



Doctoral Thesis

Closed-Loop Control of Spanwise Lift Distribution for Morphing Wing Applications

Author(s):

Quack, Manfred

Publication Date:

2014

Permanent Link:

<https://doi.org/10.3929/ethz-a-010400041> →

Rights / License:

[In Copyright - Non-Commercial Use Permitted](#) →

This page was generated automatically upon download from the [ETH Zurich Research Collection](#). For more information please consult the [Terms of use](#).

Dissertation ETH No. 22350

Closed-Loop Control of Spanwise Lift Distribution for Morphing Wing Applications

A thesis submitted to attain the degree of

Doctor of Sciences of ETH Zurich
(Dr. sc. ETH Zurich)

presented by

Manfred Quack
MSc ME ETH Zurich, Switzerland
born on 11.11.1982
citizen of Fällanden (Zurich)
citizen of Germany

accepted on the recommendation of

Prof. Dr. Manfred Morari (examiner)
Dr. Rafael Palacios (co-examiner)

2014

Abstract

The work presented here, is part of the SmartAirfoil Project, a collaborative highly interdisciplinary research project (CHIRP) at ETH Zurich with the goal to enable shape adaptation techniques for aircraft airfoils and to investigate the potential of this technology in combination with wing morphing. For the formulation of requirements on morphing airfoils, a tailless glider in cross-country flight with a minimal time objective is considered as a showcase mission. This mission is well suited to demonstrate the potential of wing morphing, since such a tailless glider relies on the adaptation of span-wise lift distribution to generate control moments and needs to operate efficiently at a wide range of operating points to achieve good overall performance. Effective wing morphing requires careful system integration and adequate control strategies. The considered morphing wing concept provides a high number of actuators and a control strategy to make optimal use of this redundancy at a wide range of operating conditions is necessary. A 3.3m-span six-flapped tailless RC model glider with conventional servo-actuators is considered in the first part of this thesis as an approximation to a morphing wing and has been used as a basis for a test-platform. Flight tests demonstrated the feasibility of sensor integration and closed-loop control of the span-wise lift distribution providing stable straight and turning flight at different airspeeds. Stable flight allowed data acquisition over extended flight periods and hence acquired data can be used for averaged performance data as well as for parameter identification.

A parametric numerical model explaining the effect of changes in span-wise lift distribution on the flight trajectory has been developed. The model is in differential algebraic equation (DAE) formulation and couples an extended lifting line method to the flight dynamic equations. Due to its low complexity and the parametric description, which allows to treat sectional aerodynamic coefficients as uncertain parameters, it is well suited for parameter identification, on-line estimation and model-based control methods.

The second part of this thesis addresses design and control methods, necessary to enable wing morphing based on macro fiber composite (MFC) piezo actuators. First, a novel multi-disciplinary design optimization methodology is presented, which not only employs a 2D aero-structural simulation method, but is also able to exploit aero-structural coupling, since it *concurrently* optimizes structural and aerodynamic parameters. The method has been applied to a morphing concept example using dielectric elastomer actuators and provides significantly better results in comparison to the commonly applied *sequential* optimization approach.

Closed-loop control of multiple MFC-piezo actuators is presented and demonstrated on a morphing wing prototype featuring multiple MFC-piezo actuators in bi-morph configuration. A simple feedback control law is used in combination with flexural strain gauge sensor signals to overcome the hysteresis and creep behavior, which is typically found in MFC piezo-actuators. Robustness of the control method to external disturbance has been experimentally validated in Wind Tunnel tests.

A light-weight, small-size integrated electronic circuit design suitable to drive independently

multiple active sections using MFC-piezos in bi-morph configuration in closed-loop control is presented. In combination with compact off-the-shelf high voltage power supplies, a rise time of less than 200 ms for the trailing edge deflection is expected. Furthermore, the solution is designed to scale up to at least six independent active sections, which will allow to apply the control methods from the six-flapped flying wing platform to a new prototype employing the same number of active sections.

With this, the thesis presents all the building blocks necessary to enable the closed-loop control of span-wise lift distribution on a morphing tailless glider at UAV scale.

Zusammenfassung

Diese Arbeit ist Teil des "SmartAirfoil" Projektes, einem interdisziplinären Forschungsprojekt (Collaborative Highly Interdisciplinary Research Project – CHIRP) der ETH Zürich, mit dem Ziel der Realisierung von Formanpassung von Tragflächenprofilen und der Erforschung des Potentials dieser Technologie für den Einsatz in adaptiven Flügeln. Um präzise Anforderungen an solche form-adaptive Tragflächenprofile zu formulieren, wird das Beispiel eines Nurflüglers im Streckensegelflug betrachtet, wobei angenommen wird, dass der Pilot zeit-minimal fliegt. Diese Flugaufgabe bietet aus zwei Hauptgründen den idealen Hintergrund um das Potential von adaptiven Flügelstrukturen zu erklären. Erstens muss ein Nurflügler zur Erzeugung von Steuermomenten die Auftriebsverteilung entlang der Spannweite anpassen und zweitens muss der Flieger für ein weites Spektrum von Betriebspunkten gute Flugleistungen aufweisen um insgesamt sein Ziel zu erreichen.

Die effektive Anwendung von adaptiven Flügeln erfordert eine sorgfältige Integration aller Systemkomponenten, sowie die Verwendung von adäquaten Regelungsstrategien. Das in dieser Arbeit verwendete Konzept für einen adaptiven Flügel, führt zu einer hohen Anzahl von unabhängigen Aktuatoren und erfordert daher einen Regelungsansatz, der die optimale Ausnutzung dieser redundanten Aktuatoren über einen weiten Bereich von Betriebspunkten ermöglicht. Im ersten Teil dieser Arbeit wurde in erster Annäherung an einen kontinuierlich form-adaptiven Flügel, ein ferngesteuertes Nurflüglermodell mit einem Sechs-Klappen-Mechanismus als Versuchsträger verwendet. Die Klappen-Ansteuerung basiert hierbei zunächst auf konventionellen Servo-aktuatoren. Mit Hilfe von Flugversuchen konnte die Machbarkeit der System-Integration aller notwendigen Sensoren und die Regelung der Auftriebsverteilung mit Zustandsrückführung im geschlossenen Regelkreis dargelegt werden. Die Verwendung dieser Regelstrukturen erlaubten einen stabilen teil-automatisierten Flug, was Messungen über längere Flugperioden ermöglicht und durch die Mittelung der Daten über grössere Zeitdauer Rückschlüsse auf die Flugleistungen erlaubt. Die gewonnenen Daten können ausserdem für die Schätzung von unsicheren oder unbekanntem Parametern verwendet werden.

Ein parametrisches numerisches Modell in Form einer differential-algebraischen Gleichung wurde unter Berücksichtigung der Kopplung zwischen flugmechanischen und aerodynamischen Gleichungen hergeleitet. Aufgrund seiner Einfachheit und dank der parametrischen Formulierung ist dieses Modell gut für die Lösung von Schätzungsproblemen in Echtzeit, zur Parameteridentifikation und für modell-basierte Zustandsregelung geeignet.

Der zweite Teil dieser Arbeit behandelt Entwurfs- und Regelungs-Methoden, die für die Umsetzung von form-adaptiven Flügelstrukturen mit Hilfe von Macro Fiber Composite (MFC)-Piezo-Aktuatoren benötigt werden. Zunächst wird eine neue multi-disziplinäre Design-Optimierungsmethode vorgestellt, welche nicht nur zwei-dimensionale Fluid-Struktur Interaktionsmodelle verwendet, sondern welche auch gezielt diese Kopplungseffekte auszunutzen vermag. Dies wird durch die *simultane* Optimierung struktureller und aerodynamischer Parameter erreicht. Im Vergleich mit der üblicherweise *sequentiellen* Vorgehensweise zeigt die Methode für ein Beispiel

eines Konzeptes zur Form-Adaption basierend auf dielektrischen Elastomeren zur Aktuation, bedeutend bessere Resultate.

Die Regelung mehrerer MFC-Piezo-Aktuatoren im geschlossenen Regelkreis wird anhand eines Prototypen vorgeführt. Dieser Prototyp verwendete mehrere solcher Aktuatoren in einer paarweisen Konfiguration in der sich der Effekt bei gegenseitiger Ansteuerung verstärkt. Eine einfache Regelstruktur welche die Messwerte eines Dehnmessstreifens in einem geschlossenen Regelkreis verwendet, erlaubt es die Probleme von Hysterese und Kriechverhalten welche typischerweise bei MFC-Piezo-Aktuatoren auftreten, zu bewältigen. Die Robustheit dieser Methode gegen äussere Störeinflüsse wurde in Windkanal-versuchen vorgeführt. Ein Entwurf eines leichten, kleinen integrierten Schaltkreises welcher die Ansteuerung mehrerer form-adaptiver Segmente basierend auf MFC-Piezo-Aktuatoren erlaubt, wird erläutert. In Kombination mit leichten, kompakten Hochspannungsmodulen, wie sie auf dem Markt erhältlich sind, wird eine Anstiegszeit von weniger als 200 ms erwartet. Desweiteren ist dieser Lösungsansatz bis zu mindestens sechs unabhängigen Segmenten skalierbar, wodurch die Erfahrungen mit dem Sechsklappen-Mechanismus auf einen neuen Prototypen mit der gleichen Anzahl von form-adaptiven Segmenten übertragbar sind. Damit präsentiert diese Arbeit alle notwendigen Grundsteine für die Regelung der Auftriebsverteilung entlang der Spannweite auf einem form-adaptiven Nurfügler im Grössenmasstab unbemannter Flugzeuge.