ihren Nutzern. Dabei haben sie „konventionelle“ Sensorik ersetzt oder ergänzt. Der Jahresumsatz mit mikromechanischen Komponenten steigt stetig und die Prognosen bescheinigen ihnen einen weiterhin wachsenden Marktanteil (Weltmarkt 2000: 30Mrd. Dollar, Wachstum ca. 20%, Prognose 2005: 68Mrd. Dollar [Nät03, Nex02]).

Um allerdings Akzeptanz zu finden, sind mehrere Voraussetzungen von diesen Systemen zu erfüllen. Es reicht im allgemeinen nicht, einen Sensor einfach nur kleiner in seiner mikromechanischen Ausführung auf den Markt zu bringen. Er muß zunächst zeigen, daß er ebenso zuverlässig arbeitet und mit mindestens den gleichen Leistungsdaten aufwarten kann wie seine Vorgänger. Aus der Sicht der Wirtschaftlichkeit ist der Preis die entscheidende Größe. Er hängt im wesentlichen von einer entsprechenden Nachfrage und der damit zu produzierenden Stückzahl ab.

Eine weitere Möglichkeit der Mikromechanik sich neue Einsatzfelder zu erschließen, sind konzeptionelle, sensorische Neuerungen und Erweiterungen, die eine Verbesserung gegenüber bisherigen Systemen darstellen oder dem Anwender einen Zusatznutzen bereitstellen.

In allen diesen Punkten konnte die Mikromechanik seit ihren Anfängen eine Vielzahl geeigneter Lösungen finden und auch die entsprechenden produktionstechnischen Verfahren bereitstellen.

So bot sich in dem Sonderforschungsbereich „SFB420 — Flugmeßtechnik“

[SFB00], an dem Institute der Technischen Universität Braunschweig, der Universität Hannover, des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt (DLR) sowie der Physikalisch Technischen Bundesanstalt (PTB) beteiligt waren, für die Lösung einer meßtechnischen Aufgabenstellung im Bereich der Druckmessung die Entwicklung eines neuartigen mikromechanischen Sensorsystems an.

Ziel des Sonderforschungsbereiches war die Erstellung eines Meßsystems zur hochdynamischen und -präzisen Aufnahme atmosphärischer Daten im Flug. Die im Flug gewonnenen Atmosphärendaten sollten der Erstellung und Verifikation verbesserter Klimamodelle dienen. Die bisher verfügbare Datenbasis, beispielsweise von ortsfesten Wetterstationen, Einzelmessungen durch den Aufstieg von Wetterballonen oder Satellitendaten, ist in vielen Bereichen zu weitmaschig und für die Berechnung und Verifikation komplexerer Klimamodelle nicht ausreichend. Trotz des Einsatzes der aktuell größten verfügbaren Rechnerressourcen in der Klimaforschung weisen die Modelle und Vorhersagen Defizite gerade im Bereich kleinräumiger und lokaler Wetterphänomene auf. Dieses Meßsystem sollte die in diesem Bereich fehlenden Daten ergänzen und damit eine deutliche Verbesserung der Modellgrundlagen schaffen. Das Forschungsvorhaben wurde von der Deutschen Forschungsgemeinschaft (DFG) von 1997 bis zum Jahr 2000 gefördert.

Das Institut für Elektrische Meßtechnik und Grundlagen der Elektrotechnik der Technischen Universität Braunschweig war in den zwei Teilprojekten Temperaturmessung [Mag03] und Differenzdruckmessung zur Ermittlung des Flug- beziehungsweise Windvektors — das auch Thema dieser Arbeit ist — an dem Sonderforschungsbereich beteiligt. Der Windvektor wird dabei an der Spitze des sogenannten Nasenmastes aufgenommen. Dieser hat einen Durchmesser von typisch 15mm und ragt 20cm voraus in das Meßmedium bevor er sich für die Aufnahme der vielfältigen Sensorik und Elektronik aufweitet. An der Nasenmastspitze befindet sich eine Fünf-Loch-Sonde, aus deren fünf Staudrücken beziehungsweise deren Differenzen die Flugrichtung und -ge-

schwindigkeit gegenüber dem Umgebungsmedium bestimmt werden kann.

Aufgrund ihrer Größe befinden sich konventionelle, in der Flugmeßtechnik eingesetzte Drucksensoren im Rumpfbereich des Flugzeuges beziehungsweise hier in dem Körper des Meßsystems, welcher sich hinter dem Nasenmast befindet und den erforderlichen Raum zur Verfügung stellt. Für die Verbindung zwischen Sonde und Sensoren sind somit oftmals bis zu mehreren Metern lange Zuleitungen erforderlich. Ein solches Sensor-Schlauch-System weist ähnlich einer Orgelpfeife eine Resonanzfrequenz auf, die mit zunehmender Schlauchlänge immer weiter absinkt. So liegt die Resonanzfrequenz solch eines Systems bei Schlauchlängen von einem Meter schon im Bereich von 100Hz [Bru02]. Die hohen Anforderungen des Sonderforschungsbereiches an die Meßrate erfordern jedoch eine Grenzfrequenz des Meßsystems von 500Hz und mehr. Dieses ist nur durch eine Verkürzung der Zuleitungen zu erreichen. Daher müssen die Sensoren möglichst nah an der Sonde plaziert und damit so klein werden, daß sie direkt in dem Nasenmast integriert werden können.

Im Rahmen des Sonderforschungsbereiches wurde für die Differenzdruckmessung das Vorgehen angestrebt, parallel mit einem hochpräzisen — jedoch großen und damit weiterhin über eine längere Zuleitung angeschlossenen — und einem kleinen, schnellen, direkt an der Sonde befindlichen Sensor zu messen. In einem ersten Schritt wurde der makroskopische Sensor in Form eines elektrodynamisch kraftkompensierenden Systems realisiert [May04], welches als aktorisches System eine Selbstüberwachung ermöglicht. Eine erste Miniaturisierung wurde mit einem Konzept in Oberflächen-Mikromechanik [Bru02] verfolgt, welches über eine kapazitive Aktorik ebenfalls ein kompensatorisches System realisiert.

Diese Arbeit verfolgt eine weitere Miniaturisierung des Differenzdrucksensors auf Grundlage der Silizium-Mikromechanik. Über konstruktive Maßnahmen soll hierbei eine Verbesserung der Querempfindlichkeit gegenüber Beschleunigungen, welche im Flugbetrieb verstärkt auftreten und einen er-

heblichen Anteil der Meßunsicherheit ausmachen können, erreicht werden. Für das Wandlerprinzip wird ein ausschlagsanaloges Konzept angestrebt, welches damit eine entsprechend hohe Meßdynamik bereitstellt. Meßanforderungen dieser Art sind jedoch nicht nur in der Flugmeßtechnik anzutreffen und machen solch einen Sensor somit auch für andere Einsatzgebiete interessant.

In Kapitel 2 wird zunächst auf einige für die Entwicklung des Sensors relevante theoretische Grundlagen eingegangen, bevor Kapitel 3 das hier verfolgte Sensorkonzept vorstellt. Kapitel 4 beschreibt den Entwurf des Sensors in Silizium-Mikromechanik unter Berücksichtigung der verfügbaren Technologie. Der technologischen Umsetzung und erfolgreichen Realisierung von Sensorprototypen in Kapitel 5 folgt die Beschreibung und Auswertung der Meßergebnisse in Kapitel 6. Kapitel 7 gibt eine Zusammenfassung der Arbeit und einen Ausblick auf die mögliche weitere Entwicklung dieses Sensorkonzeptes.

2 Grundlagen

Dieses Kapitel geht zunächst in Abschnitt 2.1 auf die Grundlagen zur Ermittlung der Strömungsgeschwindigkeit durch die Messung des Staudruckes und der sich daraus ergebenden Möglichkeit der Bestimmung des Windvektors mit einer Strömungssonde ein. Grundlegende Überlegungen zur Drucksensorik und zum Verhalten von Membranen und Torsionsstäben folgen in Abschnitt 2.2 und 2.3. Einen kurzen Überblick über die Mikrotechnologie gibt Abschnitt 2.4. Der häufig in der Sensorik verwendete piezoresistive Effekt wird in Abschnitt 2.5 behandelt.

2.1 Strömungsmessung

Die Geschwindigkeit eines Flugzeuges gegenüber der umgebenden Luftmasse ist einer der für die Flugkontrolle eines Luftfahrzeuges wichtigsten Parameter. Ein Unterschreiten der Mindestfluggeschwindigkeit hat einen Strömungsabriß an den Tragflächen zur Folge, was zu unkontrollierbaren Flugzuständen und damit im Extremfall zu einem Absturz führen kann. Ebenso kann eine Überhöhung der maximal zulässigen Geschwindigkeit zu Zerstörungen an der Flugzeugzelle führen.

Die Fluggeschwindigkeit kann mit Hilfe der Prandtlschen Staudrucksonde (Abbildung 2.1) bestimmt werden. Diese nimmt an ihrer Spitze zum einen den Gesamtdruck p_{ges} auf, zum anderen über seitliche Bohrungen auch den statischen Druck p_{stat}. Gesamtdruck und statischer Druck sind über die

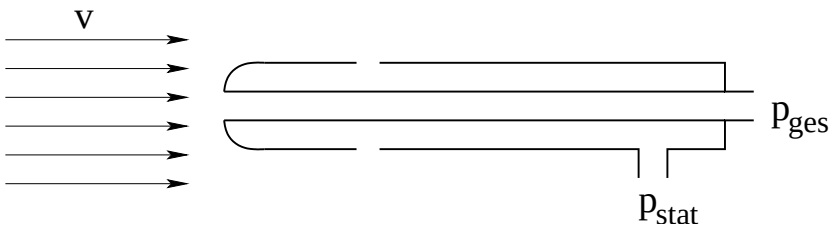

Abbildung 2.1: Prandtlsches Staurohr zur Aufnahme des Gesamtdruckes p_{ges} und des statischen Druckes p_{stat}. Die Geschwindigkeit v ergibt sich nach Gleichung 2.1 aus deren Differenz, dem Staudruck: $p_{\mathrm{stau}} = p_{\mathrm{ges}} - p_{\mathrm{stat}}$.

Bernoulli-Gleichung mit dem Staudruck p_{stau} verknüpft:

$$p_{\mathrm{ges}} = p_{\mathrm{stat}} + p_{\mathrm{stau}} = p_{\mathrm{stat}} + \frac{\rho}{2} \cdot v^2 \,. \tag{2.1}$$

Im Bereich von Machzahlen M>0,5 muß die Kompressibilität des Strömungsmediums beachtet werden und die Gleichung 2.1 durch einen entsprechenden Korrekturfaktor ergänzt werden [Wue69].

Die Geschwindigkeit ergibt sich durch Auflösung von Gleichung 2.1 aus der Differenz von Gesamtdruck und dem statischen Druck:

$$v = \sqrt{2\,\frac{p_{\mathrm{ges}} - p_{\mathrm{stat}}}{\varrho}} \,. \tag{2.2}$$

Im allgemeinen erfolgt die Anströmung des Flugzeuges beziehungsweise der Strömungssonde jedoch nicht ideal frontal sondern unter dem Anstellwinkel (α) sowie dem Schiebewinkel (β). Einerseits wird durch die seitliche Anströmung der Sonde der Staudruckwert und damit die Geschwindigkeitsanzeige verfälscht, andererseits sind jedoch Anstell- und Schiebewinkel für die Fluglagekontrolle von Interesse.

Durch den Einsatz von Mehrlochsonden, die auf der zumeist halbkugelförmigen Sondenspitze weitere Druckbohrungen besitzen, kann einerseits der Staudruckwert mit Hilfe der zusätzlichen Druckwerte korrigiert werden und

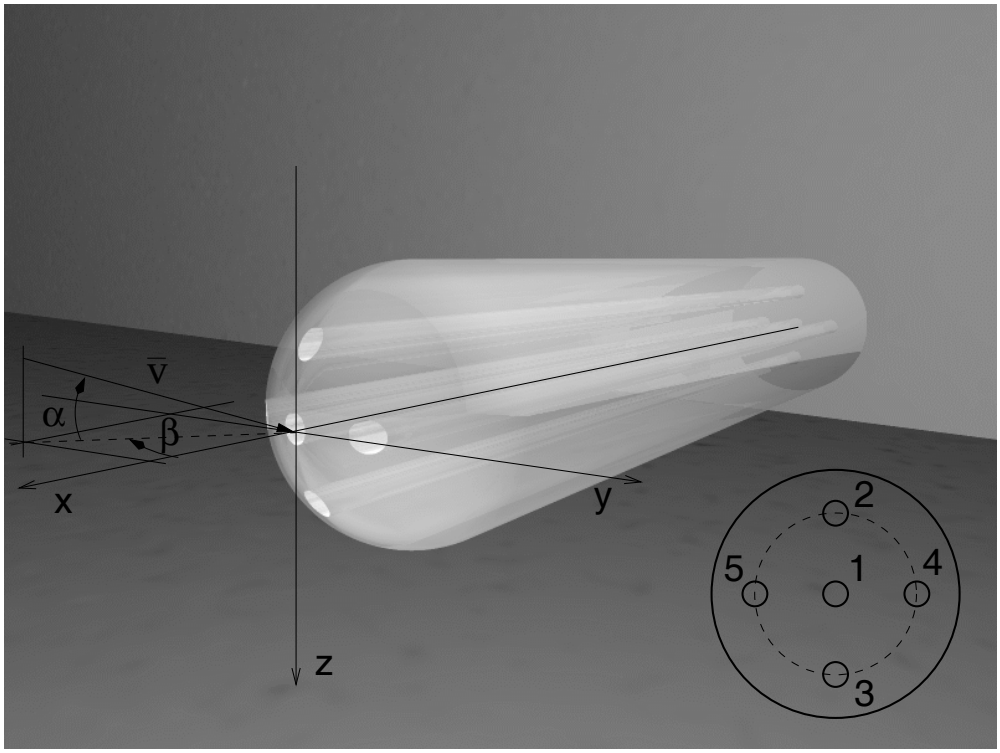

Abbildung 2.2: Lage der Bohrungen einer Fünf-Loch-Sonde für die Messung des Anströmvektors $\vec{v}$. Die Anströmung erfolgt unter dem Anstellwinkel α und dem Schiebewinkel β.

andererseits gleichzeitig der Anströmwinkel ermittelt werden. Im Rahmen des Sonderforschungsbereiches Flugmeßtechnik wurde eine Fünf-Loch-Sonde (Abbildung 2.2) eingesetzt, welche vertikal und horizontal neben der Zentralbohrung auf einem 45° Breitenkreis je zwei weitere Druckbohrungen besitzt. Aus den Differenzdrücken der zusätzlichen seitlichen Bohrungen werden die dimensionslosen Druckbeiwerte [BS75] für Anstellwinkel

$$k_\alpha = \frac{p_3 - p_2}{\Delta p} \tag{2.3}$$

und Schiebewinkel

$$k_\beta = \frac{p_4 - p_5}{\Delta p} \tag{2.4}$$

bestimmt. Die Druckbeiwerte für den statischen Druck und Gesamtdruck ergeben sich zu

$$k_{p_{\text{stat}}} = \frac{p_1 - p_{\text{stat}}}{\Delta p} \tag{2.5}$$

und

$$k_{p_{\text{ges}}} = \frac{p_{\text{ges}} - p_1}{\Delta p}\,. \tag{2.6}$$

Dabei ist Δp nach [WTH99] folgendermaßen definiert:

$$\Delta p = p_1 - \frac{1}{4}\sum_{i=2}^{5} p_i + \sqrt{\frac{1}{5}\sum_{i=1}^{5}\left(p_i - \frac{1}{5}\sum_{j=1}^{5} p_j\right)^2} \tag{2.7}$$

Ein weiteres Teilprojekt des Sonderforschungsbereiches befaßte sich mit der Modellierung von Funktionen zur Ermittlung der Flugparameter aus diesen Beiwerten [DW90] [WTH99] wie dem Anströmwinkel und der Anströmgeschwindigkeit. Diese Funktionen werden für jede Sonde gesondert erstellt und berücksichtigen neben deren Charakteristika auch den Einbauort am Meßkörper und Flugzeug, deren Umströmung wiederum eine Rückwirkung auf die Druckmeßwerte hat.

2.2 Drucksensorik

Wirkt eine Kraft F auf eine Fläche A, so wird das Verhältnis von Kraft zu Fläche als Druck bezeichnet:

$$p = \frac{F}{A}\,. \tag{2.8}$$

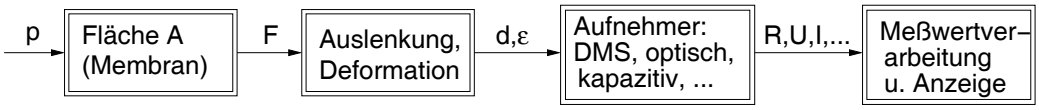

Abbildung 2.3: Struktur des Meßsystems zur Messung des Druckes p.

Die Einheit des Drucks ergibt sich damit zu

$$1\frac{\mathrm{N}}{\mathrm{m}^2} = 1\,\mathrm{Pa}\ (\text{„Pascal“})\,.$$

Für die technische Druckmessung werden im allgemeinen Verfahren eingesetzt, bei denen der Flüssigkeits- oder Gasdruck auf eine definierte Fläche wirkt und der Druckkraft eine entsprechende bekannte beziehungsweise meßbare Gegenkraft entgegengestellt wird. Die prinzipielle Struktur eines Meßsystems zur Druckmessung ist in Abbildung 2.3 dargestellt.

Eines der ältesten bekannten Verfahren ist die Ermittlung des Druckes über die Messung der Höhe einer Flüssigkeitssäule. Die Gegenkraft zur Druckkraft wird in diesem Fall durch die Gewichtskraft der Flüssigkeit aufgebracht. So entspricht der Standardatmosphärendruck von 1013,25 hPa einer Höhe von 760mm einer Quecksilbersäule beziehungsweise — in der heute nicht mehr gebräuchlichen Druckeinheit — 760 Torr.

Für viele meßtechnische Aufgaben hat sich jedoch die Verwendung von Federkörpern wie der Faltenbalk-Dose, Bourdonfedern oder von Membransystemen bewährt. Gemäß Abbildung 2.3 wirkt bei einem Membransystem der Druck p auf eine Fläche A und die Druckkraft führt zu einer Deformation der Membran. Die Membran bringt hier als Federelement die entsprechende Gegenkraft zu der Druckkraft auf. Meßtechnisch kann die druckproportionale Auslenkung der Membran oder auch die durch die Deformation erzeugte Dehnung der Membran erfaßt werden. Die Verlagerungsdetektion erfolgt dabei zumeist durch kapazitive, induktive oder auch optische Aufnehmerprinzipien; die Dehnung kann hingegen mit auf die Membran aufgebrachten,