



THEMENHEFT FORSCHUNG · N° 9 · 2013



# DER TRAUM VOM FLIEGEN



Universität Stuttgart

THEMENHEFT FORSCHUNG

# Der Traum vom Fliegen

Universität Stuttgart • 2013

# Editorial

## Liebe Leserinnen und Leser!

Die Titel unserer **T H E M E N H E F T e F O R S C H U N G** orientierten sich bisher sachlich nüchtern an dem jeweils vorgestellten Forschungsgebiet. „Der Traum vom Fliegen“ geht hier bewusst einen anderen Weg. In der Luft- und Raumfahrt ist immer wieder die besondere Motivation der Beteiligten – Wissenschaftler wie Studierende – zu spüren, die getragen von der Faszination des Gegenstandes immer wieder neue, teilweise spektakuläre Projekte durchführen. Der Vogelflug war als erfolgreiche Anschauung schon oft das Sinnbild für den Traum vom Fliegen. In diesem Sinne haben wir für diese Ausgabe ein naturnahes Umschlagbild gewählt.

Der Traum vom Fliegen hat mythologische Tiefe, fasziniert Jung und Alt, wirkt Länder- und Geschlechterübergreifend, scheint anthropologisch tiefsitzend. Scheint von der Schwere des Hier und Jetzt zu befreien und richtet sich bereits auf benachbarte Planeten. Und immer,

wenn wir etwas nicht mit dem eigenen Körper erreichen können, flüchten wir entweder in Fantasie oder erschaffen eine Technik. Die Luft- und Raumfahrttechnik hat es bis heute geschafft, den Traum vom Fliegen lebendig zu halten und die technischen Realisationen immer wieder mit weiteren Fantasien zu überflügeln.

In diesem Sinne enthält dieses **T H E M E N H E F T F O R S C H U N G** auch zahlreiche Beiträge, die weit in die Zukunft weisen und die Fantasie der Leser beflügeln könnte. •

Viel Spaß beim Lesen wünscht



Ulrich Engler

## Impressum

Das **T H E M E N H E F T F O R S C H U N G** wird herausgegeben im Auftrag des Rektorats der Universität Stuttgart.

**Konzeption und Koordination Themenheft Forschung:** Ulrich Engler, Tel. +49 (0) 711/685-82205, E-Mail: ulrich.engler@verwaltung.uni-stuttgart.de

**Wissenschaftlicher Koordinator „Der Traum vom Fliegen“:** Bernhard Weigand

**Autoren „Der Traum vom Fliegen“:** Gerhard Busse, Balaji Devaraju, Stefanos Fasoulas, Uwe Gaisbauer, Felix Huber, Markus J. Kloker, Ewald Krämer, Ernst Messerschmid, Claus-Dieter Munz, Reinhard Neunhöfer, Michael M. Resch, Nico Sneeuw, Igor Solodov, Johan Steelant, Mohammad J. Tourin, Rudolf Voit-Nitschmann, Bernhard Weigand

**Titelseite und Grundlayout Themenheft Forschung:** Zimmermann Visuelle Kommunikation, Haußmannstraße 103 B, D-70188 Stuttgart

**Titelfoto:** Zugvogelschwarm © Joachim Kruse, Osnabrück

**Druck und Anzeigenverwaltung:** Alpha Informationsgesellschaft mbH, Finkenstraße 10, D-68623 Lampertheim, Tel. +49 (0) 6206/939-0, Fax +49 (0) 6206/939-232, Internet: <http://www.alphapublic.de>, E-Mail: [info@alphapublic.de](mailto:info@alphapublic.de), Verkaufsleitung: Peter Asel

© Universität Stuttgart 2013  
ISSN 1861-0269

Das **T H E M E N H E F T F O R S C H U N G** wird gedruckt auf Recycling-Papier weiß matt oberflächengeleimt, aus 100% Altpapier, lebensmittelunbedenklich und alterungsbeständig.

# Der Traum vom Fliegen

Seit über 100 Jahren besitzt die Luft- und Raumfahrttechnik an der Universität Stuttgart einen festen Heimatflughafen. Hier wurde im Oktober 1911 die erste ordentliche Professur, die sich der Luftfahrttechnik widmete, eingerichtet. Alexander Baumann besetzte diese im Landesetat neu verabschiedete Professur für Luftschiffahrt, Flugtechnik und Kraftfahrzeuge. Aber auch interessierte Kreise der Wirtschaft trugen damals teilweise zu dieser Professur bei und förderten damit, heute ganz modern, eine Art von Stiftungsprofessur. Die Entwicklung des Baumann-Instituts führt in einer Linie zum heutigen Institut für Flugzeugbau der heutigen Fakultät 6, Luft- und Raumfahrttechnik und Geodäsie.

Der Weg zu einer eigenen Fakultät war freilich noch lang: 1954/55 wurde eine Abteilung Luftfahrttechnik innerhalb der Fakultät Maschinenwesen geschaffen sowie weitere Institute gegründet; 1967, im Jahr der Wandlung der Technischen Hochschule zur Universität, wurde auch die Luftfahrttechnik zur eigenständigen Fakultät. Mit der Einrichtung des Instituts für Raumfahrtantriebe im Jahr 1970 wurde in Stuttgart schließlich auch das Kapitel der Raumfahrt aufgeschlagen. Durch den Zusammenschluss mit den Instituten der Geodäsie wurde der Bereich der Raumfahrtnutzung weiter ausgebaut. Die heute bestehende Fakultät für Luft- und Raumfahrttechnik und Geodäsie ist damit einzigartig in Deutschland.

Die wissenschaftlichen Angebote im Bereich der Luft- und Raumfahrttechnik üben trotz der für eine technische Disziplin langen Tradition bis heute eine anhaltend faszinierende Anziehungskraft aus. Stuttgart gilt dabei als Mekka für angehende, hoch motivierte Luft- und Raumfahrt-Ingenieure, mit fast 400 Anfängern in den letzten beiden Jahren. Eine Annahmequote der Bewerber von über 50 Prozent sowie der besonders hohe Anteil an Spitzenabiturienten/innen, die zum großen Teil aus anderen Bundesländern nach Stuttgart kommen, belegt die Anziehungskraft der Stuttgarter Luft- und Raumfahrttechnik. Der Studiengang hatte auch in den Jahren, als die Anhängerszahlen in den ingenieurwissenschaftlichen Fakultäten in Deutschland konjunkturbedingt stark zurückgingen, keine vergleichbaren Einbrüche erlebt. Wegen der anhaltend großen Nachfrage konnten im Rahmen des Hochschulausbauprogramms des Landes 75 neue Studienplätze eingerichtet werden.

Die Anziehungskraft des Traums vom Fliegen ist sicherlich auch dem großen Engagement der Wissenschaftlerinnen und Wissenschaftler geschuldet, die mit immer wieder faszinierenden Projekten wie SOFIA, icaré oder E-Genius, um nur wenige zu nennen, die Praxisnähe der Ausbildung

unter Beweis stellen. Wo kann man schon während des Studiums Flugobjekte mitkonstruieren, bauen und sogar selber fliegen.

In den letzten Jahren wurde die Infrastruktur für die Realisierung des Traums vom Fliegen weiter ausgebaut. 2011 wurde das neue Raumfahrtzentrum auf dem Vaihinger Campus eingeweiht, ein architektonisches High-light und Dank der technischen

Ausstattung sicherlich ein Kristallisationskeim für weitere Ideen und Projekte. Die Kooperationsmöglichkeiten in Stuttgart sind mit dem Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt und den Instituten der Max Planck- sowie der Fraunhofer Gesellschaft ausgezeichnet. Seit 2011 wurde mit DLR@UniST eine institutionalisierte Forschungsinitiative des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt (DLR) und der Universität Stuttgart geschaffen, die sich zum Ziel gesetzt hat, ihre Kompetenzen auf den Gebieten Luftfahrt, Raumfahrt, Energie und Verkehr gezielt und nachhaltig auszubauen.

Es war also naheliegend, in unserem **THEMENHEFT FORSCHUNG** dem Traum vom Fliegen einen weiten Raum zur Darstellung zu geben. Es muss betont werden, dass die Thematik der Luft- und Raumfahrt natürlich in Stuttgart nicht nur die Fakultät für Luft- und Raumfahrttechnik und Geodäsie beschäftigt, sondern dass durch eine vielfältige Vernetzung an der Universität viele andere Bereiche zahlreiche und wertvolle Beiträge zu diesem Themenkreis liefern, wie z.B. die Mathematik, die Geschichtswissenschaften, die Informatik, die Literaturwissenschaften und der Maschinenbau.

Ich möchte an dieser Stelle allen Autoren und dem wissenschaftlichen Koordinator des Heftes, Prof. Dr.-Ing. Bernhard Weigand, für ihren zusätzlichen Einsatz für das Public Understanding of Science zu danken. Wir brauchen Forschende und Lehrende, die Visionen haben und Ideen, wie man diese umsetzen kann, aber auch solche, die an diese Visionen glauben und uns helfen, diese zu realisieren.



• 

Prof.-Dr.-Ing. Wolfram Ressel, Rektor

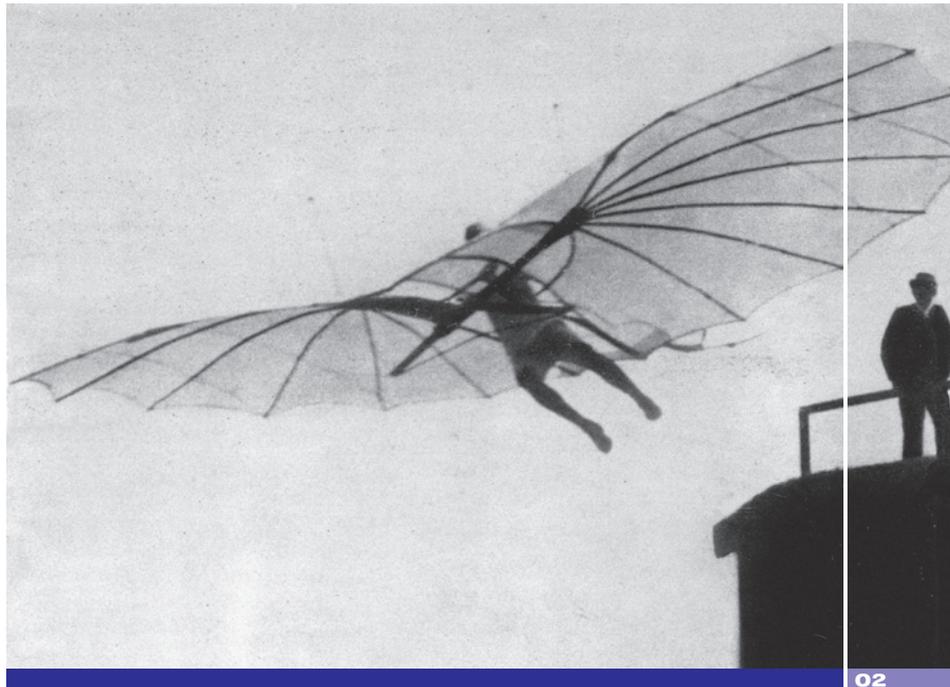
# Zur Einleitung



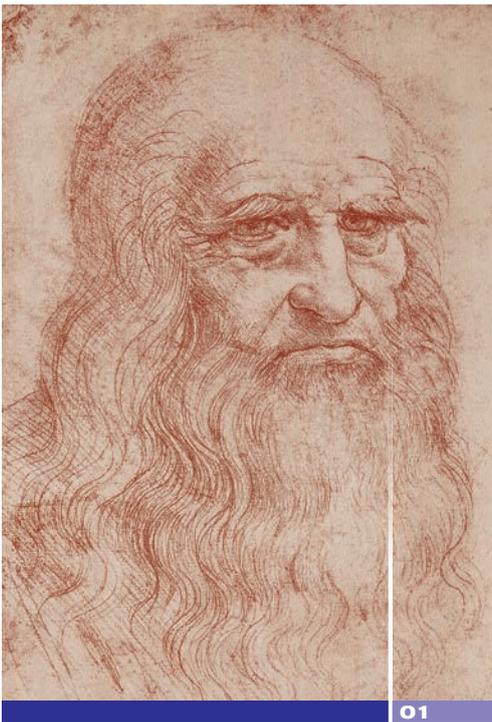
Foto © Joachim Kruse, Osnabrück.

Der Traum vom Fliegen beschäftigt die Menschen seit Urzeiten. In der Natur konnte der Mensch schon frühzeitig sehen, wie Insekten und Vögel sich aus eigener Kraft in der Luft bewegen und fliegen konnten. Vielfach zeichnete man auch mystische Wesen mit der Fähigkeit, fliegen zu können, aus. So stellten z. B. die Babylonier Löwen, Stiere und Menschen mit Flügeln dar. In der indischen Mythologie findet man Bilder von fliegenden göttlichen Streitwagen, und bei den Azteken spielte die gefiederte Schlange Quetzalcoatl eine wichtige Rolle.

Es erfolgte schon frühzeitig eine Beschäftigung mit dem Gedanken, wie sich auch ein Mensch in die Lüfte erheben und sich wie ein Vogel fortbewegen könnte. Sehr bekannt ist in diesem Zusammenhang die griechische Sage von Dädalus und Ikarus, die mit selbstgebauten Schwingen aus mit Wachs verklebten Vogelfedern die Flucht von Kreta nach Sizilien versuchten. Ikarus stürzte ab, da er der Sonne zu nahe kam und das Wachs schmolz. Heutzutage würde man dies als ein typisches Problem der Wahl falscher Materialien ansehen. Später beschäftigte sich Leonardo da Vinci (1452-1519) intensiv mit dem Fliegen und entwarf verschiedene Flugzeuge. Seine kreativen Ansätze und seine ingenieurwissenschaftliche Methodik hatten hierbei Pionierwert. Sein Vorgehen unterschied sich entscheidend von der Antike, da er in seinen Konstruktionen nicht mehr nur die Natur nachahmte, sondern Neues schuf.



02



01



03

Albrecht Ludwig Berblinger, der „Schneider von Ulm“ konstruierte 1810–1811 seinen ersten flugfähigen Gleiter, führte ihn der Öffentlichkeit mit einem Flugversuch über die Donau vor und stürzte in den Fluss. Noch heute führt die Stadt Ulm in unregelmäßigen Abständen einen sehr renommierten Wettbewerb durch, bei dem neuartige Flugmaschinen konstruiert werden müssen, die speziellen Anforderungen

genügen. Dabei handelte es sich vorwiegend um die Entwicklung ökologisch fortschrittlicher und umweltfreundlicher Technologien für die Luftfahrt. Mit den Flugzeug-Projekten *icaré* und *e-Genius* konnte der Preis 1996 und 2006 jeweils von Teams unter der Leitung von Prof. Voithschmann an die Universität Stuttgart geholt werden. Das Solarflugzeug *icaré* war von 1996 bis 2010 das leistungsfähigste

**(01)** Leonardo da Vinci (1452–1519). © 00982984 ullstein bild – Alinari Archives.

**(02)** Karl Wilhelm Otto Lilienthal, ein Pionier der Flugzeugentwicklung, kam 1896 beim Absturz eines seiner Flugapparate ums Leben. © 30045539 ullstein bild – The Granger Collection.

**(03)** Robert Thelen, deutscher Luftfahrtpionier, 1884–1968. © 00779768 ullstein bild – Haeckel-Archiv.



04

*SOFIA – hoch fliegendes Stratosphären-Observatorium zur Erkundung des infraroten Universums – der Traum von Astronomen und gelegentlich mitfliegenden Lehrern. Mehr Informationen unter <http://www.dsi.uni-stuttgart.de/>. Quelle: © NASA/DLR*

Solarflugzeug weltweit. Es wurden insgesamt vier Weltrekorde des internationalen Luftsportverbands FAI (Fédération Aéronautique Internationale) erflogen. Das Batterie betriebene Elektroflugzeug e-Genius ist momentan das leistungsstärkste zweiseitige Elektroflugzeug weltweit. Mit e-Genius konnten 2011 der Lindbergh Electric Aircraft Prize für das leiseste Flugzeug und der 2. Platz beim hochkarätigen NASA Green Flight Challenge in den USA gewonnen werden.

Otto von Lilienthal (1848–1896) führte eine große Anzahl von Flugexperimenten durch und konnte seit 1891 erfolgreiche Gleitflüge durchführen. Er bewies, dass sich der Mensch mit einem Gleiter aus Holzstäben und Leinwand in die Luft erheben kann. An die 2.500 Flüge führte er erfolgreich durch. 1896 kam er beim Absturz eines seiner Flugapparate ums Leben. Den Gebrüdern Wright gelang es am 17.12.1903, den ersten Motorflug durchzu-

führen. Ihnen gebührt die Leistung, als erste ein steuerbares und bemanntes Flugzeug mit Motor gebaut zu haben. Der Flugapparat erhob sich zwölf Sekunden lang in die Luft und flog stolze 53 Meter weit. Damit hatte man sich auch grundsätzlich von der Nachahmung der Natur beim Fliegen losgelöst, da es einen Propeller in der Natur nicht gibt.

1907 wurde die spätere Aerodynamische Versuchsanstalt in Göttingen ins Leben gerufen. Sie beschäftigte sich zunächst mit der Entwicklung der besten Luftschiffen. Ihr Leiter, Ludwig Prandtl, wurde durch seine Untersuchungen zur Grenzschichttheorie und zur Theorie des Tragflügels zu einem Pionier auf dem Gebiet der Aerodynamik.

Nur drei Jahre später, am 1. April 1910, hielt Professor Alexander Baumann seine erste luftfahrttechnische Vorlesung mit dem Titel „Konstruktion von Flugmaschinen“ an der Hochschule Stuttgart. Ein gutes

Jahr danach, am 20.10.1911, richtete der König von Württemberg eine ordentliche Professur für „Luftschiffahrt, Flugtechnik und Kraftfahrzeuge“ an der Hochschule Stuttgart ein. Durch die Berufung von Alexander Baumann auf diese Professur, gilt er weltweit als der erste Professor für Luftfahrttechnik.

Anschließend entwickelte sich die Flugtechnik sehr rasant. Hierbei sind natürlich nicht nur die Flüge mit Flugzeugen gemeint, sondern auch Raketenflüge, die es letztendlich schafften den Menschen einen neuen Zugang zu fernen Objekten wie z. B. unserem Mond zu ermöglichen.

Heute ist der „Traum vom Fliegen“ für uns alle zur Wirklichkeit geworden. Wir fliegen nach New York, Moskau, Peking, Neu-Delhi, Rom, Brüssel ... Das Fliegen ist für die heutige Gesellschaft zum unverzichtbaren Bestandteil des Austauschs geworden. Mit Sonden erkunden wir immer weitere Bereiche der Umgebung unseres Planeten und bauen Raumstationen, getragen von vielen Nationen.

Allerdings hat sich der „Traum vom Fliegen“ gewandelt. Es ist nicht mehr die Idee vom Fliegen aus eigener Kraft wie ein Vogel, sondern vielmehr die Idee der schnellen Fortbewegung von A nach B und der immer währende Wunsch von der Erkundung unserer Umgebung, die die Menschen weiter vorantreiben. Der Traum vom Fliegen hat sich verändert und der Bau von Luft- und Raumfahrzeugen benötigt heute eine Vielzahl von speziellen Kenntnissen.

Die Universität Stuttgart und ihre Umgebung zeichnen sich durch ein hohes Potenzial, durch eine lange Tradition und ein hervorragendes Netzwerk für die benötigte interdisziplinäre Forschung auf dem Gebiet des Fliegens aus. Neben vielen Mitgliedern der Fakultät für Luft- und Raumfahrttechnik und Geodäsie arbeiten in Stuttgart viele Forscher im Bereich der Materialtechnik, der Visualisierung, der Energietechnik, des Maschinenbaus, der Geschichte und vieler anderer Bereiche an den interessanten und herausfordernden Fragenstellungen des Fliegens. Hierbei geht es nicht nur um die Verbesserung der heute gängigen Flugtechniken, sondern auch in ganz besonderem Maße, um die Exploration neuartiger Systeme und Techniken, die wir eventuell erst in 50 Jahren brauchen werden. Diese Forschung geschieht grundlagenorientiert (z. B. mit

## DER AUTOR

### BERNHARD WEIGAND

wurde 1962 in Somborn (Hessen) geboren. Nach dem Studium des allgemeinen Maschinenbaus an der TU Darmstadt promovierte er im Fach Thermodynamik an der TU Darmstadt. 1992 wechselte er zur ABB Kraftwerke AG in Baden (Schweiz), wo er zunächst als Entwicklungsingenieur, später dann verantwortlich für die gesamte Kühlauslegung aller neuen Gasturbinenschaufeln und für die Grundlagenentwicklung auf dem Gebiet der Kühlung und der Wärmeübertragung war. Am 1.4.1999 übernahm er die Leitung des Instituts für Thermodynamik der Luft- und Raumfahrt an der Universität Stuttgart. Von 2002 bis 2006 war er Dekan der Fakultät Luft- und Raumfahrttechnik und Geodäsie und von 2006 bis 2009 war er Prorektor für Struktur an der Universität Stuttgart. Seit 2005 ist er der Sprecher des GRK 1095.



### Kontakt

Universität Stuttgart  
 Institut für Thermodynamik der Luft- und Raumfahrt  
 Pfaffenwaldring 31, D-70569 Stuttgart,  
 Tel. +49 (0) 711/685-62318, Fax +49 (0) 711/685-62317  
 E-Mail: [itlr@itlr.uni-stuttgart.de](mailto:itlr@itlr.uni-stuttgart.de)  
 Internet: <http://www.uni-stuttgart.de/itlr>

Hilfe von Computerprogrammen, die auf den Höchstleistungsrechnern laufen oder einzigartigen Versuchsanlagen) oder auch im engen Zusammenspiel mit verschiedenen Firmen und Forschungseinrichtungen wie z.B. dem Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR). Eingegliedert in die aktuelle Forschungsstrategie und die Forschungsschwerpunkte der Universität bildet die Erforschung und Weiterentwicklung von Luft- und Raumfahrzeugen in Stuttgart einen vitalen Forschungsschwerpunkt mit hohem Potenzial für die Zukunft.

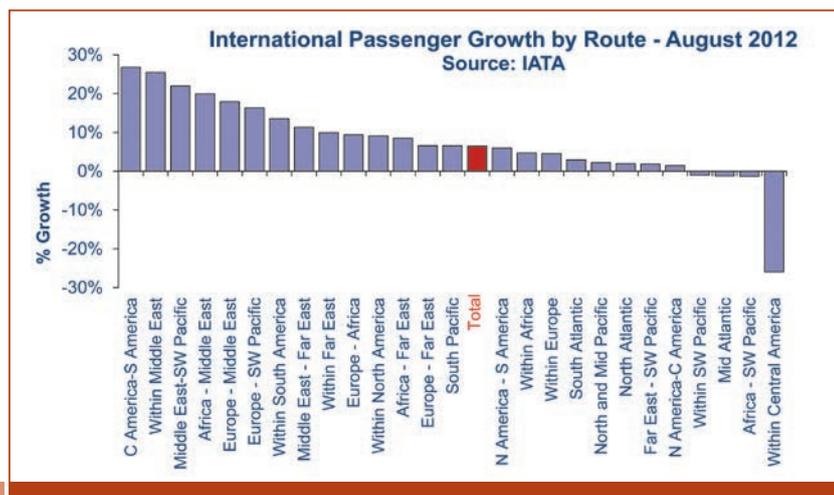
Das vorliegende **THEMENHEFT FORSCHUNG** hat sich zum Ziel gesetzt, einen kleinen Streifzug durch die vielfältige Forschung auf diesem Gebiet zu liefern. Natürlich spiegeln die hier angegebenen Beiträge nur einen sehr kleinen Teil der gesamten Forschung wieder, die in Stuttgart und Umgebung auf diesem Gebiet betrieben wird. Viele Themenfelder konnten leider nicht mehr berücksichtigt werden, auch wenn Stuttgart auch auf diesen Gebieten oft herausragende Aktivitäten besitzt. • *Bernhard Weigand*

# Travelling the Skies at High Speed



Obviously, high-speed air travel only pays off for long distance travels. Though Concorde, flying at Mach 2, still made sense for exploitation along the transatlantic routes, higher speed vehicles should essentially be exploited along longer routes up to antipodal destinations. Then, a typical journey from Stuttgart to Sydney would last about 4 hours when travelling at a cruise speed of Mach 5 or beyond.

## 1. Introduction



Tendencies in aeronautics clearly show a steadily increasing market share in premium long-haul flights which classically cover the international and intercontinental routes (01). Based on IATA statistics of August 2012, total international travel is still increasing for the premium and economy traffic growth respectively with 8.5% and 6.2% higher than a year ago in August 2011. In particular travel from Europe to the South-West Pacific, Far East and Middle East grew fast than the average rate and some of them at a double digit pace.

Classically, these long-distance flights take easily flight times of 16 hours or more to connect two major intercontinental cities. They become more attractive when travel-time would be reduced drastically such that a final destination can be reached within 4 hours or less. However, with present aircraft and propulsion designs, we're getting close to the optimal design and margins for further improvement are getting smaller. Only drastic changes in aircraft configuration, propulsion concepts and flight velocities are able to achieve these goals.

Sticking to the usual cruise speeds at Mach 0.9 (i.e. 950km/hr), new aircraft configurations and propulsion units presently studied are looking into e.g. blended wing-body configurations and high bypass turbofans mounted on the leeside of the airplane (02). These interesting developments will decrease further fuel consumption up to 30%, however, they will not enable the shortening of travel times.

New aircraft development seems to be stalled with respect to flight speed, despite the proven technical possibility shown by the supersonic Concorde, the experience gained in military aircraft design up to Mach 3 (e.g. SR-71) and finally experimental vehicles (e.g. X-15 at Mach 6). Opponents to supersonic transport development always point to the large specific fuel consumption of Concorde which undeniable is roughly twice the value of present commercial aircraft. However, one should not forget that the specific fuel consumption,  $sfc$ , obtained for the first turbojet driven aircraft, e.g. Comet in 1951 were only 20% lower. Since then, fuel consumption reduction for aero-engines has been drastically driven throughout time by specific technology developments e.g. cooling techniques, new alloys, improved thermodynamic cycles by increased pressure ratios and TIT, etc... As the Olympus 593 engine was based on the Olympus design of 1950 for the Canberra and later for the Avro Vulcan in 1956, it is hence impossible to compare its  $sfc$  with e.g. the latest Trent's of R&R or the GE90-family when half a century of technology development has not been implemented in these Olympus engines.

## ABSTRACT

*Pioneering the aviation for the second half of the century is a theme which is closely followed by ESA in terms of civil high-speed air transport applications. The experience and know-how in high-speed aerodynamics acquired through numerous re-entry missions and high-speed propulsion units from future re-usable launchers are important elements to bridge the gap between classical aerospace and aeronautics. This overlapping area of interest allows bringing in competences from both areas to establish this pioneering vision. Several activities were already initiated by ESA in the field of hypersonic cruisers, i.e. LAPCAT and ATLAS or to suborbital flights, i.e. FLACON and FAST20XX. These projects are co-funded by the EC and a large group of about 30 different partners from industries, SMEs, research institutions and academia. Though these activities are mainly technology driven programs, the specifications and requirements for the research and development are driven by conceptual studies on hypersonic and suborbital vehicles. Different hypersonic cruiser concepts have been devised so far for different cruise velocities ranging from Mach 3 to 8 while maximizing the range. Antipodal ranges such as Brussels to Sydney seem feasible but more detailed studies are now required along with flight experiments.*

## 2. Motivation and Assessment

As mentioned above, reducing travel times by going supersonic makes only sense on long-distance flights. Range is hence an important figure of merit to evaluate high-speed aircraft concepts. It is strongly dependent on total available fuel mass and its consumption throughout the itinerary, i.e. from taxiing, speed-up cruise and final descent manoeuvres. Among these different parts, cruise represents a major portion of the needed fuel. The range achieved during cruise can be easily derived from the Bréguet range equation:

$$R = \frac{H}{g} \eta \frac{L}{D} \ln \left[ \frac{1}{1 - W_f/W} \right] = \frac{V_\infty}{g} \frac{L}{sfc} \frac{L}{D} \ln \left[ \frac{1}{1 - W_f/W} \right]$$



Blended Wing Body design: future optimization potential for subsonic airplanes (Credits: NASA).

where:

- $R$  Range [m]  
 $H$  the fuel energy content [J/kg]: 120 (LHV) and 142 (HHV) MJ/kg for  $H_2$ , 43.5 (LHV) and 47 MJ/kg (HHV) for kerosene, 50.0 (LHV) and 55.5 MJ/kg (HHV) for Methane  
 $g$  gravity constant [ $m/s^2$ ]  
 $\eta$  the overall installed engine efficiency  
 $sfc$  specific fuel consumption [kg/s/N]  
 $V$  flight velocity [m/s]  
 $W$  total take-off mass [kg]  
 $W_f$  fuel mass [kg]

The range depends linearly on the energy content  $H$  in the fuel which can be increased with a factor of 2.7 by switching e.g. from kerosene to hydrogen.

The aerodynamic performance given by  $L/D$  in eq. (1) depends primarily on the Mach number and was analysed by Küchemann [9] who formulated a general empirical relationship referred to as the “ $L/D$  barrier”:

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{\max} = \frac{4(M_\infty + 3)}{M_\infty}$$

Further studies optimized waverider designs taken into account viscous effects resulted in better  $L/D$  ratio resulting in a shifted  $L/D$  barrier (Anderson [10]).

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{\max, \text{viscous}} = \frac{6(M_\infty + 2)}{M_\infty}$$

For an increasing Mach range the values are decreasing asymptotically to a value of 5 or 7: **(T1)**

This decrease of aerodynamic performance with increasing Mach number would inherently exclude long-range supersonic flight as it would be economically not viable. However, the overall propulsion efficiency, defined as

$$\eta = \frac{T \cdot V_\infty}{m_f' H} = \frac{V_\infty}{sfc H}$$

increases with Mach number for turbojets and ramjets as will be explained further. A first approach, suggested by R.G. Thorne according to [9] is given by:

$$\eta = \frac{M_0}{M_0 + 3}$$

To better understand the increase of the overall efficiency  $\eta$  of an aircraft engine, one can split the term thermodynamically into a thermal and propulsion efficiency  $\eta = \eta_t \eta_p$ , given approximately for a single jet by:

$$\eta_t = \frac{m'(V_j^2 - V_\infty^2)}{2m_f' H} \quad \eta_p = \frac{2V_\infty}{V_j + V_\infty}$$

The thermal efficiency of either compressor or ram-based engines can be approached as a Brayton cycle and hence its efficiency is mainly driven by the combustor temperature  $T_{cc}$  to intake temperature  $T_a$  ratio. This ratio would be at its optimal point when operating the combustor close to the stoichiometric value. However, for turbojets or turbofans, the rotary turbine components limit this ratio due to material yield strengths to a value of about  $T_{cc}/T_a = 6$  or  $\eta_t = 47\%$ .

Typical values for propulsion efficiency of a modern engine at  $M_\infty = 0.85$  is 48% for a turbojet and 77% for a turbofan with a bypass ratio of 6. The overall efficiency in cruise results into values of 20% to 37% and increases above 40% for larger bypass ratios [11].

For ram- and scramjets, the combustion temperature is not limited by rotary components. Hence higher equivalence ratios are easier to reach and  $ER=1$  (i.e. stoichiometric) is presently used in scramjet flight experiments. Hence, the thermal efficiency can reach values as high as  $\eta_t = 60-70\%$ . The propulsion efficiency is clearly better as the jet/flight velocity difference is typically smaller resulting into a  $\eta_p = 70-90\%$  leading to an overall efficiency of  $\eta = 42-63\%$ . This large  $\eta_p$  implies however that a massive intake needs to be foreseen, which can occupy the complete frontal section of

$M_\infty$	0.9	2	4	6	8	10
$L/D_{\max, \text{euler}}$	17.3	10	7	6	5.5	5.2
$L/D_{\max, \text{viscous}}$	19.2	12	9	8	7.5	7.2
$\eta$	0.25	0.4	0.57	0.67	0.73	0.77

Table: Aerodynamic  $L/D$  barrier and overall installed engine efficiency in function of flight Mach number.

the aircraft in order to provide the necessary thrust given by  $T = m'(V_j - U_\infty)$ .

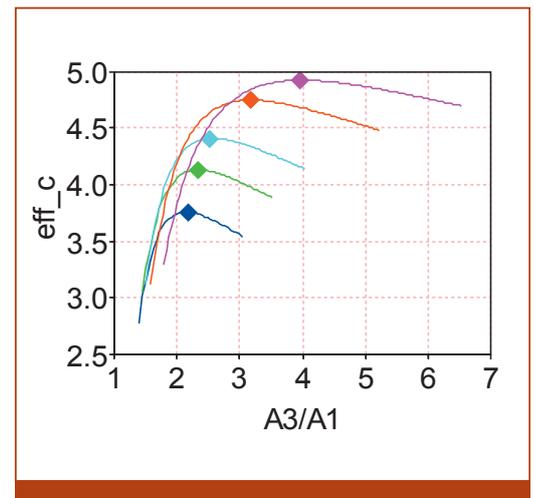
As shown above, both factors  $\eta$  and  $L/D$  have reverse dependencies on flight Mach number and for a first assessment the cruise efficiency  $\eta L/D$  can be considered in first order to be constant, i.e. a value of about 3 to 4, at worst only 40% smaller for careful designs. This means that the range is theoretically more or less independent of the flight speed and is then only determined by the relative fuel fraction  $W_F/W$  and the fuel type. To achieve this goal practically is not trivial, i.e. technical implementation where both propulsion and aerodynamic efficiencies can be harmonized without negative mutual interference requires a dedicated approach. Classical approaches rely on separate and dedicated optimization design routes with respect to aerodynamic and propulsion. A multi-disciplinary approach is actually needed where both the propulsion engineer and the aerodynamicist work closely together to reach for a global optimization.

As this is not a trivial work methodology, it is not so surprising that high-speed transportation has been hampered by the lack of range potential or a too high fuel consumption stemming from a too low cruise efficiency. Indeed, looking into the performance of classically designed high-speed vehicles, their performances drop nearly linearly with flight Mach number as indicated by the red line on (04). Over the last years, however, radical new vehicle concepts were proposed and conceived having a strong potential to alter this trend. This innovative approach is based upon a well elaborated integration of a highly efficient propulsion unit with a high-lifting vehicle concept. The realization of both a high propulsive and aerodynamic efficiency is based upon the minimization of kinetic jet losses while striving to the best uniformity but minimal induced velocity for lift creation.

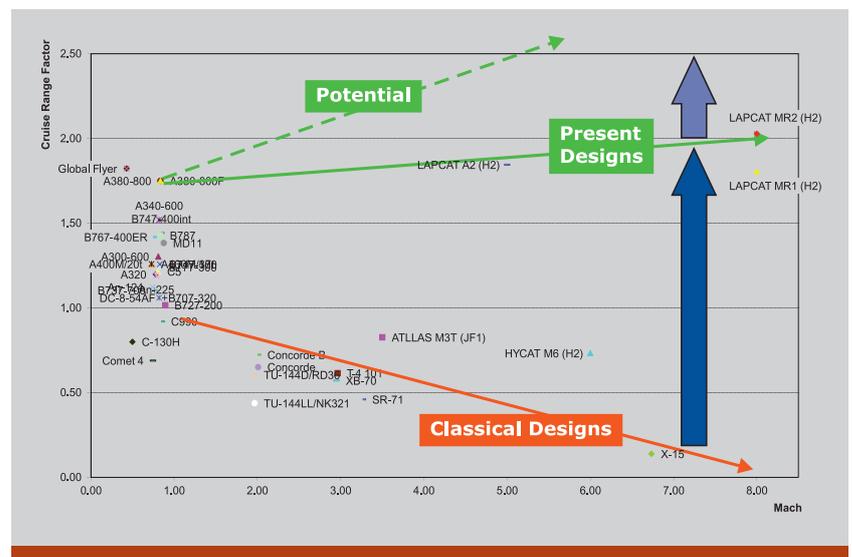
An optimization analysis integrating both the aerodynamics and the propulsion unit on a two-dimensional conceptual design showed a potential cruise efficiency factor  $\eta L/D$  beyond 4 for flight Mach numbers above 3.5 (03). This means that the range is more or less independent of the flight speed and is then only determined by the relative fuel fraction  $W_F/W$  or the structural efficiency. The dashed green line in (04) illustrates the potential of this innovative design meth-

odology whereas the green line indicates what has been achieved as a revolutionary, high speed civil air transportation concepts worked-out along this new approach.

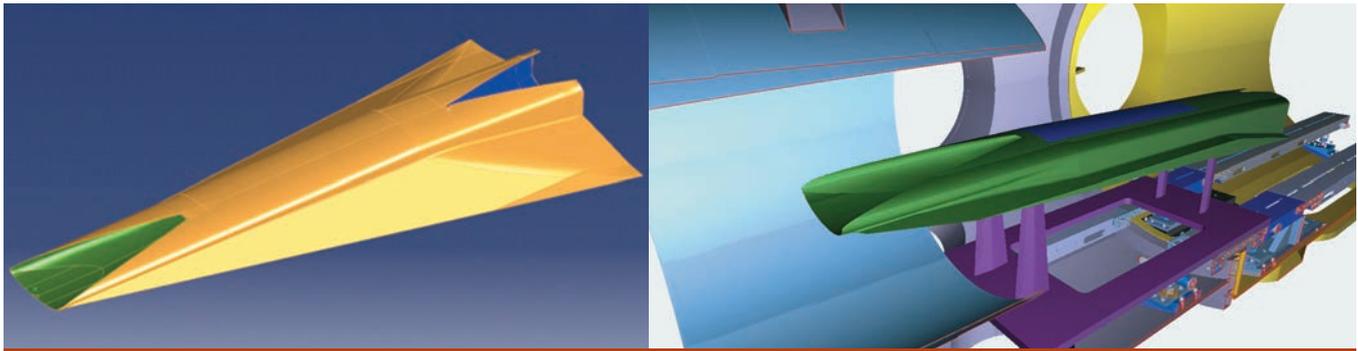
At present, the promised performances can only be demonstrated by numerical simulations or partly experimentally. As high-speed tunnels are intrinsically limited in size or test duration, it is nearly impossible to fit even modest vehicle platform completely into a tunnel (05). Therefore experiments are limited either to the internal propulsive flowpath with combustion but without the presence of high-lifting surfaces, or to complete small-scaled aero-models but without the presence of a combustive propulsion unit. Though numerical simulations are less restrictive in geometrical size, they struggle however with accumulated uncertainties in their modelling of turbulence, chemistry and combustion making complete Nose-to-Tail predictions doubtful without in-flight validation. As a consequence, the obtained technology developments are now limited to a technology readiness level of TRL=4 (components validated in laboratory).



Cruise efficiency as a function of  $A3/A1$  (nozzle/air capture area ratio) for Mach numbers between 3 (blue) to 5 (pink) in steps of  $M=0.5$  [5].



Long-range potential of high-speed vehicles in function of flight Mach number: Red: achievable with classical designs with minimal integration; Green: present designs based upon strongly integrated propulsion-vehicle designs with a potential limit (dashed line).



05

Left: example of a completely integrated vehicle concept with intake (green), nozzle (blue) and fuselage-wings (gold). Right (courtesy of DLR): corresponding internal flowpath model maximized within tunnel without aero-planform (1.5m long).

Performing a test flight will be the only and ultimate proof to demonstrate the technical feasibility of these new promising high-speed concepts versus their potential in range and cruise. This would result into a major breakthrough in high-speed flight and create a new era of conceptual vehicle designs.

### 3. High-speed cruisers

These promising feasibility results as well as the remaining open questions with respect to variable engine cycles, materials, engine-airframe integration, thermal protection etc... justify the need for more in-depth studies and analyses related to these disciplines. The LAPCAT project (Long-Term Advanced Propulsion Concepts and Technologies) has been set up to focus mainly on technologies related to engines and their integration into the airframe [1][5]. Material, structures and thermal protection technologies are addressed within ATLLAS (Aero-Thermodynamic Loads on Lightweight Advanced Structures) [3][6]. Both projects incorporate preliminary designs of supersonic and hypersonic cruisers with flight Mach numbers ranging from Mach 3 to 8. Detailed discussions and related references about the different vehicle concepts including the revisiting of American concepts can be found in [2][3]. Here, only the presently retained European vehicle concepts are highlighted.

A conceptually optimized Mach 3 flight vehicle was configured in ATLLAS which allows countering the known lift drop at high speeds by expanding the engine exhaust over an as wide area as possible. The analysis indicated that venting the exhaust in the lee of the wing and base of the fuselage may enable a supersonic aircraft with cruise efficiency competitive with their subsonic ri-

vals, whilst offering significant potential to reduce sonic boom. A vehicle configuration has been developed featuring a circular fuselage with nose intake and an internal high bypass turbofan (06). Exhaust is ducted to the wing and fuselage bases. The wing has a high aspect ratio for good subsonic performance while drag due to thickness is eliminated by exhausting approximately two thirds of the propulsive stream from the wing trailing edge.

Another design approach maximized rather the thermodynamic engine efficiency by exploiting the liquid hydrogen fuel on board as lowest sink temperature (20K) in the cycle. The hydrogen powered LAPCAT A2 vehicle flying at Mach 5 indicated that a 400 ton, 300 passenger vehicle could achieve antipodal range. The concept is particularly interesting for these mission requirements as a trajectory optimization allowed to fly almost continuously over sea and avoiding sonic boom impact when flying over land.

The proposed aircraft configuration A2 is shown in (03). The vehicle consists of a slender fuselage with a delta wing carrying 4 engine nacelles positioned at roughly mid length. The vehicle is controlled by active fore-planes in pitch, an all moving fin in yaw and ailerons in roll. This configuration is designed to have good supersonic and subsonic lift/drag ratio and acceptable low speed handling qualities for take-off and landing.

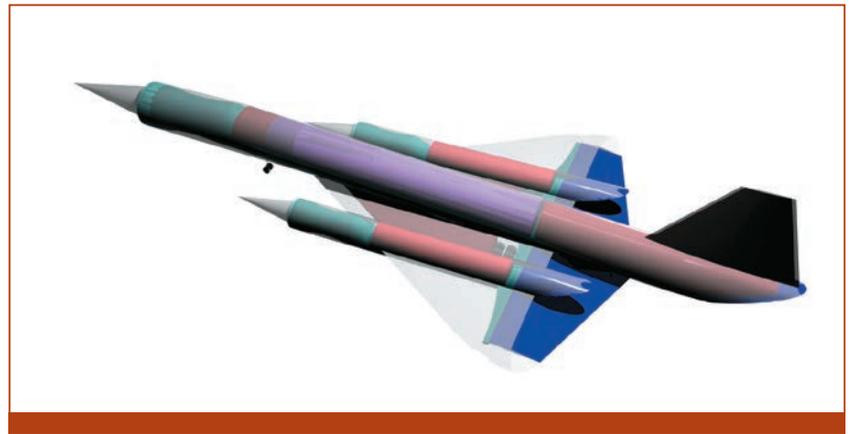
The conceptual designs for a Mach 8 civil transport aircraft within LAPCAT II are all based upon dual mode ramjet to achieve these high cruise speeds. Still, as shown in (08), these preliminary design processes resulted so far in three quite different concepts: a TBCC design from ONERA/ULB/UNIROMA based on the PREPHA re-usable launch vehicle [13][17], an axi-symmetric design from MBDA combining RB- & TBCC [14], and a TBCC based wave-rider

concept from ESA-ESTEC [15][16]. So far, the waverider concept has been put forward for an extensive ground-testing phase. The large database resulting from the ground tests and nose-to-tail computations for the different configurations shall finally result into the definition of a flight configuration. Meanwhile, a feasibility study, called HEXAFLY [18] has been initiated to assess different options of flight testing. The project aims to achieve a first maturation and a proof of concept to experimentally fly-test these radically new conceptual designs accompanied with several breakthrough technologies on board of a high-speed vehicle. This approach would increase drastically the Technology Readiness Level (TRL) up to 6 (System demonstrated in relevant environment).

The emerging technologies and breakthrough methodologies strongly depending on experimental flight testing at high speed can be grouped around the 6 major axes of HEXAFLY:

1. *High-Speed Vehicle Concepts* to assess the overall vehicle performance in terms of cruise-efficiency, range potential, aeropropulsive balance, aero-thermal-structural integration, etc...
2. *High-Speed Aerodynamics* to assess e.g. compressibility effects on transition, aerodynamic vehicle shapes with high L/D, stability, etc...
3. *High-Speed Propulsion* to evaluate the performances of high-speed propulsive devices such as intakes, air-breathing engines (ABE), nozzles (SERN) including phenomena such as high-speed combustion, injection-mixing processes, etc...
4. *High-Temperature Materials and Structures* to flight test under realistic conditions high temperature lightweight materials, active/passive cooling concepts, reusability aspects in terms oxidation, fatigue, etc...
5. *High-Speed Flight Control* requiring real-time testing of GNC (Guidance Navigation Control) in combination with HMS/FDI technologies (Health Monitoring Systems/ Fault Detection and Isolation)
6. *High-Speed Environmental Impact* focusing on reduction techniques for sonic boom and sensitivities of high-altitude emissions of  $H_2O$ ,  $CO_2$ ,  $NO_x$  on the stratosphere.

To mature this experimental flight testing, a scientific mission profile will be defined followed by a proof-of-concept based upon:



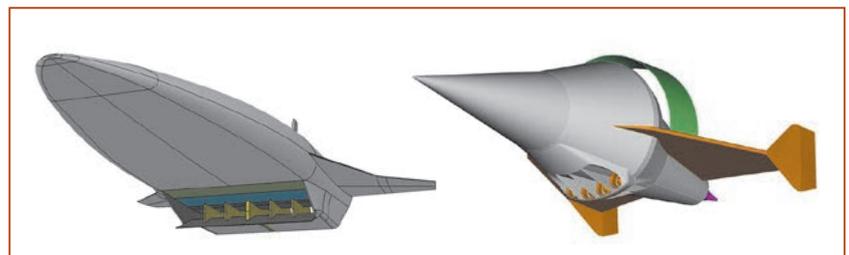
06

M3 Configuration with fuselage and wing skins off (GDL) [12].  
Cyan: air flow path; blue: wing nozzle and thrust surfaces; red: fuel tanks; magenta: cabin.



07

LAPCAT A2 (REL): Mach 5 hydrogen based vehicle (top)  
with precooled turbofan-ramjet Scimitar engine.



08

Layouts of 3 remaining Mach 8 vehicle concepts: PREPHA derived vehicle from ONERA, Univ. of Brussels and Rome (top left), axi-symmetric design from MBDA (top right) and waverider based design from ESA-ESTEC (bottom).

- a preliminary design of a high-speed experimental flight vehicle covering the 6 major axes
- selection and integration of the ground-tested technologies developed within LAP-CAT I & II, ATLLAS I & II, FAST20XX and other national programs
- identification of the most promising flight platform(s)
- allowing to address following items:
- identification of potential technological barriers to be covered in a follow-up project
- assessment of the overall ROM-costs to work the project out in a follow-up project
- the progress and potential of technology development at a higher TRL.

The vehicle design will be the main driver and challenge in this project. The prime objectives of this experimental high-speed cruise vehicle shall aim for

- an integrated conceptual design demonstrating a combined propulsive and aerodynamic efficiency
- a positive aero-propulsive balance at a cruise Mach number of 7 to 8 in a controlled way
- making optimal use of advanced high-temperature materials and/or structures
- an evaluation of the sonic boom impact by deploying dedicated ground measurement equipment.

#### 4. Critical technologies

Apart from providing the characteristics and claimed performances of these vehicles, also the required technologies to achieve these goals are gradually developed including the constraints imposed by the environmental impact. The technologies address specific needs of:

- advanced combined engine cycles able to operate over a wide speed range;
- the characterization of high-temperature light-weight metallic, composite and ceramic materials;
- active and passive cooling systems for internal and external thermally loaded components;
- different storable and cryogenic fuel types;
- multi-disciplinary and multi-physics optimization tools and
- finally the need of experimental campaigns at real flight conditions for validation with respect to high-speed aerodynamics and combustion, designed by

existing European ground test facilities and state-of-the-art multi-dimensional and multi-physics numerical models.

The environmental issues entail not only the emissions of CO<sub>2</sub> or NO<sub>x</sub> but also the effect of contrails, sonic boom and impacts on the stratosphere. Preliminary results indicate the feasibility of achieving fuel consumption and emission rates reaching nearly the same level as conventional aircrafts.

#### 5. Conclusions

Hypersonic technology developments within an European context have been revisited theoretically and on the basis of on-going EC projects LAPCAT and ATLLAS. Both projects are complementary addressing the required technology development allowing for hypersonic aircraft design and manufacturing i.e. aerothermodynamics, combustion, metallic and composite materials, conceptual vehicle design, numerical tool development and validation...

These projects acquire the needed knowledge and technologies for a complete vehicle design and to test and evaluate them experimentally and numerically. The aim is to verify the feasibility of the concept to perform a complete mission including acceleration and cruise. In parallel, the environmental impact in terms of NO<sub>x</sub> generation, ozone depletion, sonic boom... are considered.

Preliminary concepts for Mach 3.5 and M4.5 demonstrated the possibility to cover a distance beyond 10,000km based on kerosene. Switching to hydrogen allows extending this distance provided careful attention is given to the propulsion cycle, the aerodynamics and the propulsion-airframe integration. The particular Scimitar cycle mounted onto the LAPCAT A2 makes an antipodal flight possible at Mach 5 flight speed. Going beyond this speed has shown so far that the integration aspect is of prime importance to achieve this range. A revisited classical design of Lockheed could hardly get a 7,500km range at Mach 6 based on hydrogen even after an intensive MDO-process. Innovative designs paying attention to the multi-disciplinary integration have a potential to get beyond close to a 16,000km range at a Mach 8 flight speed.

The different tools to cross-check or predict the efficiencies of the vehicle, e.g. for propulsion or aerodynamics, are gradually

put in place and verified to either dedicated basic or more applied experiments for these disciplines. In the meantime, advanced materials, cooling techniques and structural architectures are studied to cope with the high heat loads and temperatures encountered on particular spots on the fuselage and the combustion chamber. Finally, the HEXAFLY project initiates now a feasibility study evaluating the complexities involved to experimentally fly-test these radically new conceptual designs accompanied with several breakthrough technologies on board of a high-speed vehicle. If this could be followed up by a flight project, this would increase drastically the Technology Readiness Level (TRL) up to 6 (System demonstrated in relevant environment). • Johan Steelant

### Acknowledgements

The author strongly appreciates the inputs received from all partners involved in the ATLLAS and LAPCAT projects allowing composing this overview work on hypersonic technology developments with EU co-funded projects. The work reported here was a combined effort resulting from the

'Long-Term Advanced Propulsion Concepts and Technologies II' project investigating high-speed transport. LAPCAT II, coordinated by ESA-ESTEC, is supported by the EU within the 7th Framework Programme Theme 7 Transport, Contract no.: ACP7-GA-2008-211485. Further info on LAPCAT II can be found on [http://www.esa.int/techresources/lapcat\\_II](http://www.esa.int/techresources/lapcat_II), and

'Aero-Thermodynamic Loads on Lightweight Advanced Structures II' project investigating high-speed transport. ATLLAS II, coordinated by ESA-ESTEC, is supported by the EU within the 7th Framework Programme Theme 7 Transport, Contract no.: ACP0-GA-2010-263913. Further info on ATLLAS II can be found on [http://www.esa.int/techresources/atllas\\_II](http://www.esa.int/techresources/atllas_II).

'High-Speed Experimental Fly Vehicles' project investigating the feasibility of flight experiments for civil high-speed transport. HEXAFLY, coordinated by ESA-ESTEC, is supported by the EU within the 7th Framework Programme Theme 7 Transport, Contract no.: ACP0-GA-2012-321495. Further info on HEXAFLY can be found on <http://www.esa.int/techresources/hexafly>.

### References

- [1] Steelant J., 'Sustained Hypersonic Flight in Europe: Technology Drivers for LAPCAT II', 16th Int. Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, October 19-22, 2009, Bremen, Germany, AIAA-2009-7206.
- [2] Steelant J., 'Sustained Hypersonic Flight in Europe: Mid-Term Technology Achievements for LAPCAT II', 17th Int. Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, April 11-14, 2011, San Francisco, USA, AIAA-2011-2243
- [3] Steelant J., 'Achievements obtained on Aero-Thermally Loaded Materials for High-Speed Atmospheric Vehicles within ATLLAS', 16th Int. Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, October 19-22, 2009, Bremen, Germany, AIAA-2009-7225.
- [4] Starke J., Belmont J.-P., Longo J., Novelli Ph., Kordulla W.: 'Some considerations on Suborbital Flight in Europe', AIAA 2008-2525, 15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, Dayton, April 28 – May 1st, 2008
- [5] [http://www.esa.int/techresources/lapcat\\_II](http://www.esa.int/techresources/lapcat_II)
- [6] [http://www.esa.int/techresources/atllas\\_II](http://www.esa.int/techresources/atllas_II)
- [7] <http://www.esa.int/fast20xx>
- [8] N.N., 'Premium Traffic Monitor', IATA, August 2012
- [9] Küchemann D., 'The Aerodynamic Design of Aircraft', Pergamon Press, 1978.
- [10] Anderson J., 'Introduction to Flight', 4th ed. McGraw-Hill, 2000.
- [11] Penner J. E. et al., 'Aviation and the Global Atmosphere – A special report of IPCC Working Groups I and III', Cambridge University Press, 1999.
- [12] Cain T., Zanchetta M. and Walton C., 'Aerodynamic Design of the ATLLAS Mach 3 Transport', CEAS 2009 European Air and Space Conference, Manchester, UK, 2009.
- [13] Serre L., Defoort S., 'LAPCAT-II: towards a Mach 8 civil aircraft concept, using advanced Rocket/Dual-mode ramjet propulsion system', 16th Int. Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, Oct. 19-22, 2009, Bremen, Germany, AIAA-2009-7328
- [14] Falempin F., Bouchez M., Perrillat V., 'LAPCAT 2 – Axisymmetric Concept for a Mach 8 Cruiser – Preliminary Design

and Performance Assessment', 16th Int. Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, Oct. 19-22, 2009, Bremen, Germany, AIAA-2009-7437.

[15] Murray N. and Steelant, J., 'Methodologies involved in the Design of LAPCAT-MR1: a Hypersonic Cruise Passenger Vehicle', 16th Int. Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, Oct. 19-22, 2009, Bremen, Germany, AIAA-2009-7399.

[16] Murray N., Steelant J. and Mack A. 'Design Evolution for Highly Integrated Hy-

personic Vehicles', Space Propulsion 2010, San Sebastian, Spain, 3-6 May 2010

[17] Defoort S., Ferrier M., Pastre J.L., Duveau P., Serre L., Scherrer D., Paridaens C., Hendrick P., Ingenito A., Bruno C., 'LAPCAT II : conceptual design of a Mach 8 TBCC civil aircraft, enforced by full Navier-Stokes 3D nose-to-tail computation', 17th AIAA Int. Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, April 11-14, 2011, San Francisco, USA, AIAA-2011-2137.

[18] <http://www.esa.int/techresources/hexafly>

#### THE AUTHOR



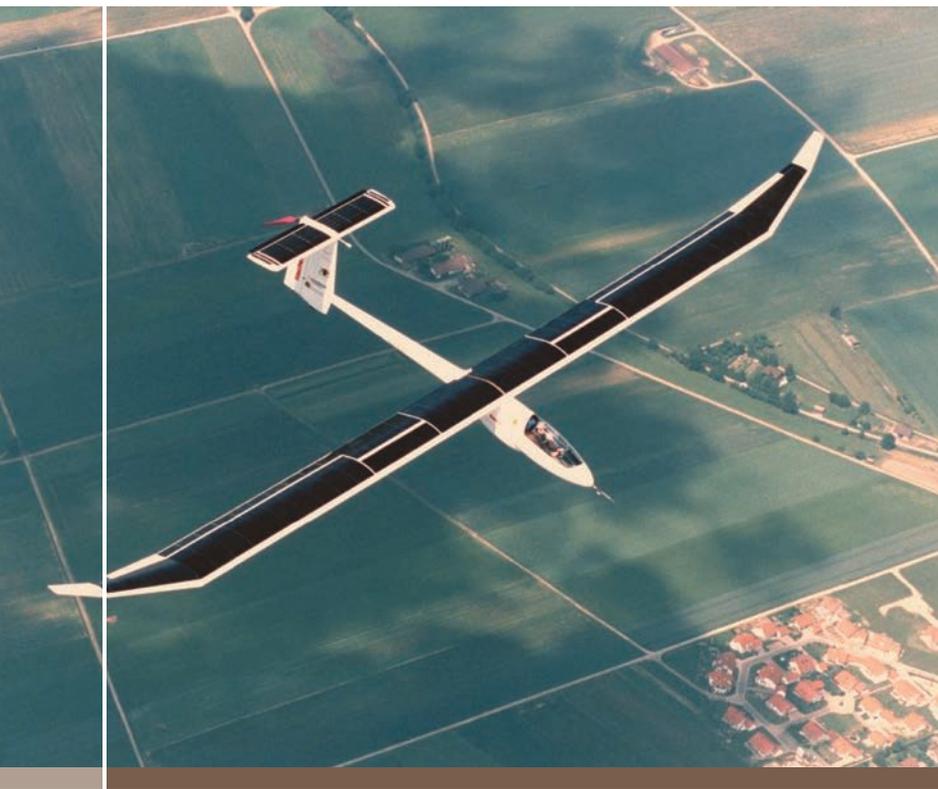
#### DR IR JOHAN STEELANT

*Senior Fluid Dynamics Engineer, active in the Section of Aerothermodynamics and Propulsion Analysis at the technology Center ESTEC of the European Space Agency. Johan Steelant graduated in 1989 from the University of Ghent, Belgium as a mechanical engineer and in 1990 from the University of Brussels as an aerospace engineer. He got his PhD at the Department of Flow, Heat and Combustion at the University of Ghent, Belgium, in the field of transition modelling in aero-engines. Since 1998, he's active at the European Space Research and Technology Centre ESTEC at Noordwijk, the Netherlands. His main interests are numerical simulations of multi-physical phenomena related to conventional and advanced launcher and spacecraft propulsion units. This comprises both solid and liquid propulsion systems, as well as ram-based airbreathing engines. Presently he's coordinating the EC co-funded projects ATLAS, LAPCAT and HEXAFLY. He's also teaching at the University of Leuven (Belgium) on Spacecraft Technology and Space Environment.*

#### Contact

Aerothermodynamics and Propulsion Analysis Section (TEC-MPA)  
 ESTEC-ESA, Keplerlaan 1, P.O. Box 299, 220 AG Noordwijk, The Netherlands  
 Tel. +31/71/565-5552, Fax +31/71/565-5421  
 E-Mail: [Johan.Steelant@esa.int](mailto:Johan.Steelant@esa.int)

# Neuartige Flugzeugkonzepte für die Energie- und Umwelt- szenarien der Zukunft



Innerhalb der letzten 100 Jahre haben sich der Verkehr und der Transport mit Luftfahrzeugen rasant entwickelt. Die ursprünglichen Anforderungen an die Transportflugzeuge beschränkten sich bislang auf die Weiterentwicklung der klassischen Flugleistungen wie Transportkapazität, Reichweite und Reisegeschwindigkeit bzw. Reise-Mach-Zahl. Im Laufe der Zeit wurde die Transportkapazität ständig vergrößert, da größere Flugzeuge generell wirtschaftlicher betrieben werden können. Dies gipfelte in der Entwicklung des Großraumflugzeuges A380 von Airbus mit einem Transportvermögen von über 500 Passagieren. Nicht nur

die Kapazität der einzelnen Luftfahrzeuge, sondern auch die Anzahl der Flugzeuge hat sich gewaltig erhöht, so dass heutzutage über 18.000 Transportflugzeuge weltweit betrieben werden. Ein stetiges Wachstum um circa fünf Prozent pro Jahr in den letzten Jahren sowie die fortschreitende Globalisierung lassen erwarten, dass dieses Wachstum sich wohl gleichermaßen fortsetzen wird.

## 1. EINLEITUNG

Diese Entwicklung ist zwangsläufig verbunden mit einer entsprechenden Steigerung des Treibstoffverbrauches (O1) sowie einer Zunahme der Umweltbelastung und erzeugt damit einen nicht mehr zu vernachlässigenden Beitrag des Luftverkehrs am Klimawandel.

Abgesehen davon erfolgte innerhalb der letzten zehn Jahre eine Vervierfachung des Treibstoffpreises und ein Ende der Verfügbarkeit der fossilen Brennstoffe zeichnet sich langfristig ab. Um diesen Herausforderungen zu begegnen hat sich in Europa die im Jahr 2000 gegründete ACARE-Group (Advisory Council for Aeronautics Research in Europe) [1] zur Aufgabe gesetzt, für die zukünftige Luftfahrt-Forschung strategische Empfehlungen und Ziele zu formulieren. Die Ziele für die Verringerung der Umweltbelastung bis 2020 lauten:

- Reduktion des Treibstoffverbrauches und der CO<sub>2</sub> Emissionen um 50 Prozent;
- Reduktion der NO<sub>x</sub> Emissionen um 80 Prozent;
- Reduktion des Außenlärms um 50 Prozent.

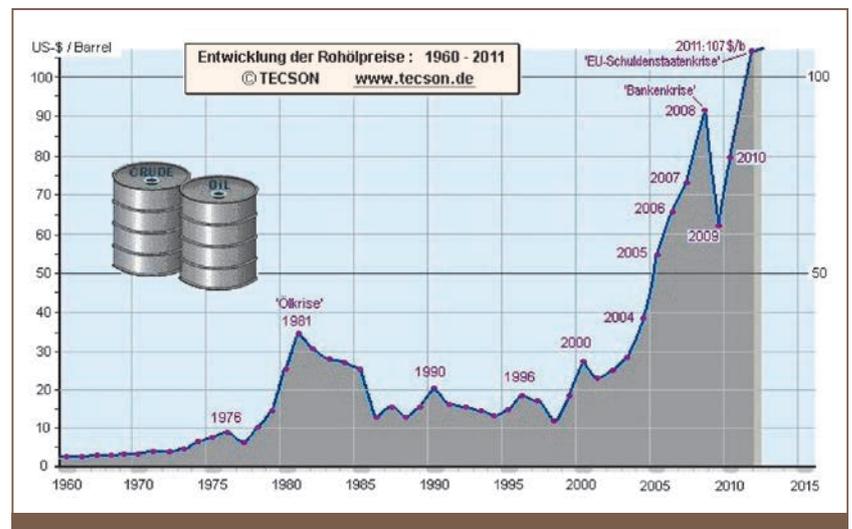
Die Ziele sollen erreicht werden bei gleichzeitiger Steigerung der Sicherheit durch Reduzierung der Unfallrate um 80 Prozent unter Erhalt der Gesamtsystem-Effizienz und Qualität.

Diese Vorgaben beeinflussten maßgeblich sowohl das nationale deutsche Luftfahrtforschungsprogramm (LUFO I-IV) sowie auch die europäischen Verbundprogramme innerhalb der Forschungsrahmenprogramme 5 und 6 der Europäischen Union (FP 5 und FP 6). Im Folgenden sollen einige der neuartigen Konfigurationen vorgestellt werden, die geeignet sind, diese Ziele zu erreichen.

Auch innerhalb der sogenannten Allgemeinen Luftfahrt (General Aviation, GA), die den gesamten Individual- und Geschäftsreiseflugverkehr repräsentiert, zeichnet sich ein Paradigmen-Wechsel ab. Weltweit existieren nach Schätzungen der General Aviation Manufacturer Association (GAMA) ca. 320.000 Flugzeuge der Allgemeinen Luftfahrt. Dazu zählen Segelflugzeuge, Motorsegler, Ultraleicht- und Geschäftsreiseflugzeuge bis hin zu privaten Business-Jets. Diese Zahl stagnierte weitgehend in den letzten Jahren. In Deutschland beispielsweise wuchs die Anzahl der GA-Flugzeuge innerhalb der letzten zehn

## ZUSAMMENFASSUNG

Die Anforderungen bezüglich einer größeren Leistungsfähigkeit bei gleichzeitiger Steigerung der Effektivität sind in der allgemeinen Luftfahrt und insbesondere im Lufttransportwesen weltweit rasant gewachsen. Dabei kommen der Energieeffizienz und der Umweltverträglichkeit besondere Bedeutung zu. Einige der in mehreren europäischen Programmen entwickelten Konzept-Studien zur Erreichung dieser Ziele werden in diesem Beitrag vorgestellt. Vor allem im Bereich der Leichtflugzeuge können dabei in Zukunft neuartige Konzepte mit elektrischen oder hybriden Antrieben stärkeres Gewicht erhalten. Das Institut für Flugzeugbau der Universität Stuttgart hat hier mit den erfolgreichen Entwicklungen von *icaré* und *E-Genius* bereits Maßstäbe gesetzt.



Ölpreisentwicklung seit 1960.

Jahre nur um ca. fünf Prozent. Ein vergleichbarer Zuwachs im Individualluftverkehr in ähnlicher Größenordnung wie im Lufttransportwesen ist deshalb bei weitem nicht zu erwarten. Vor allem die Forderungen nach leiseren und wirtschaftlicheren Flugzeugen, verbunden mit leichterer Bedienbarkeit und erhöhter Sicherheit sind die Herausforderungen für diese Luftfahrtsparte. Im zweiten Teil des Beitrags sollen zukünftige Konfigurationen vorgestellt werden, die sich den Herausforderungen in diesem Bereich stellen. Insbesondere Luftfahrzeuge mit alternativen Antriebskonzepten wie Elektroantrieb bzw. Hybrid-Antrieb sind hier zu nennen.

## 2. NEUARTIGE KONZEPTE FÜR ZUKÜNFTIGE TRANSPORT-FLUGZEUGE

### 2.1 Einleitung

Durch die eingangs erwähnten Ziele und Strategien der ACARE-Group wurde u.a. auch das EU-Verbundvorhaben NACRE

(New Aircraft Concepts Research) [2] angeregt. Das Forschungsvorhaben wurde zwischen 2005 und 2010 bearbeitet. Das Konsortium unter Führung von Airbus bestand aus 36 Partnern aus 13 europäischen Ländern. Forschungsinhalt waren die Untersuchung von neuartigen Flugzeugkonzepten und neuartigen Technologien wie Hochauftriebskonzepte, neuartige Triebwerksintegrationskonzepte

zukünftige Luftfahrzeuge zu setzen. Damit sollten die strengen Umweltforderungen bei gleichzeitiger Verbesserung von Qualität, Sicherheit und Effizienz erfüllt werden. Damit konnte eine Vision für die globale Effizienz und Ökologie des zukünftigen Lufttransportsystems entstehen. Das Institut für Flugzeugbau, Bereich Flugzeugentwurf, war an einem der Teilprojekte des Vorhabens maßgeblich beteiligt [4].



02

Das „Pro Green Aircraft“-Konzept.

sowie innovative Rumpftechnologien, um die ACARE-Ziele zu erreichen. Als Gesamt-Konzepte wurden drei generische Modelle untersucht:

- a) Das „Pro Green Aircraft“-Konzept, das in erster Priorität nach Umweltauforderungen ausgelegt war.
- b) Das „Passenger-Driven Flying Wing“-Konzept. Hierbei handelt es sich um ein extrem großes und komfortables Transportflugzeug, das in der Planung sogar größer als der A 380 ausgelegt war.
- c) Das „Simply Flying Bus“-Konzept. Hier wurde die erste Priorität ausschließlich auf die Kostenfrage gelegt.

Es ging nicht darum, eines dieser Konzepte vor den anderen zu favorisieren, aber es sollten unter spezifischen Vorgaben Lösungen auf einem generischen Komponenten-Level entwickelt und bewertet werden, die dann in zukünftige Konfigurationen einfließen können. Für jedes dieser Flugzeugkonzepte wurden alle Aspekte multidisziplinär untersucht und optimiert wie beispielsweise Aerodynamik, Materialien, Struktur, Triebwerke und Systeme, jeweils mit dem Ziel, neue Standards für

## 2.2 Das „Pro Green Aircraft“-Konzept

Für dieses generische Flugzeugkonzept wurde festgelegt, dass die Umweltforderungen, wie sie in ACARE definiert worden waren, die erste Priorität für den Entwurf einnehmen sollten. Das heißt, dass bewusst Nachteile bezüglich der „klassischen“ Flugleistungen in Kauf genommen wurden, um konsequent den Entwurf hinsichtlich der Umweltfreundlichkeit zu optimieren. Vor allem die Forderungen nach Lärmreduzierung beeinflussten hier die Entwurfsüberlegungen entscheidend. Die ungewöhnliche Anordnung der Triebwerke hinten am Rumpf oberhalb des U-förmigen Leitwerkes dient der Abschattung des Triebwerkslärms nach unten (02). Weiterhin wurde innerhalb eines Teilprojektes die Integration eines sogenannten „Gegenläufigen Open-Rotor-Systems“ untersucht, das ein hohes Potenzial an Treibstoffeinsparung verspricht.

Die Lärmabschattung konnte durch Windkanal-Lärmtests bestätigt werden. Nachteil dieser Triebwerksanordnung ist allerdings die Zulassungsforderung des Nachweises für einen Rotorscheibenbruch.

Auch der Entwurf des Flügels wurde nach strengen Umweltforderungen optimiert. So wurde beispielsweise eine Reduzierung der Reisegeschwindigkeit auf  $Ma=0,76$  akzeptiert, um damit auf die Flügelgeilung verzichten zu können. Ein ungepfeilter Flügel kann bei den herrschenden Re- und Mach-Zahlen als Laminarflügel gestaltet werden und bietet somit ein großes Potenzial an Widerstandsreduzierung. Auch lässt sich Gewicht einsparen bei Einsatz eines ungepfeilten Flügels. Weitere Bestandteile des Teilvorhabens waren schließlich die Optimierung des Pfeilwinkels, der Flügeldicke sowie Design-Studien über Hochauftriebssysteme, die wenig Lärm verursachen. Im Landeanflug ist eine der Hauptlärmquellen das ausgefahrene

Hochauftriebs-Klappensystem. Eine Reduzierung des Widerstandes um circa 38 „Drag Counts“ konnte erzielt werden. Insgesamt konnte nachgewiesen werden, dass dieses Konzept ein großes Potenzial aufweist, die eingangs geforderten Umweltbedingungen bestmöglich zu erfüllen, wenn auch mit dem Nachteil der geringeren Flug-Machzahl bzw. Reisegeschwindigkeit im Vergleich zu existierenden Transportflugzeugen.

### 2.3 Das „Payload Driven Aircraft“-Konzept

Dieses Flugzeugkonzept bezieht sich auf Flugzeuge, die zukünftig noch mehr Nutzlastkapazität zur Verfügung stellen als der heutige A380. Als Basis-Konfiguration wurde die sogenannte VELA-Konfiguration verwendet, die innerhalb eines früheren EU-Projektes erarbeitet wurde (03). Die Erkenntnis, dass bei gleicher Transportkapazität im Reiseflug der Nurflügler die geringste bespülte Oberfläche und somit geringen Widerstand aufweist, ist die Hauptmotivation für solche Konfigurationen. Demgegenüber gilt es viele technische Herausforderungen zu lösen wie beispielsweise die Evakuierung des riesigen Rumpfes im Notfall, der Entwurf eines geeigneten Hochauftriebssystems sowie die Gestaltung der Kabine/Druckkabine für den flachen Rumpfqerschnitt. Diese Teilaufgaben wurden bearbeitet und es konnte dabei die grundsätzliche Machbarkeit des Konzeptes nachgewiesen werden.

### 2.4 Das „Simply Flying Bus“-Konzept

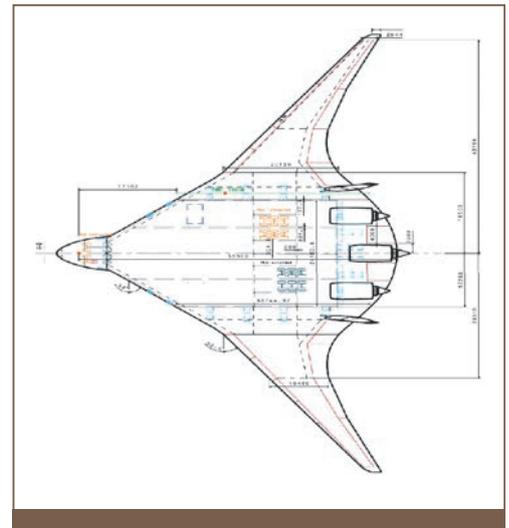
Als dritte generische Variante wurde das „Simply Flying Bus“ Konzept untersucht. Den Hintergrund für dieses Konzept stellt die Tatsache dar, dass es zwar zahlreiche Billigfluggesellschaften gibt, aber keine Transportflugzeuge, die konsequent auf billiges Fliegen hin optimiert sind. Das bedeutet, dass man bei diesem Konzept die Kosten als oberste Priorität für den Entwurf vorsah, durchaus unter Akzeptanz von sonstigen Nachteilen wie geringerer Geschwindigkeit oder weniger Komfort. Die untersuchte Basiskonfiguration hatte ein V-Leitwerk-Design. V-Leitwerke sind bei Verkehrsflugzeugen nicht vorzufinden vor allem aus Zulassungsgründen (Nachweis der Funktionstüchtigkeit bei Ausfall

eines Ruders). Auch wurde die Flügel-Rumpf-Verbindung auf mögliche Vereinfachungen oder Einsparungen in der Struktur hin untersucht. Weitere Themen waren eine vereinfachte und kostensparende Triebwerksaufhängung sowie ein einfacheres Umkehrschubsystem. Es gelang durch verschiedene Ansätze für die Vereinfachung der Rumpfstruktur und des Montagekonzeptes geeignete Sparpotenziale aufzuzeigen.

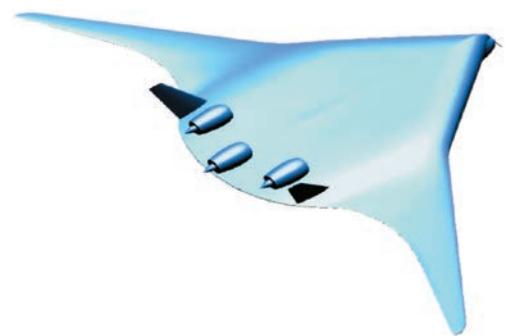
### 2.5 Beitrag des IFB innerhalb NACRE

Den Traum vom sauberen, leisen und billigen Flugzeug Wirklichkeit werden zu lassen, ist auch das Ziel des europäischen Projekts NACRE (New Aircraft Concepts Research). Innerhalb dieses Projektes war das Institut für Flugzeugbau (IFB) maßgeblich an der Entwicklung der sogenannten „Innovative Evaluation Platform“ beteiligt (04). Hierbei handelt es sich um ein verkleinertes generisches Modell einer zukünftigen Flugzeugkonfiguration, das modular aufgebaut und ausgerüstet mit Messeinrichtungen dazu geeignet ist, im Freiflug-Versuch neuartige Konfigurationen hinsichtlich ihrer Flugeigenschaften zu untersuchen. Ebenso sollte diese Messplattform beispielsweise für Lärmmessungen eingesetzt werden. Die gemessenen Daten können dann unter Berücksichtigung der Modellgesetze auf die Groß-Version übertragen werden.

Zusammengefasst konnte durch das Forschungsvorhaben NACRE dargestellt werden, welche Designmerkmale geeignet sind, die zukünftigen hohen Anforderungen bezüglich Umweltschutz, Ökologie und Sicherheit zu erfüllen.



03a



03b

Das „Passenger-Driven Flying Wing“-Konzept.



04

Die „Innovative Evaluation Platform (NACRE IEP)“.

Das muss nicht bedeuten, dass tatsächlich exakt eine dieser untersuchten Konfigurationen als zukünftiges Serienprodukt vollständig verwirklicht werden kann. Aber es wurde deutlich, dass es unkonventioneller Entwürfe bedarf, um die o.g. Anforderungen zu erfüllen. Einzelne Merkmale der untersuchten Technologien werden sicherlich in den Entwurf zukünftiger Transportflugzeuge einfließen.

### 3. NEUARTIGE KONZEPTE FÜR ZUKÜNFTIGE FLUGZEUGE DER ALLGEMEINEN LUFTFAHRT (GENERAL AVIATION, GA)

#### 3.1 Einleitung

Die strategischen Ziele der ACARE Group waren für Transportflugzeuge gedacht. Jedoch müssen sich GA-Flugzeuge ähnlichen Herausforderungen stellen. Im Jahr 2009 verpflichtete sich das International Business Aviation Council zu folgenden Zielen für die Emissions-Reduzierung [4]:

- CO<sub>2</sub> neutrales Wachstum bis 2020;
- Verbesserung der Treibstoffeffizienz um zwei Prozent pro Jahr von 2010 bis 2020;
- Reduktion der gesamten CO<sub>2</sub> Emissionen um 50 Prozent bis 2050 relativ zu 2005.

Außerdem verpflichteten sich die GA-Hersteller bei der International Civil Aviation Organization (ICAO) auf die Etablierung von CO<sub>2</sub> Standards für Neuflugzeuge bis 2013.

Weiterhin arbeitet eine AVGAS-Arbeitsgruppe an der Entwicklung von unverbleitem Flugbenzin als Ersatz für das weltweit gebräuchliche AVGAS 100LL. Diese von den USA getriebenen Ziele beinhalten allerdings keine Lärmvorgaben für die Zukunft. Im Gegensatz zu den USA sind jedoch Lärmreduzierungen ein überlebensnotwendiges Ziel für die GA in Europa. Bezüglich der o.g. Ziele gab es in den letzten Jahrzehnten nur geringfügige Fortschritte innerhalb der GA. Die immer stärkeren Forderungen nach umweltfreundlichen, ökologisch und wirtschaft-

lich zu betreibenden Flugzeugen der Allgemeinen Luftfahrt erfordern neue Technologien und Konzepte um diese Kategorie von Luftfahrzeugen auch in Zukunft betreiben zu können. Dieser Industriezweig hat einen schweren Stand bezüglich der Realisierung von Innovationen. Das liegt u.a. an dem kleinen Markt für Leichtflugzeuge und den damit verbundenen kleinen Stückzahlen. Weiterhin muss ein neu entwickeltes Luftfahrzeug eine aufwändige und kostspielige Musterzulassung entsprechend der jeweils gültigen Bauvorschrift absolvieren. Für die Entwicklung neuer Technologien müssten somit hohe Summen investiert werden, die umgelegt auf die geringen Stückzahlen zu hohen Stückpreisen führen. Die Kunden verhalten sich weitgehend „konservativ“ und setzen bei Neuanschaffungen lieber auf so genannte „bewährte Produkte“. Das hat zur Folge, dass Hersteller das Risiko scheuen, eine Neuentwicklung anzugehen. So gibt es viele Flugzeuge am Markt, die zwar bewährt, aber technisch, wirtschaftlich und vor allem ökologisch völlig veraltet sind. Lediglich aufgrund der Einführung der Faserverbundbauweise für GA Flugzeuge und der damit verbundenen Anwendung von Laminarprofilen für Motorflugzeuge wurden durch die nun möglich gewordene aerodynamischere Gestaltung der Oberflächen Fortschritte beim Luftwiderstand und damit auch Treibstoffeinsparungen erzielt.

Weiterhin wurden durch Einführung moderner GPS basierter Avionik-Systeme, verbunden mit „Bildschirm-Cockpits“, Erleichterungen und damit mehr Sicherheit für die Bedienung der Navigationsinstrumente erzielt. Die Entwicklungen moderner Flugzeugmotoren, die sich an der Technologie moderner Automotoren orientierten, scheiterten bislang meist ebenfalls an den aufwändigen Zulassungsprozeduren und den geringen Stückzahlen im Flugzeugbau. Innerhalb der letzten zehn Jahre wurden einige vielversprechende Diesel-Luftfahrtmotoren auf der Basis von Automobiltechnologie entwickelt (Thielert, Austro-Engine). Diese für den Luftfahrteinsatz prädestinierten Motoren stehen aber erst am Anfang ihres Praxis-einsatzes und leiden noch unter „Kinderkrankheiten“ und niederen zugelassenen Betriebszeiten.

Eine Ausnahme bildet die Klasse der Segelflugzeuge und der Ultraleichtflugzeuge.



05



06

Mit dem Einsatz von Faserverbund-Werkstoffen, neuen Technologien und eines konsequenten Leichtbaus hat dieser Markt mittlerweile eine große Anzahl an modernen und ausgereiften Flugzeugen zu bieten. Dies liegt nicht zuletzt auch an dem vergleichsweise eher moderaten Zulassungsaufwand für diese Kategorien.

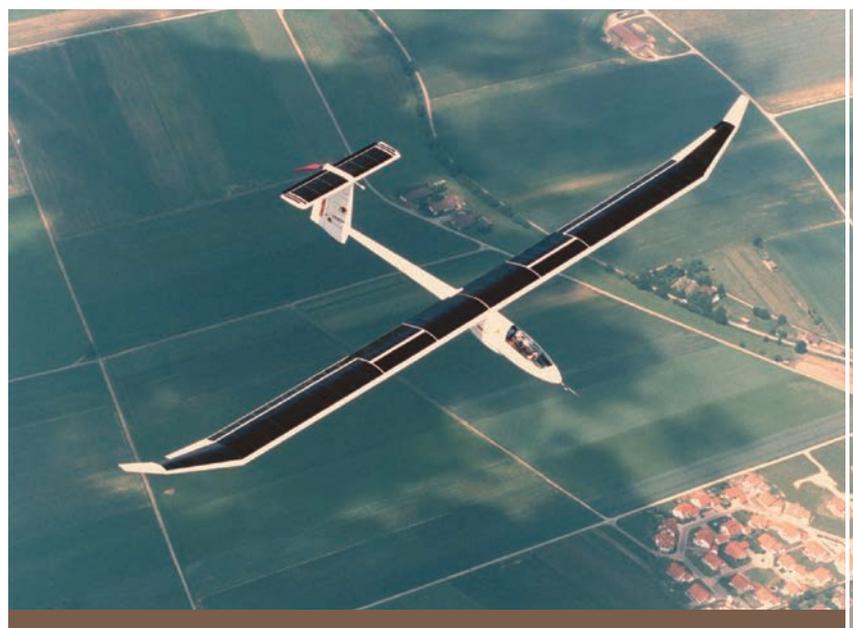
Hier sind vor allem die Forschungseinrichtungen und Hochschulen gefordert, um die benötigten Technologien zu erforschen, da die meist mittelständischen Firmen der Allgemeinen Luftfahrt dies alleine nicht leisten können.

Eine sprunghafte Verbesserung der Umwelteigenschaften sowie der Wirtschaftlichkeit lässt sich bei der GA nur erzielen durch neuartige Konfigurationen verbunden mit alternativen Antriebskonzepten. Dabei zeigen einige Prototypen und Versuchsträger, dass in der Verwendung elektrischer Antriebsysteme, jeweils gut integriert in dafür optimierte Flugzeugkonfigurationen, ein großes Verbesserungspotenzial steckt. Als Energieversorgungssystem kommen dabei Brennstoffzellen, Hochleistungs-Lithium Batterien sowie hybride Systeme zum Einsatz. Das erste zugelassene und in Serienproduktion gefertigte elektrisch betriebene Flugzeug ist die Antares 20E von Lange Aviation GmbH (05), ein Segelflugzeug mit elektrischem Hilfsantrieb mit 42 KW Eingangsleistung. Das Batteriesystem des Antares 20E basiert auf Li-Ionen Zellen von Saft Batteries. Die Energiedichte der Zellen beträgt 136 Wh/kg. Weitere Flugzeugprojekte, die für den Betrieb mit einem elektrischen Antriebssystem ausgestattet wurden, sind die ELEKTRA ONE von PC Aero (06) und die Electra Flyer-X der Electric Aircraft Corporation USA.

Im Folgenden sollen Forschungsarbeiten am Institut für Flugzeugbau vorgestellt werden, die für die Weiterentwicklung des Elektrofluges erfolgversprechend sind.

### 3.2 Neuartige Flugzeug-Konzepte für den Elektroflug

Das Forschungsthema Fliegen mit alternativen Antrieben bzw. elektrischen Antrieben wurde bereits 1994 mit der Entwicklung des Solarflugzeuges icaré am Institut für Flugzeugbau begründet (07). Es konnte damit die Machbarkeit eines alltagstauglichen Solarflugzeuges gezeigt und im Jahr 1996 der damals mit 100.000 DM dotierte Berblinger Preis der Stadt Ulm gewonnen werden.



07

Das Solarflugzeug icaré der Universität Stuttgart.

(05) Elektrosegelflugzeug ANTARES 20 E.

(06) Elektroflugzeug ELEKTRA ONE.

Die Erprobung dieses Flugzeuges in den folgenden Jahren zeigte ein großes Potenzial auch für zukünftige Elektro-Flugzeuge. Bedingt durch die geringe verfügbare Leistung und die eingeschränkte Verfügbarkeit von Solarenergie entstand 2006 der Entwurf für ein zweiseitiges Brennstoffzellen-Reiseflugzeug, Hydrogenius. Das Ziel war ein zukunftsweisendes, umweltfreundliches und wirtschaftliches Reiseflugzeug zu schaffen. Mit diesem Projektentwurf konnte wiederholt der Berblingerpreis gewonnen werden. Da die vorgesehene Brennstoffzelle vom Hersteller für Luftfahrtanwendungen jedoch nicht zur Verfügung gestellt werden konnte, wurde das Projekt mit Lithium-Ionen Batterien als Energieversorgungssystem realisiert und konsequenter Weise in e-Genius umbenannt [5].

Flugzeug speziell für den Elektroflug entwickelt und optimiert wurde. Nur dadurch ist es möglich, die Vorteile des Elektroantriebes zu nutzen und den Nachteilen mit entsprechenden konstruktiven Maßnahmen zu begegnen. Entwurfsstudien, die im Rahmen des Projektes durchgeführt wurden, haben gezeigt, dass die Umrüstung einer konventionellen Flugzeugkonfiguration auf Elektroantrieb eine etwa 15 bis 20 Prozent schlechtere Energieeffizienz aufweist als das Konzept e-Genius. E-Genius repräsentiert somit einen kompromisslosen Ansatz, umweltfreundliches und wirtschaftliches Fliegen mit dem heutigen Stand der Technologie zu realisieren. Die Erprobung von e-Genius bestätigte das Konzept und liefert wichtige Erkenntnisse für angedachte zukünftige Serienprodukte. Ein wesentlicher Aspekt hierbei ist es auch, mögliche Unzulänglichkeiten und Schwächen zu ermitteln, um diese bei zukünftigen Serienprodukten vermeiden zu können. Ein weiterer wichtiger Beitrag besteht in der Erarbeitung der Zulassungsgrundlagen und der Durchführung exemplarischer Zulassungen dieser neuartigen Fluggeräte gemeinsam mit den Luftfahrtbehörden.

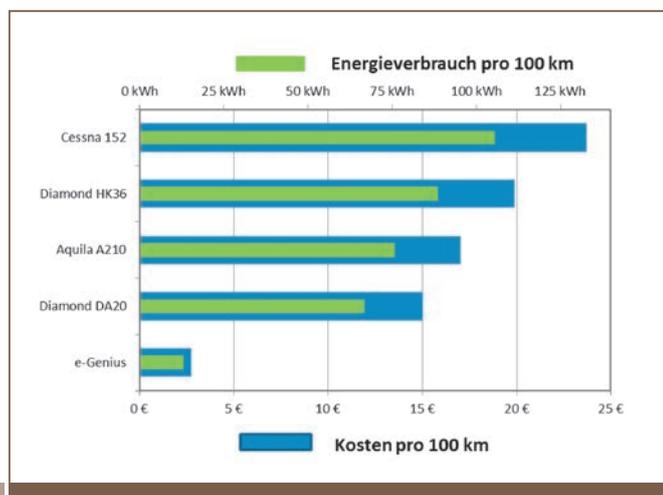
Besonders hervorzuheben sind die geringen Energiekosten für die in Batterien gespeicherte Energie. Bei einem angenommenen Strompreis von 0,22 Euro/kWh ergibt sich für eine „Tankfüllung“ des e-Genius (bei 100prozentiger Entladung der Batterien) eine Summe von 12,32 Euro. Damit kann e-Genius bis zu vier Stunden und ca. 500 Kilometer weit fliegen. Das entspricht 2,45 Euro pro Stunde Energiekosten (09). Sehr eindrucksvoll zeigt sich die Wirtschaftlich-



08

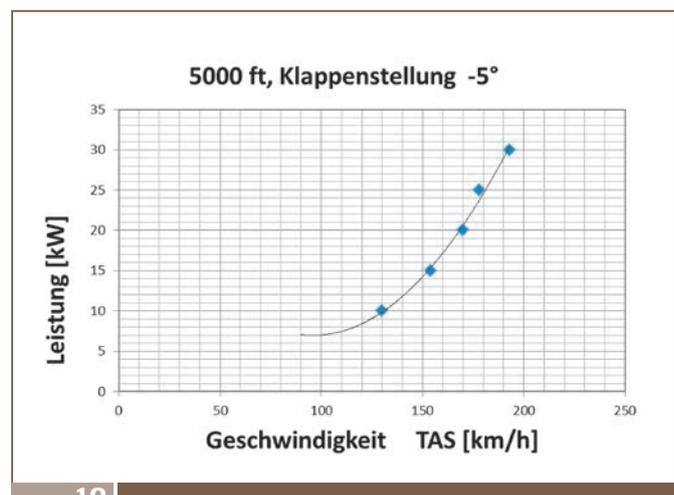
Das Elektroflugzeug e-Genius der Universität Stuttgart.

Die wesentliche Bedeutung von e-Genius (08) besteht darin, dass nicht ein vorhandenes Flugzeug auf Elektroantrieb umgerüstet wurde, sondern vielmehr das



09

Energieverbrauch und Kosten von zweiseitigen Reiseflugzeugen.

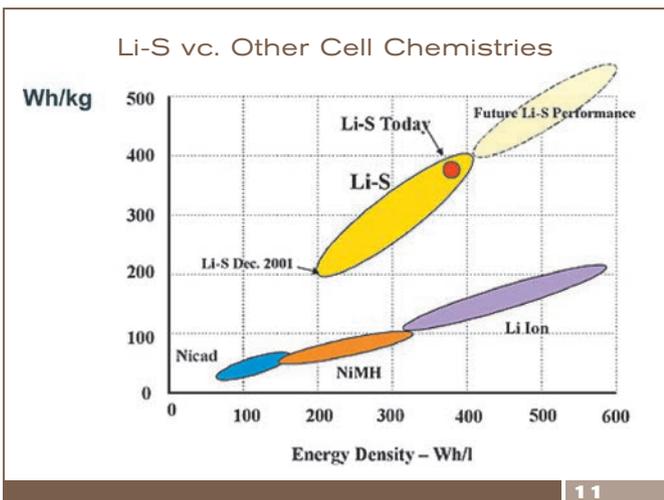


10

Flugleistungen e-Genius.

keit von e-Genius, wenn man den auf die Strecke und die Zahl der Passagiere bezogenen Energieverbrauch betrachtet: Es ergibt ein Energieäquivalent von ca. 0,6 Liter Treibstoff pro 100 Kilometer und pro Passagier bei einer Reisegeschwindigkeit von 170 km/h. Der Energieverbrauch liegt somit um ca. 80 Prozent geringer als bei einem konventionellen Reiseflugzeug (10). In der drastischen Energieeinsparung liegt der wesentliche Nutzen des Elektrofluges. Die Umweltfreundlichkeit und der geringe Lärm kommen als willkommene Zugabe hinzu. Die Leistungsfähigkeit von e-Genius konnte unter Wettbewerbsbedingungen eindrucksvoll nachgewiesen werden durch den Gewinn des Lindbergh Electric Aircraft Prize 2011 und den 2. Platz im NASA/CAFE Green Flight Challenge 2011 in Santa Rosa, Kalifornien.

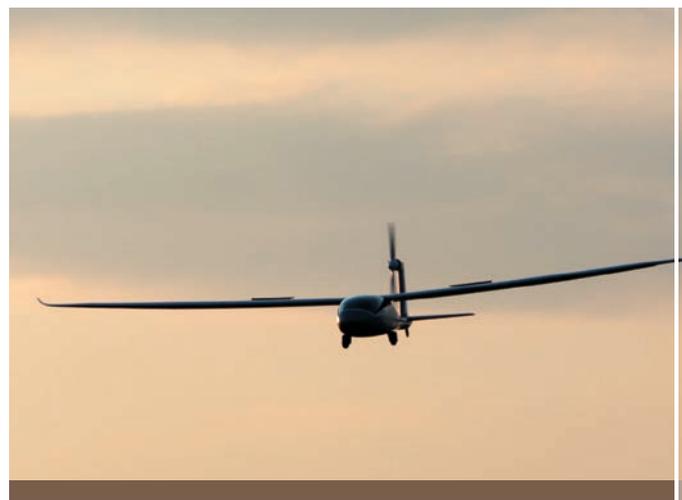
(Sulfur-Batterien) innerhalb der nächsten Dekade erscheint realistisch. Dem Nachteil der geringen Reichweite bei hohen Reisegeschwindigkeiten lässt sich mittelfristig wie auch bei den Automobilen durch Hybrid-Lösungen begegnen. Bei einem mit seriellem Hybrid-Antrieb ausgestatteten Flugzeug lässt sich der Primär-Elektroantrieb wahlweise durch einen Verbrennungsmotor mit nachgeschaltetem Generator betreiben. Damit könnten der Start und die Landung auf lärmsensiblen Flugplätzen und der Steigflug auf Reishöhe leise und umweltfreundlich mittels Batterie erfolgen. Im Reiseflug übernimmt der Hybrid-Antrieb die Energieversorgung. Vor allem im Bereich der sogenannten Sportfliegerei lässt sich das rein elektrische, umweltfreundliche, wirtschaftliche Fliegen gut verwirklichen. Die Flugstatistiken



Spezifische Dichte verschiedener Batterie-Systeme.

### 3.3 Fazit

Somit stellt e-Genius einen Vorläufer für eine zukünftige Generation von elektrisch getriebenen, umweltfreundlichen und ökologischen Serienflugzeugen dar. Nachteil der heutigen Elektroflugzeuge ist vor allem die noch niedrige Energiedichte der eingesetzten Batterien. Für e-Genius kamen Lithium-Ionen Batterien mit einer spezifischen Energie von 220 Wh/kg (bezogen auf die Einzelzelle) zur Anwendung. Flugbenzin hat im Vergleich dazu eine Energiedichte von ca. 12.000 Wh/kg. Der vorausgesagte Gradient der Batterieverbesserungen ist jedoch sehr hoch, getrieben durch die Entwicklung der Elektroautomobile (11). Eine Steigerung der Energiedichte auf 400 bis 600 Wh/kg (Lithium-



Zukunftsvisionen für den Elektroflug.

### Hochleistungsflugzeug Hydrogenius / e-Genius (180 km/h Reisegeschwindigkeit)

#### Heute

- 220 Wh/kg Energiedichte (Li-Io-Batterien)
- 200 kg Brennstoffzellensystem

#### Ausblick 2015

- 360 Wh/kg Energiedichte (Li-S-Batterien)
- 140 kg Brennstoffzellensystem

	2010	2015
Batteriesystem	400 km	700 km
Brennstoffzellensystem	700 km	800 km
Hybridsystem	>1200 km	>1500 km

## DER AUTOR

PROF. DIPL.-ING.  
RUDOLF VOIT-NITSCHMANN



wurde 1950 in Eisenach geboren. Nach dem Studium der Luft- und Raumfahrttechnik an der Universität Stuttgart bekleidete er verschiedene leitende Positionen in der Luftfahrtindustrie. Während seiner langjährigen Industriekarriere arbeitete er in der Entwicklung von Leichtflugzeugen (Speed Canard, Eurotrainer, Solarflugzeug *icaré*, Elektroflugzeug *e-Genius*) und komplexen Transportflugzeugen wie beispielsweise Dornier 328 und A 600 ST Beluga. Zuletzt war er als Hauptabteilungsleiter Strukturentwicklung bei der Dornier Luftfahrt GmbH in Friedrichshafen und Oberpfaffenhofen tätig. Der Ruf auf die Professur am Institut für Flugzeugbau der Universität Stuttgart erfolgte 1994. Sein Hauptinteresse in der Forschung liegt auf den Gebieten Entwurf von Flugzeugen, insbesondere Entwurf von unkonventionellen Konfigurationen und Elektroflugzeugen. Weiterhin ist er unternehmerisch aktiv als Gründer und Geschäftsführer der Steinbeis Flugzeug- und Leichtbau GmbH, Stuttgart ([www.SFL-GmbH.de](http://www.SFL-GmbH.de)), die Dienstleistungen für die Luftfahrtindustrie anbietet.

**Kontakt**

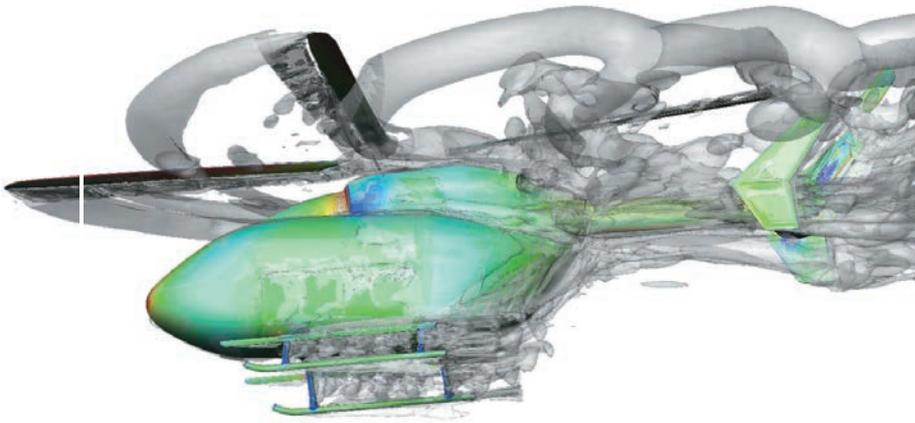
Universität Stuttgart, Institut für Flugzeugbau  
Pfaffenwaldring 31  
D-70550 Stuttgart  
Tel. +49 (0) 711/685-62770  
Fax +49 (0) 711/685-62065  
E-Mail: [rvn@ifb.uni-stuttgart.de](mailto:rvn@ifb.uni-stuttgart.de)  
Internet: [www.ifb.uni-stuttgart.de](http://www.ifb.uni-stuttgart.de)

zeigen, dass in diesem Flugsegment meist größere Pausen zwischen den einzelnen Flügen liegen und diese Flugzeuge vermehrt am Wochenende betrieben werden. Dadurch ist es möglich, beispielsweise mit Solardächern auf den Flugzeughangars die Batterien in den Zwischenzeiten wieder aufzuladen und somit das Fliegen mit rein regenerativen Energien zumindest im Freizeitbereich zu 100 Prozent zu erzielen (12). Nicht nur für die G.A., auch für Drohnen und Hochfliegende Plattformen, die zukünftig zumindest teilweise Aufgaben erfüllen sollen, die heutzutage mit Hilfe von kostspieligen Satelliten im Welt- raum erledigt werden (Beobachtungsaufgaben, Telekommunikation u.ä.), wird die erforschte Technologie des Elektrofluges große kommerzielle Bedeutung erlangen.

**4. LITERATUR**

- [1] ACARE Group, *meeting society's needs and winning global leadership*, 2001
- [2] NACRE, *2 nd Workshop, New Aircraft Concepts*, University of Greenwich, July 2008
- [3] P. Schmollgruber, J.-L. Gobert, Z. Goraj, H.W. Jentik, A.Näs, R. Voit-Nitschmann, *An innovative evaluation platform for new aircraft concepts*, THE AERONAUTICAL JOURNAL, July 2010, Volume 114 No 1157
- [4] General Aviation Manufacturers Association (GAMA), *General Aviation- Statistical Databook & Outlook 2010*
- [5] R. Voit-Nitschmann, Len Schumann, Steffen Geinitz, *Das Elektroflugzeug e-Genius, Teilnehmer am Berblinger Flugwettbewerb 2011 der Stadt Ulm*, IFB 2011

# Simulation auf Höchstleistungsrechnern in der Luft- und Raumfahrt



Simulation ist neben der Logik und dem Experiment die dritte Säule der Forschung. Sie erlaubt es, Prozesse und Modelle zu untersuchen, die sich dem Experiment entweder ganz entziehen oder die durch das Experiment nur unzureichend oder gar nicht untersucht werden können. Damit wird die Simulation auch zu einer Schlüsseltechnologie für die Luft- und Raumfahrt.

## 1. Einleitung

Simulation baut auf mehreren Säulen auf. Zunächst basiert sie auf mathematischen Modellen und Konzepten, die es erlauben, physikalische Vorgänge so zu modellieren, dass sie einer mathematischen Berechnung überhaupt zugänglich werden. Was nicht mathematisch sauber und stringent formuliert werden kann, kann auch mit dem schnellsten Rechner nicht zu tragfähigen Ergebnissen geführt werden. Der Rechner – und hier insbesondere der Höchstleistungsrechner – ist aber das notwendige Werkzeug, um das Potential der Simulation voll zur Entfaltung zu bringen. Die Leistungssteigerungen der letzten Jahre haben rechnerische Möglichkeiten geschaffen, mit denen man an die dringendsten Probleme der Luft- und Raumfahrt herangehen kann.

In diesem Beitrag werden wir zunächst die Grundlagen der Simulation in der Luft- und Raumfahrt deutlich machen und anschließend anhand zweier Beispiele zeigen, wie die Simulation einen wertvollen Beitrag zur Forschung und Entwicklung leisten kann. So führt uns der Bogen von der Modellierung durch die Mathematik bis zu Anwendungsfällen, die nur durch Simulation gelöst werden können.

## 2. Mathematische Grundlagen der Simulation

Strömungen spielen in der Luft- und Raumfahrt eine zentrale Rolle. So ermöglicht erst die Strömung um die Tragflügel, dass das Flugzeug tatsächlich fliegt. Durch die Bedeutung der Strömungsberechnung in der Entwicklung vieler Geräte des täglichen Lebens, angefangen beim Ventilator

und der Klimatisierung bis hin zur Lärm-entwicklung etwa aus der Umströmung des Autos, könnte man annehmen, dass die Berechnung von Strömungen heute ein Routine-Problem ist. Insofern verwundert es sehr, dass die Strömungsmechanik immer noch zu den Hauptnutzern der Hochleistungsrechner gehört. Dies liegt vor allem daran, dass das Lösungsverhalten hier sehr kompliziert sein kann. Das zentrale mathematische Modell der Strömungsmechanik sind die Navier-Stokes-Gleichungen, welche aus den integralen Erhaltungssätzen für Masse, Impuls und Energie abgeleitet werden. Diese drücken die physikalischen Erhaltungsprinzipien aus, die besagen, dass die Änderung von Masse, Impuls und Energie in einem beliebigen Teilbereich einer Strömung einzig und allein auf den Fluss durch den Rand des Teilbereichs zurückzuführen ist und keine Masse, Impuls und Energie plötzlich entstehen oder verschwinden kann. Stellt man sich als Teilgebiet ein sehr kleines „Testvolumen“ vor, dessen Größe noch gegen Null strebt, dann ergeben sich diese Erhaltungsgleichungen als Differenzialgleichungen in der Form

$$\begin{aligned}\rho_t + \nabla \cdot (\rho v) &= 0, \\ (\rho v)_t + \nabla \cdot ((\rho v) \circ v + pI) &= \frac{1}{\text{Re}} \nabla \cdot \tau + f, \\ (e)_t + \nabla \cdot (v(e + p)) &= \nabla \cdot (\tau v) - \nabla \cdot q + f \cdot v + Q.\end{aligned}$$

Dabei ist  $\rho$ ,  $v$ ,  $p$  und  $e$  die Dichte, die Geschwindigkeit, der Druck bzw. die Gesamtenergie pro Einheitsvolumen. Man hat somit Differenzialgleichungen in der Form von Evolutionsgleichungen für die zugehörige Massen-, Impuls- und Energie-Dichte. Hier bedeutet  $(u)_t$  die Ableitung der Größe  $u$  nach der Zeit, also die zeitliche Änderungsrate und  $\nabla$  die Divergenz des Flusses, was physikalisch einer Quelldichte entspricht. Die Massen-, Impuls-, und Energie-Dichte ändert sich in der Zeit entsprechend der lokalen Quelldichte. Der Druck tritt als eine vierte Größe auf der linken Seite hinzu. Hier kommt die Thermodynamik ins Spiel, welche über die Zustandsgleichung den Druck als Funktion der Erhaltungsgrößen bestimmt. Die rechte Seite der Navier-Stokes-Gleichungen enthält Reibungsterme ( $\tau$  Reibungstensor) und Wärmeleitung ( $q$  Wärmefluss), die äußere Kraft  $f$  und die Wärmequelle  $Q$ . Bei Gasen kann man oft die Reibung ver-

## ZUSAMMENFASSUNG

*Numerische Simulation ist eine der Schlüsseltechnologien im Bereich der Luft- und Raumfahrt. Wo immer Details verbessert werden sollen oder neue Wege beschritten werden sollen, ist die Simulation ein wesentliches Werkzeug für die Ingenieure.*

*Im Vordergrund der Untersuchungen stehen dabei heute Aspekte, die im Kontext der Diskussion über Lebensqualität und Umwelt eine herausragende Rolle spielen. Die Reduktion des Treibstoffverbrauchs gilt dabei als ein wesentlicher Schlüssel zur Reduktion der klimaschädlichen Effekte der zivilen Luftfahrt. Unsere Beispiele zeigen eindrucksvoll, wie viel Verbesserungspotential hier noch besteht und wie es gezielt über numerische Simulation auch realisiert werden kann. Die Frage nach dem Lärm steht ebenso auf der Liste der Probleme, die nur mit Simulation lösbar sein werden. Angesichts zunehmender Proteste in der Bevölkerung gegen Fluglärm ist das Thema hochsensibel. Mit komplexen Simulationen lassen sich diese Probleme zunächst simulieren, optimieren und schließlich zwar nicht gänzlich lösen, aber doch auf ein erträgliches Maß reduzieren. Für die Zukunft zeichnen sich also eine Reihe von Herausforderungen im Fliegen ab, die nur mit den Mitteln der Simulation bewältigt werden können. Das Zusammenspiel von Ingenieuren, Mathematikern und Informatikern wird dafür die Grundlage sein.*

nachlässigen, so dass die Navier-Stokes-Gleichungen hier vereinfacht werden können und auf der rechten Seite eine Null geschrieben wird. Dieses System nennt man auch die Eulergleichungen oder die Gleichungen der Gasdynamik.

Die Navier-Stokes- oder die Euler-Gleichungen sind nichtlineare Differenzialgleichungen, die nur in wenigen einfachen Situationen exakt lösbar sind. Darüber hinaus ist auch die mathematische Struktur dieser Lösungen noch ungeklärt, so dass deren Lösungstheorie als eines der gegenwärtig schwersten Probleme der Mathematik betrachtet wird. Es ist eingereiht in die Liste der Clay-Probleme, für deren Lösung eine Million Dollar ausgeschrieben sind. Eine sehr lesenswerte Übersicht über die Geschichte und die mathematischen Probleme bei den Navier-Stokes-Gleichungen ist der Artikel von Thomas Sonar im Spektrum der Wissenschaften, April 2009. Faszinierend an diesen Gleichungen ist, dass sie höchst unterschiedliche Strömungsphänomene beschreiben. Dies reicht von der Umströmung der Luft beim fahrenden Auto bis hin zur Umströmung eines Düsenjets, Strömungen in globalen Klimamodellen bis hin zu Strömungen bei der Entstehung von Sternen und Galaxien in der Astrophysik. Für alle diese Probleme ist man somit auf eine numerische Lösung dieser Gleichungen mit Hilfe eines Computers angewiesen.

Durch die Bedeutung von Strömungen im gesamten täglichen Leben wurden solche ersten näherungsweise Berechnungen von Strömungen schon gleich nach der

Entwicklung der ersten Rechner ausgeführt. Das kontinuierliche Problem wird hier durch Approximation in ein berechenbares diskretes Problem überführt. Die ersten Verfahren waren Differenzen-Verfahren, bei denen die Ableitungen in den Navier-Stokes-Gleichungen durch Differenzen-Quotienten an einer gewissen Anzahl von Gitter-Punkten ersetzt werden. Die Standard-Verfahren in der numerischen Strömungsmechanik sind heute Finite-Volumen-Verfahren, bei denen das Rechengebiet in eine große Anzahl von kleinen Volumen zerlegt wird. In jeder Gitterzelle werden die integralen Erhaltungsgleichungen näherungsweise gelöst mit der Kopplung zu den benachbarten Gitterzellen über den Massen-, Impuls- und Energiefluss. Alles was aus einer Gitterzelle herausfließt, fließt in die Nachbarzelle hinein. Das durch diese Zerlegung entstehende diskrete Gleichungssystem wird dann auf dem Rechner gelöst. Dabei gibt es aber mehrere Strömungsphänomene, welche die numerische Strömungssimulation besonders schwierig machen: Turbulenz, Grenzschichten und Verdichtungsstöße. Verdichtungsstöße treten in einer Überschallströmung auf und sind lokale starke Änderungen der physikalischen Größen, wie der Knall eines Düsenjets beim Durchbrechen der Schallmauer. Auch bei der schnellen Umströmung eines Körpers treten starke Änderungen in der Grenzschicht auf, wenn sich die Geschwindigkeit des Fluids an die des Körpers anpasst. Diese starken lokalen Änderungen müssen durch kleine Gitterzellen, durch die Güte des numerischen Verfahrens und damit durch eine hohe Rechenkapazität aufgefangen werden.

Das größte Problem stellt jedoch die Turbulenz dar. Bei einer turbulenten Strömung bestimmen Wirbel über mehrere Größenordnungen die Strömung. Die kleinsten auftretenden Skalen werden durch die Größe der Reibung bestimmt, für welche das charakteristische Maß die Reynolds-Zahl ( $Re$ ) ist. Oft können in einer Computer-Simulation eines Strömungsproblems mit geringer Reibung, was einer großen Reynolds-Zahl entspricht, die kleinen Fluktuationen im Strömungsfeld mit der zur Verfügung stehenden Rechnerleistung nicht mehr aufgelöst werden. Hier behilft sich die numerische Strömungsmechanik mit Turbulenzmodellen und geht von der dreidimensionalen und zeitabhängigen

Strömung auf eine statistische Beschreibung über, die durch die Reynolds-gemittelten Gleichungen und einem Turbulenz-Modell berechnet wird. Dabei gibt es eine ganze Reihe von Turbulenz-Modellierungen, die je nach Anwendungsbereich zu mehr oder weniger brauchbaren Ergebnissen in der Praxis führen. Möchte man tatsächlich Details der nichtlinearen Wechselwirkung zwischen den Wirbelelementen auflösen, müssen die Navier-Stokes-Gleichungen mit entsprechend hoher Auflösung direkt gelöst werden. Diese direkte numerische Simulation benötigt zur Erfassung des gesamten räumlichen und zeitlichen Skalenbereichs  $Re^{9/4}$  Gitterpunkte und  $Re^{3/4}$  Zeitschritte. Für technische Probleme mit Reynoldszahlen in der Größe von mehreren Millionen bedeutet dies, dass eine solche direkte numerische Simulation wegen Rechenaufwand und Speicherplatzbedarf nicht durchführbar ist. Grundlagenuntersuchungen in der Turbulenzforschung, wie der Übergang von einer laminaren zu einer turbulenten Strömung mit Untersuchung der Mechanismen der Turbulenz, lassen sich heute auf Hochleistungsrechnern ausführen.

Die energiereichsten Wirbelelemente sind von der Größenordnung des Strömungsproblems. Diese Grobstruktur der turbulenten Strömung ist annähernd unabhängig von der Reynoldszahl. Unter dieser Annahme ist es möglich, diese durch eine direkte Lösung der Navier-Stokes-Gleichungen zu berechnen und nur für die vom numerischen Verfahren nicht aufgelösten Bereiche sogenannte Feinstruktur-Turbulenzmodelle einzuführen. Diese Grobstruktursimulation (LES = Large Eddy Simulation) findet zunehmend auch für technische Strömungen im industriellen Einsatz Anwendung. Für komplexe Strömungen führt dies aber oft zu numerischen Modellen, für deren Lösung eine Rechnerleistung erforderlich ist, wie sie von herkömmlichen Standardrechnern nicht bereitgestellt werden kann.

### 3. Höchstleistungsrechnen

Höchstleistungsrechner sind die schnellsten weltweit verfügbaren Rechner. Ihre Leistung geht weit über alles hinaus, was auf PCs derzeit an Rechenleistung verfügbar ist. Jährlich zweimal wird eine Liste dieser schnellsten Systeme unter [www.top500.org](http://www.top500.org) veröffentlicht. An der Spitze dieser Liste

finden sich vor allem Rechner in den USA, Japan, China und Europa. Es sind diese Länder, für die das Höchstleistungsrechnen eine strategische Rolle spielt, sei es im militärischen Bereich oder in den zivilen Bereichen der Grundlagenforschung und der Anwendungsforschung.

Gemessen wird die Leistung von Höchstleistungsrechnern nach der Anzahl der Operationen, die ein System pro Sekunde ausführen kann. Derzeit erreichen Höchstleistungsrechner eine Leistung die im Bereich von  $10^{15}$  Operationen pro Sekunde liegt – Wissenschaftler bezeichnen dies als ein Petaflop. Bis zum Jahr 2020 wird eine Leistungssteigerung um einen Faktor 1000 erwartet, sodass dann  $10^{18}$  Operationen pro Sekunde möglich sein sollen – man spricht von einem Exaflop.

Die Leistungssteigerung von Höchstleistungsrechnern war lange Zeit ein Ergebnis der Miniaturisierung der Schaltelemente. Je kleiner die Schaltelemente waren umso schneller konnte man Prozessoren takten. Über mehrere Jahrzehnte ergab sich so eine Verdopplung der Leistung etwa alle 18 Monate – man sprach vom Mooreschen Gesetz, benannt nach jenem amerikanischen Wissenschaftler, der diese zeitliche Entwicklung als erster untersucht und veröffentlicht hatte.

Seit einiger Zeit werden Prozessoren aber nicht mehr schneller. Die weiter voranschreitende Miniaturisierung setzt sich zwar fort, aber der Energiebedarf für höhere Prozessorgeschwindigkeiten ist so hoch, dass die Prozessoren nicht mehr gekühlt werden könnten. Der Ausweg heißt Parallelisierung. Schon in herkömmlichen PCs sind heute zwei bis vier Kerne im Einsatz. Die Grundidee ist einfach: Wenn meine Schaltelemente kleiner werden, aber eine höhere Taktfrequenz den Prozessor zu heiß werden lässt, dann baue ich eben mehrere Kopien eines Prozessors auf einen Chip. Im Ergebnis führt das dazu, dass moderne Höchstleistungsrechner in der Zwischenzeit mit bis zu einer Million Prozessorkernen arbeiten.

Die Nutzung einer so großen Zahl an Prozessorkernen stellt eine besondere Herausforderung dar, vergleichbar mit dem Management eines Projekts mit einer Million Mitarbeitern. Die größten Probleme dabei sind die folgenden:

1. Wie kann ich meine numerische Methode in sehr viele kleine Teilprobleme zerlegen? Nicht für alle numerischen Methoden ist das möglich und für die allermeisten Me-

thoden ist es schwierig. Trotzdem muss ich erreichen, dass jeder Prozessor eine Aufgabe hat.

2. Wie kann ich erreichen, dass alle Teilaufgaben möglichst den gleichen Rechenaufwand haben? Nur wenn ich das erreiche, stelle ich sicher, dass nicht der gesamte Rechner auf die Lösung einer einzelnen Teilaufgabe warten muss (stellen sie sich eine Million Kollegen vor, die darauf warten, dass Sie endlich ihre Arbeit gemacht haben). Man spricht hier von Lastbalancierung.

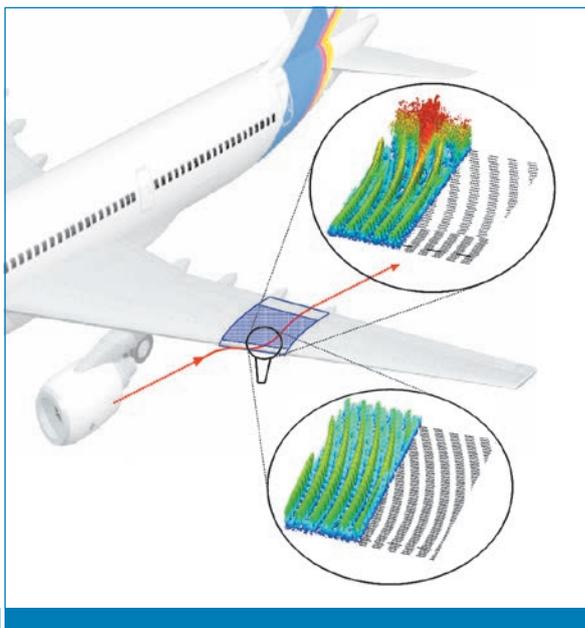
3. Wenn ich mein Problem in Teilprobleme zerlegt habe, müssen diese miteinander kommunizieren, um zur Gesamtlösung zu kommen. Die Kommunikation verbraucht Zeit und Energie. Ich muss sie also so kurz wie möglich gestalten, muss aber gleichzeitig genug kommunizieren, um die korrekte Gesamtlösung zu erreichen.

Nur wenn diese drei Probleme gelöst werden können, ist es möglich eine Simulation mit Erfolg durchzuführen. Dabei treten jedoch weitere Schwierigkeiten auf. Benutzt man eine Million Prozessorkerne und teilt jedem Kern seine Aufgabe zu, so bleibt es nicht aus, dass Fehler passieren. Diese Fehler zu finden ist eine Herausforderung für sich. Während man bei einer kleinen Menge von Prozessen durch graphische Darstellung relativ rasch erkennen kann, wo sich potentielle Fehlerquellen befinden, ist das bei einer Million Prozessen graphisch nicht mehr möglich. Die Fehlersuche muss automatisiert werden. Sie muss Konzepte verfolgen, bei der Fehler zunächst grob erfasst werden können und der Benutzer anschließend interaktiv die Fehlerquelle eingrenzt und schließlich lokalisiert.

Höchstleistungsrechner zeichnen sich nicht nur durch hohe Rechengeschwindigkeit aus. Um die großen Herausforderungen der Simulation zu lösen, müssen sie auch über einen großen Hauptspeicher verfügen. Nur so können sehr komplexe Fragestellungen rechnerisch behandelt werden.

#### 4. Ökoeffiziente Strömungskontrolle in der Aerodynamik

Nachdem in den letzten zwei Jahrzehnten die physikalischen Mechanismen in reibungsbehafteten Strömungen nicht zuletzt durch immer detailliertere numerische Simulationen besser verstanden werden konnten, wird heute angestrebt, eine effektive Kontrolle von Strömungen in die Pra-



Formative Suction mit Anregung gutartiger (unten) und schädlicher Wirbel (oben).

xis umzusetzen. Gezielte Strömungskontrolle mit passiven oder aktiven Aktuatoren verfolgt zum einen das Ziel, eine bewährte Strömungsbeeinflussung schneller oder effizienter zu gestalten: So können z.B. Steuerklappen am Flugzeug durch Strahlaktuatoren ersetzt werden. Zum anderen wird angestrebt, speziell den Reibungswiderstand und damit die Effizienz

von Strömungsmaschinen zu steigern. So kann der Treibstoffverbrauch und damit der Ausstoß von klimaschädlichen Gasen in der zivilen Luftfahrt signifikant reduziert werden, oder aber der Wirkungsgrad von Energiewandlungsmaschinen wie z.B. von Windturbinen im Rahmen der Energiewende gesteigert werden. Am Institut für Aerodynamik und Gasdynamik (IAG) der Universität Stuttgart wird an mehreren Verfahren gearbeitet, um Turbulenzen und damit den Widerstand von Verkehrsflugzeugen zu reduzieren. Die Forschung beruht dabei auf numerischen Simulationen auf den Supercomputern des Höchstleistungsrechenzentrums der Universität Stuttgart (HLRS).

Gegenstand der Forschung ist die Grenzschichtströmung, die nahe an einem Körper entsteht, wenn eine Flüssigkeit oder ein Gas (Fluid) ihn überströmt. In dieser dünnen Schicht passt sich die Geschwindigkeit des Fluids an die Geschwindigkeit des Körpers an. Der Zustand der Grenzschichtströmung bestimmt den Reibungswiderstand beim Flug, wobei eine ruhige, laminare (schichtenähnliche) Strömungsform deutlich weniger Widerstand verursacht als eine chaotische, turbulente Form, die eine Folge der Instabilität der laminaren Form ist. Eine seit langem bekannte Methode, um die Transition von der laminaren in die turbulente Strömungsform zu verzögern (Laminar Flow Control), ist die Absaugung und damit Stabilisierung der Grenzschicht durch winzige Öffnungen in der Flugzeugoberfläche. Die sichere

Anwendung dieser spritsparenden Technologie scheidet jedoch bis heute an den Problemen, die an den nach hinten gepfeilten Tragflügeln moderner Flugzeuge auftreten. Anleihen aus der Biologie sind in diesem Fall allerdings nicht möglich: Welcher Vogel fliegt schon andauernd im Horizontalflug fast Schallgeschwindigkeit? Bei gepfeilten aerodynamischen Oberflächen spielen dreidimensionale Strömungseffekte eine entscheidende Rolle, die trotz der Absaugung ein rasche Transition zur Folge haben können: Innerhalb der Grenzschicht liegt hier eine Querströmung vor, die schädliche, Turbulenz auslösende Längswirbel anfacht, die durch Rauigkeiten, Oberflächenungenauigkeiten oder eben Absaugöffnungen entstehen können – und damit den Erfolg der Absaugung gefährden können. Neuere Untersuchungen in den USA und in Stuttgart haben gezeigt, dass diese schädlichen Längswirbel aber auch durch das gezielte Anregen von enger liegenden Wirbeln, die selbst keine oder nur sehr viel weiter stromab Turbulenz auslösen, unterdrückt werden können. Alternativ kann versucht werden, sie und ihre schädliche Wirkung direkt auszulöschen. Eine Reduzierung des Gesamtwiderstandes um etwa 15-20 Prozent und ein ökoeffizienteres Fliegen ist so erreichbar.

Mehrere innovative Laminarhaltungstechnologien sind denkbar: Erstens können nahe der Flügelnahe feste oder besser aktive Oberflächen-„Rauigkeiten“ oder „Vertiefungen“ angebracht werden, z.B. durch verteiltes, diskretes, gepulstes Ausblasen oder Absaugen von Luft oder durch Kraftfelder von Mikro-Plasmaaktuatoren („Upstream Flow Deformation UFD“, „Distributed Roughness“). Zweitens kann Grenzschichtabsaugung durch in einem speziellen Muster angeordnete Öffnungen an der Flügeloberfläche (Formative Suction) angewendet werden, um den reinen Absaugeffekt, die Wachstumsabschwächung schädlicher Wirbel, um den Stabilisierungseffekt permanent angeregter gutartiger Längswirbel zu ergänzen. Und drittens können die schädlichen Wirbel direkt kontrolliert werden durch lokalisierte, diskrete, starke Absaugung („Pinpoint Suction“) an Stellen, wo die Wirbel eine Aufwärtsgeschwindigkeit in der Grenzschicht induzieren.

Alle drei Konzepte wurden mit Computersimulationen untersucht. Rechts unten in **(01)** ist Formative Suction mit gutartigen

Längswirbeln zu sehen, das obere Bild zeigt die Entstehung schädlicher Längswirbel, die Turbulenz (rot) auslösen, weil die Absaugöffnungsverteilung schlecht war. Die Größe der Öffnungen ist dabei im Bereich von etwa 50-100  $\mu\text{m}$ . In (02) werden durch Ausblas- und Absaugaktuatoren, die sich innerhalb eines einzigen, in Spannweitenrichtung laufenden Schlitzes nahe der Flügelnahe abwechseln, eng liegende gutartige Wirbel generiert (rechter Bildteil, reine UFD-Methode). Sie bewirken, dass die durch natürlich wachsende schädliche Längswirbel ausgelöste Turbulenz (im linken Bildteil ohne Aktuatoren oben), nach hinten auf den Flügel geschoben wird.

(03) zeigt die Anwendung von Pinpoint Suction. Die drei Schnappschuss-Teilbilder zeigen von der Flügelnahe, jeweils am rechten Bildrand, ausgehende schädliche Längswirbel, die in den zwei rechten Teilbildern Turbulenz auslösen. Im mittleren Bild ist die Aktivierung von neun Absaugelöchern an der aufwärtsdrehenden Seite der Längswirbel zu sehen, die mittlere Absauggeschwindigkeit über jedes Loch beträgt etwa 20 Prozent der Fluggeschwindigkeit. Die Absaugung führt zu einer sehr starken Abschwächung der Wirbel, und die Turbulenz wird vollständig unterdrückt (ganz links).

## 5. Numerische Simulation der Strömung am Hubschrauber

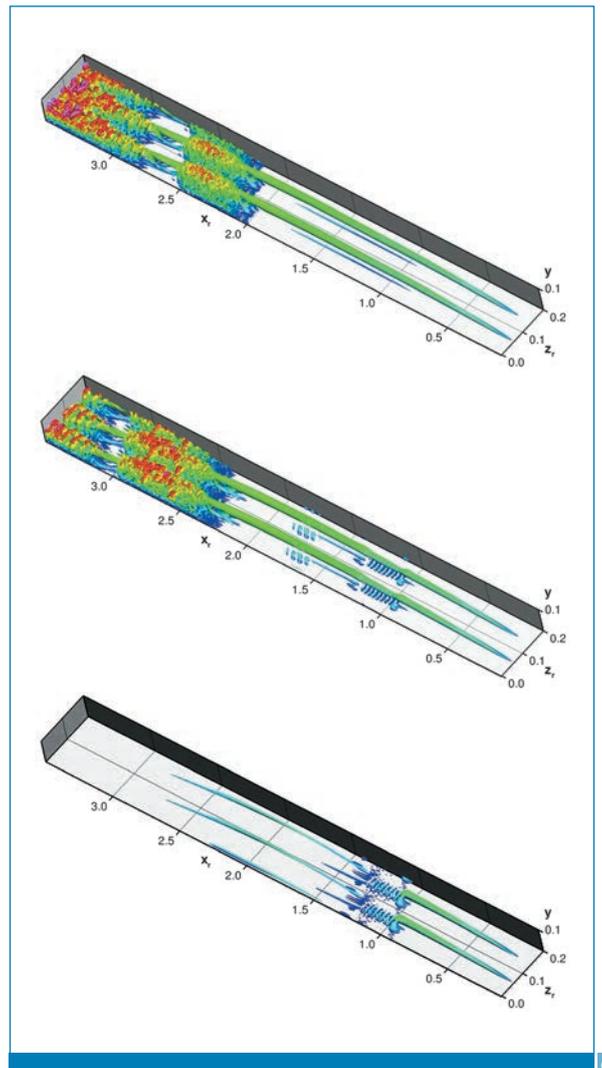
Die komplexen Strömungsverhältnisse am Hubschrauber stellen die Numerische Simulation aus mehrerer Gründe vor große Herausforderungen: Zum einen besteht eine enge Kopplung zwischen der Aerodynamik und der Rotorblattdynamik, also der Eigenbewegung und der elastischen Verformung der Blätter infolge der angreifenden Luftkräfte sowie der Zentrifugal- und der Inertialkräfte. Bei modernen Hubschraubern mit Rotorblättern aus Faserverbundwerkstoffen biegt sich das Blatt aufgrund der Luftlasten und seiner hohen Elastizität sehr stark durch, was in der Simulation durch eine entsprechende strukturelle Modellierung berücksichtigt werden muss. Während im Schweben- sowie im stationären Steig- oder Sinkflug die Blattdurchbiegung sowie die lokalen Anströmwinkel über einen Blattumlauf näherungsweise konstant sind, führt das Rotorblatt beim Vorwärtsflug des Hubschraubers während seines Um-

laufs aufgrund der wechselnden Luftkräfte sog. Schlag- und Schwenkbewegungen durch. Diese müssen ebenfalls korrekt erfasst werden. Bei der Simulation ist also zwingend die Strömungs-Strukturkopplung zu berücksichtigen.

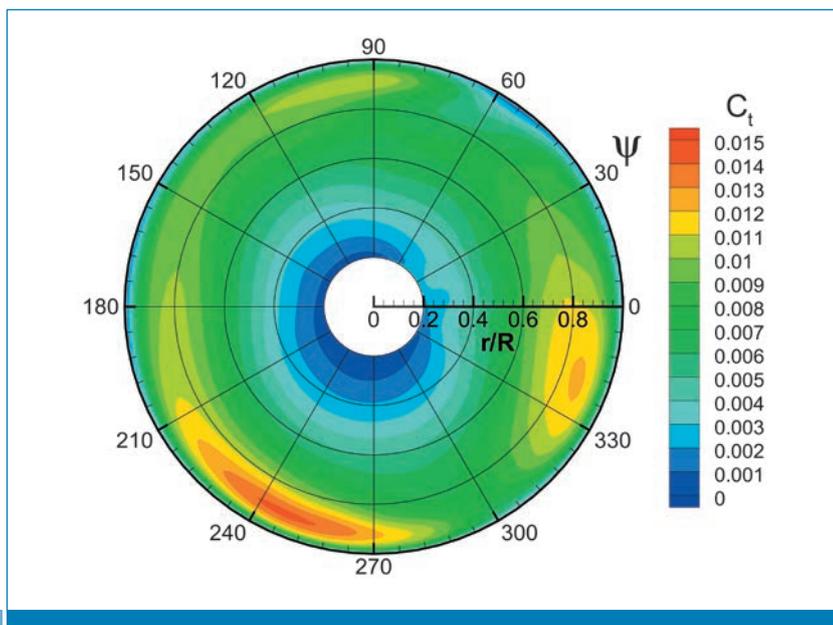
Zum zweiten ist die Aerodynamik selbst sehr komplex. Durch die Drehbewegung des Rotors steigt die Geschwindigkeit, mit der ein Blattsegment angeströmt wird, nach außen hin an. Beim Vorwärtsflug wird diese Geschwindigkeitsverteilung mit der Fluggeschwindigkeit des Hubschraubers überlagert, was zu einer Erhöhung der Anströmgeschwindigkeiten am vorlaufenden Blatt und einer Reduzierung der Anströmgeschwindigkeiten am rücklaufenden Blatt führt, wobei es bei Letzterem im Innenbereich sogar zu einer Rückanströmung kommt. Die Addition der Geschwindigkeiten am vorlaufenden Blatt führt dazu, dass dort im Außenbereich lokal auf dem Blatt Überschallgebiete auftreten, die mit einem Verdichtungsstoß abschließen. Der periodische Aufbau und Zusammenbruch dieser Verdichtungsstöße am vorlaufenden



Wirbelbildung ohne (li.) und mit UFD-Aktuatoren (re.); Strömung von unten nach oben.

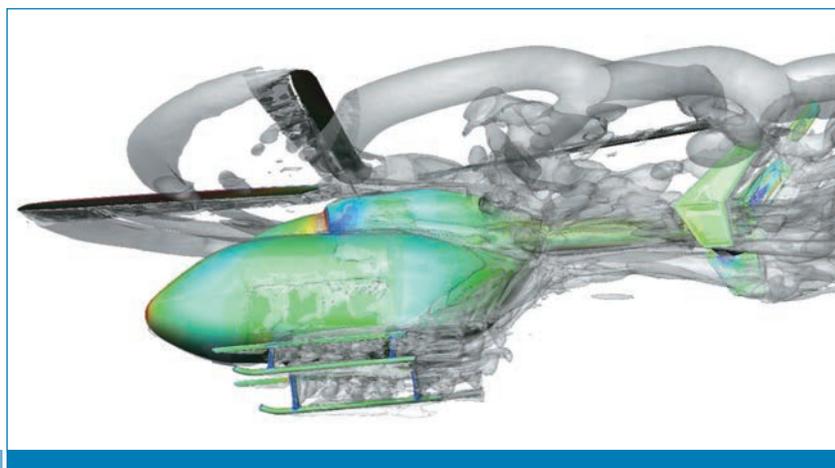


Wirbelbildung ohne (oben) und mit vollaktiver Pinpoint Suction (unten).



04 Schubbeiwerte über der Rotorkreisscheibe, Flugrichtung nach links, Rotor dreht gegen den Uhrzeigersinn, aus [1].

den Blatt stellt übrigens die Hauptlärmquelle des Hubschraubers im schnellen Vorwärtsflug dar und wird typischerweise als „Knattern“ wahrgenommen. Um auf der rücklaufenden Seite vergleichbare Auftriebskräfte wie auf der vorlaufenden Seite zu erhalten (andernfalls würde der Hubschrauber um seine Längsachse rollen), muss das Rotorblatt sehr stark angestellt werden, wobei es im Außenbereich des Blattes zu einer Ablösung der Strömung kommt (sog. „Dynamic Stall“). Um eine einigermaßen gleichmäßige Schubverteilung über die Rotorkreisscheibe zu gewährleisten, muss der Anstellwinkel des Blattes während eines Umlaufs kontinuierlich verändert werden (sog. zyklische Blattverstellung). (04) zeigt die berechneten vertikalen



05 Simulation der Strömung um einen EC145 Hubschrauber,  $\lambda_2$ -Visualisierung des Nachlaufs, aus [2].

len Luftkräfte, die ein Rotorblatt während eines Umlaufs erfährt.

Des Weiteren treten am Hubschrauber sehr starke Strömungsinteraktionen auf. Die Rotorblätter bewegen sich durch die Nachläufe der vorlaufenden Blätter; hier kommt es zu der sog. Blatt-Wirbel-Interaktion, wenn das Rotorblatt den Randwirbel der vorherigen Blattes durchschneidet, was zu erhöhter Lärmemission und starken Vibrationen führt. Der durch den Rotor induzierte Abwind beeinflusst die Rumpfumströmung, und der Nachlauf des Rotors, insbesondere des Rotormasts, interagiert mit dem Heckrotor sowie dem Heckausleger mitsamt dem Leitwerk, was zu den unangenehmen Problemen des „Tail-Shakes“ und des „Low-speed Pitch-up’s“ führen kann. Die Komplexität dieser Strömungsinteraktionen wird sehr eindrucksvoll durch (05) verdeutlicht, in dem die Nachlaufströmung durch die Visualisierung von grau eingefärbten „Wirbelröhren“ dargestellt ist. Farblich hervorgehoben ist die Druckverteilung auf Rumpf und Leitwerk. Zu guter Letzt erfordert die Tatsache, dass sich der Rotor gegenüber der Zelle dreht, in der Numerischen Simulation die gleichzeitige Verwendung eines drehenden und eines stationären Bezugssystems. Nimmt man noch den Heckrotor hinzu, so ist ein weiteres drehendes System zu berücksichtigen. Numerisch wird dies mit Hilfe der sog. Chimera-Technik realisiert, bei der die Hubschrauberzelle in ein raumfestes Hintergrundnetz eingebettet ist, während sich die blattfesten Netze durch dieses Hintergrundnetz hindurchbewegen. Auch komplexe Anbauteile, wie z.B. die Kufen, werden mit dieser Technik vernetzt. (06) zeigt das Rechnernetz, mit dem die oben dargestellten Ergebnisse erzeugt wurden. Die Simulationen wurden mit Hilfe des strukturierten Strömungslösers FLOWer, [3], durchgeführt, der vom Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt entwickelt wurde und für Anwendungen im Hubschrauberbereich inzwischen bestens validiert ist.

## 6. Beispiele aus aktuellen Forschungsarbeiten am IAG

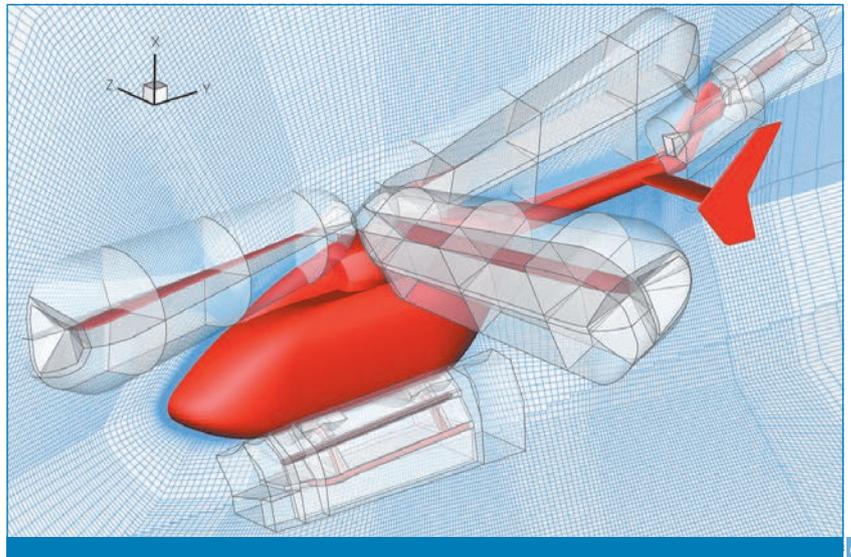
Im Folgenden werden einige Beispiele aus aktuellen Forschungsarbeiten am IAG vorgestellt. Aufgrund der oben beschriebenen Komplexität der Strömung und der daraus resultierenden Anforderungen an die Nu-

merische Simulation ist es nachvollziehbar, dass ein enormer Rechenaufwand betrieben werden muss, um zu belastbaren Ergebnissen zu kommen. Dies betrifft zum einen die erforderliche räumliche Auflösung, die je nach Anwendungsfall heutzutage durchaus bei bis zu 10 Millionen Netzzellen liegen kann, vor allem aber die zeitliche Auflösung und die Anzahl der Zeitschritte, die notwendig sind, bis sich ein gewünschter stationärer oder periodischer Strömungszustand einstellt. Der Einsatz von Höchstleistungsrechnern, wie z.B. denen am HLRS, ist daher unverzichtbar.

## 6.1 Trimmung

Aussagekräftige Vergleiche zwischen den Ergebnissen aus der Numerischen Simulation und den Daten, die aus Windkanal- oder Freiflugmessungen gewonnen wurden, sind nur möglich, wenn die durch den Rotor erzeugten globalen Kräfte und Momente in der Simulation und im Experiment annähernd gleich sind. Während beim Vergleich mit einem Windkanalversuch, bei dem das Modell auf einer Haltevorrichtung fixiert ist, „nur“ der berechnete Schub sowie das Nick- und das Rollmoment den im Versuch gemessenen Werten entsprechen müssen, gestaltet sich die Freiflugtrimmung deutlich aufwendiger. Hier muss z.B. bei einem stationären Geradeausflug dafür gesorgt werden, dass die Momente um die drei Hauptachsen Null sind und die vom Hauptrotor und vom Heckrotor erzeugten Kräfte das Gewicht und die aerodynamischen Kräfte, die am Rumpf und am Leitwerk entstehen, kompensieren. Dafür stehen nun bestimmte Steuergrößen zur Verfügung, die im Zuge der Simulation iterativ so angepasst werden müssen, dass diese Forderungen erfüllt sind. Für die Freiflugtrimmung sind dies der „kollektive“ und die „zyklischen Blatteinstellwinkel“ der Hauptrotorblätter, der kollektive Blatteinstellwinkel des Heckrotors sowie die Lagewinkel des Gesamthubschraubers. Ist in der Simulation ein getrimmter Zustand erreicht, kann man die berechneten Steuergrößen mit den tatsächlichen Steuergrößen aus dem Flugfall vergleichen und erhält so eine Aussage über die Genauigkeit der Simulation.

Die Forschungsarbeiten am IAG, z.B. [4], befassen sich mit der Fragestellung, wie diese Freiflugtrimmung unter Berücksichtigung der Strömungs-Struktur-Kopplung am



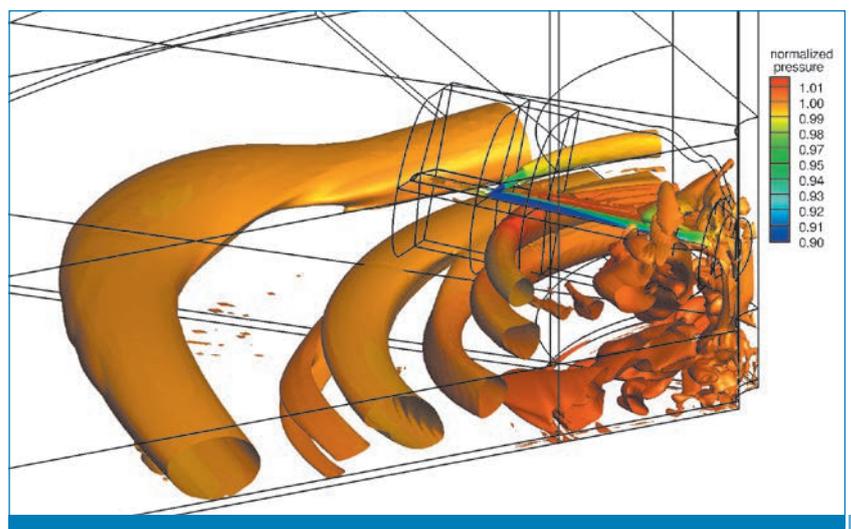
06

Blockstrukturiertes Chimera-Netz, aus [2].

Rotor effizient erfolgen kann. (05) stellt das Ergebnis einer numerischen Simulation für einen getrimmten Hubschrauber bei einer Fluggeschwindigkeit von etwa 250 km/h im stationären Geradeausflug dar. Die Chimera-Netze hatten dabei zusammengekommen ca. 25 Millionen Zellen. Insgesamt mussten 22 Rotorumdrehungen berechnet werden, bis sich ein getrimmter Zustand eingestellt hatte. Auf dem NEC Nehalem Cluster des HLRS fielen hierfür ca. 70.000 CPU-Arbeitsstunden an.

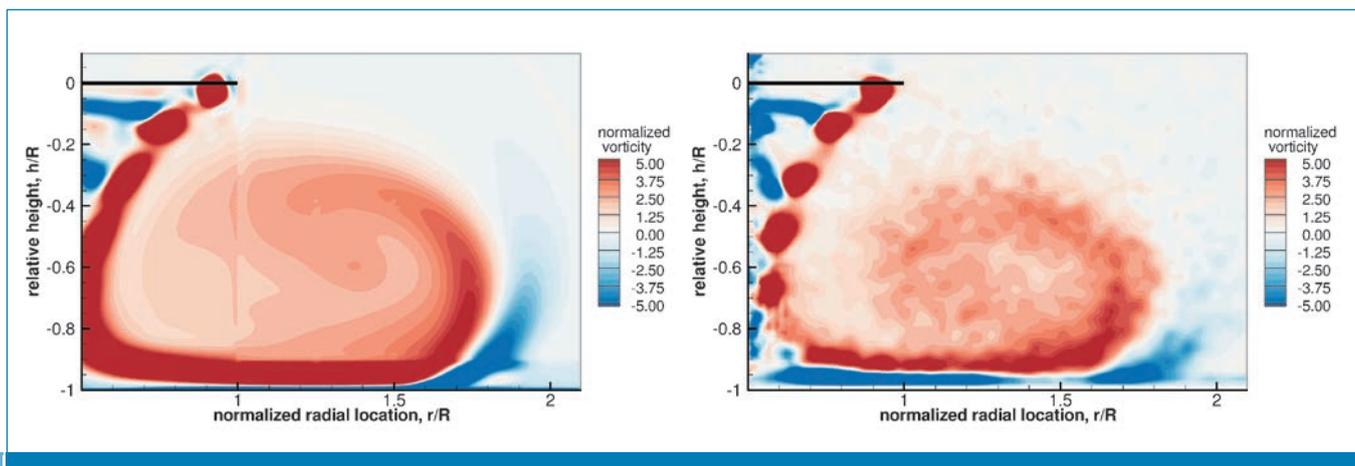
## 6.2 Hubschrauber im Bodeneffekt

Für einen Hubschrauber in unmittelbarer Nähe des Bodens (z.B. im Landeanflug oder beim Schweben dicht über Grund),



07

Nachlauf eines isolierten Rotors in Bodennähe. Schnitt durch das Wirbelsystem aus [5].



08

Vergleich des Randwirbelverlaufs eines isolierten Rotors im Vorwärtsflug, li.: CFD, re.: Experiment, aus [5].

unterscheiden sich die lokalen Strömungsverhältnisse deutlich gegenüber einem Flug in größerer Höhe. So kann sich z.B. der rotorinduzierte Abwind nicht beliebig weit nach unten ausbreiten, sondern seine Bewegung wird durch den Boden blockiert. Dort werden die Wirbel nach außen gedrückt, steigen unter bestimmten Umständen außen wieder auf und können vom Rotor eingesaugt werden (sog. Rezirkulation). Ist der Boden mit Staub, Sand oder Schnee bedeckt, wird dieser aufgewirbelt, und es kommt zu einer erheblichen Sichtbehinderung des Piloten. Diese unter Umständen äußerst sicherheitskritischen Zustände sind unter den Begriffen „brown-out“ bzw. „white-out“ bekannt. Die am IAG laufenden Forschungsarbeiten zu diesem Thema haben das Ziel, die Simulationsfähigkeit der komplexen Strömungseffekte im Bodeneffekt aufzubauen, [5]. Hierbei muss z.B. auch die sich entlang des Bodens ausbildende Grenzschicht mitmodelliert werden, um den Ort, an dem sich die Wirbel wieder vom Boden abheben, möglichst korrekt zu erfassen. In (07) ist der Verlauf der Randwirbel aus der Numerischen Simulation eines isolierten Rotors im bodennahen Schwebeflug dargestellt. (08) zeigt den Vergleich zwischen Numerik und Experiment für einen exemplarischen Vorwärtsflugfall (Flugrichtung von links nach rechts).

Das Besondere bei dieser Simulation ist, dass sich die blattfesten Netze innerhalb eines Netzquaders drehen, der sich seinerseits mit der Fluggeschwindigkeit des Hubschraubers innerhalb des Hintergrundnetzes nach vorne bewegt. Dieses Set-up umfasst 33 Millionen Netzzellen, und es mussten 45 Rotorumdrehungen berechnet

werden. Die Rechenzeit für diesen Flugfall betrug vier Wochen wall clock time auf 256 Prozessoren der CRAY XE6 (Hermit) am HLRS.

### 6.3 Optimierung der Blattaußen-geometrie

Zwei wesentliche Schwerpunkte bei der Entwicklung zukünftiger Hubschrauber liegen in der Erhöhung der Leistung (bzw. Reduzierung des Treibstoffverbrauchs bei gleichbleibender Leistung) und der Verminderung der Lärmemission. Leider sind diese beiden Anforderungen in weiten Teilen gegenläufig. Im Fokus aktueller Forschungsarbeiten am IAG, [6], steht die Modifikation der Außengeometrie der Rotorblätter. Lässt man aus Lärmgründen den Rotor z.B. langsamer drehen, so kann der damit verbundene Auftriebsverlust durch eine Erhöhung der Blattiefe im Außenbereich kompensiert werden, wie in [6] gezeigt wurde. Auch das Abknicken der Blattspitze nach oben („dihedral“) oder nach unten („anhedral“) führt zu einer Verbesserung der Leistung, allerdings liegen die Optima für Schwebeflug und Vorwärtsflug in entgegengesetzten Richtungen. Mit modernen, effizienten „Design-of-Experiments“-Methoden wurden in [6] Parametervariationen am isolierten Rotor durchgeführt und die resultierenden Entwürfe aerodynamisch und aeroakustisch miteinander verglichen. Um eine objektive Bewertung zu gewährleisten, mussten alle Entwürfe auf identische Lastzustände (Rotorschub und -momente) getrimmt und die aeroelastischen Blattdeformationen berücksichtigt werden. Dies erforderte einen erheblichen Rechen-

aufwand, da im Schnitt acht bis neun Rotorumdrehungen simuliert werden mussten, bis ein konvergiertes Ergebnis vorlag. Selbst bei einer vergleichsweise groben Netzauflösung lag der Rechenzeitbedarf pro Konfiguration bei etwa einer Woche (wall clock time, 77 Cores auf dem NEC Nehalem Cluster des HLRS), was selbst bei einem stark eingeschränkten Parameterraum den Einsatz automatisierter Optimierer derzeit noch unmöglich macht.

Die vorangegangenen Anwendungsbeispiele haben einen Eindruck vermittelt, was mit dem Einsatz modernster Supercomputer, wie sie z.B. den Nutzern am HLRS zur Verfügung stehen, heutzutage möglich ist. Aber die Forscher denken bereits weiter. Ihr Ziel für die nicht allzu ferne Zukunft ist die Numerische Simulation des kompletten getrimmten, aeroelastisch modellierten Hubschraubers im Manöverflug. •

Markus J. Kloker, Ewald Krämer,  
Claus-Dieter Munz, Michael M. Resch

## DIE AUTOREN

**DR.-ING. MARKUS J. KLOKER**

Nach dem Abschluss des Studiums der Luft- und Raumfahrttechnik an der Universität Stuttgart erwarb er ein zusätzliches Diplom am international ausgerichteten Von-Karman-Institute for Fluid Dynamics in Brüssel. Zurück in Stuttgart promovierte er 1993 zum Dr.-Ing. Seit 1997 leitet er das Forschungsteam Transition und Turbulenz am Institut für Aerodynamik und Gasdynamik der Universität Stuttgart, wo er als Programmbeauftragter des Deutschen Akademischen Austauschdienstes ein Internationales Studien- und Ausbildungspartnerschaftsprogramm (ISAP) mit der University of Arizona in Tucson, USA, koordiniert.

**Kontakt:** E-Mail: kloker@iag.uni-stuttgart.de@esa.int

**PROF. DR.-ING. EWALD KRÄMER**

studierte Luft- und Raumfahrttechnik an der Universität der Bundeswehr München (UniBwM). Nach einem dreijährigen Einsatz als Luftfahrttechnischer Offizier kehrte er 1985 als wissenschaftlicher Assistent an die UniBwM zurück, wo er mit einer Arbeit zur Numerischen Simulation der Hubschrauberrotorströmung zum Dr.-Ing. promovierte. 1990 wechselte er zur damaligen Deutsche Aerospace AG (heute EADS), wo er 14 Jahre tätig war, zuletzt als Leiter der Hauptabteilung Flugphysik in Ottobrunn bei München. 2004 erhielt er den Ruf an die Universität Stuttgart und leitet seit dem das Institut für Aerodynamik und Gasdynamik (IAG) in der Fakultät für Luft- und Raumfahrttechnik und Geodäsie.

**Kontakt:** E-Mail: kraemer@iag.uni-stuttgart.de

**PROF. DR. CLAU-DIETER MUNZ**

Nach dem Studium der Mathematik an der Universität Karlsruhe promovierte er mit einem Thema im Bereich der numerischen Lösung von nichtlinearen partiellen Differenzialgleichungen. Das Schwerpunktprogramm der Deutschen Forschungsgemeinschaft „Finite Approximationen in der Strömungsmechanik“ regte ihn zu einer engen Zusammenarbeit mit Ingenieuren und dem wissenschaftlichen Rechnen an. Nach einer kurzen Zeit als Post-Doc gründete er am Forschungszentrum Karlsruhe die Gruppe „Wissenschaftliches Rechnen“ mit Arbeiten im Bereich der Numerik- und Rechenprogramm-Entwicklung in der Strömungsmechanik und Plasmaphysik. Seit 1997 ist er Professor für Numerische Methoden in der Strömungsmechanik am Institut für Aerodynamik und Gasdynamik der Universität Stuttgart.

**Kontakt:** E-Mail: munz@iag.uni-stuttgart.de

**PROF. DR.-ING. DR. H.C. DR. H.C. MICHAEL M. RESCH**

Nach einem Studium der technischen Mathematik an der TU Graz mit den Schwerpunkten auf Informatik und Wirtschaftswissenschaften promovierte er zum Dr.-Ing. an der Universität Stuttgart. Seit 2003 leitet er das Höchstleistungsrechenzentrum Stuttgart (HLRS) und ist Direktor des Instituts für Höchstleistungsrechnen. Seit 2012 ist er geschäftsführender Direktor des Informations- und Kommunikationszentrums der Universität Stuttgart (IZUS). Resch ist Ehrendoktor der Nationalen Technischen Universität Donetsk und der Russischen Akademie der Wissenschaften.

**Kontakt:** E-Mail: resch@hlrs.de

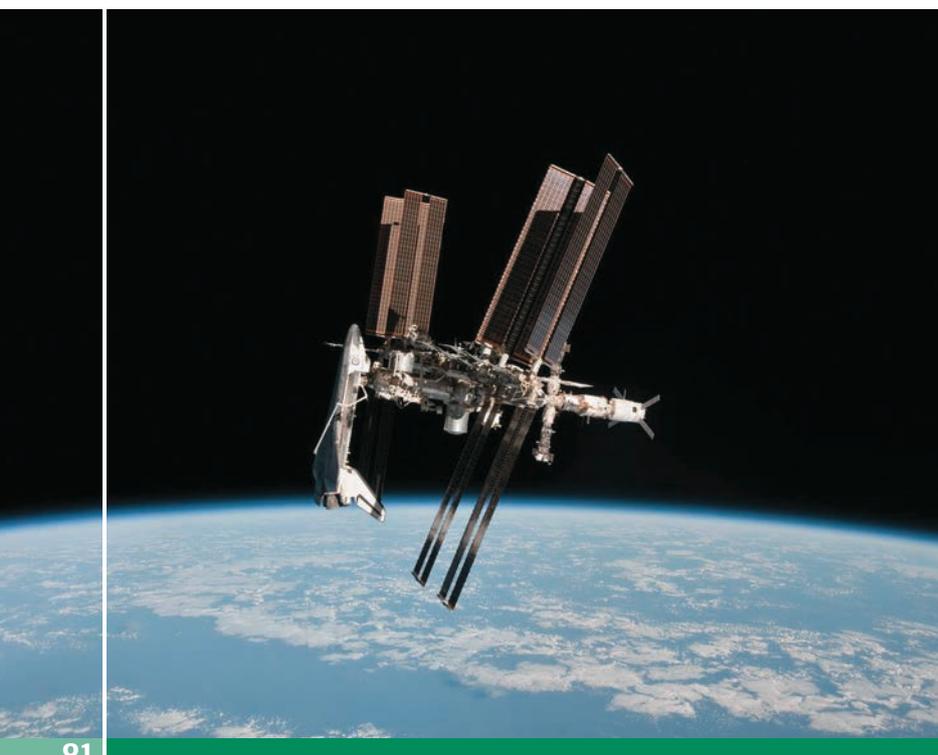


## Literatur

- [1] Dietz, M., Keßler, M., Krämer, E.: *Trimmed Simulation of a Complete Helicopter Configuration Using Fluid-Structure Coupling*. Erschienen in: Nagel, W.E., Kröner, D., Resch, M. (eds.): *High Performance Computing in Science and Engineering '07*, DOI 10.1007/978-3-540-74739-0, Springer Verlag Berlin Heidelberg 2008.
- [2] Bensing, F., Embacher, M., Hollands, M., Kutz, B., Keßler, M., Krämer, E.: *Numerical Simulation of Helicopter Wake Evolution, Performance and Trim*. Erschienen in: Nagel, W.E., Kröner, D., Resch, M. (eds.): *High Performance Computing in Science and Engineering '11*, DOI 10.1007/978-3-642-23869-7\_30, Springer Verlag Berlin Heidelberg 2012.
- [3] Kroll, N., Eisfeld, B., Bleeke, H.: *The Navier Stokes Code FLOWer. Notes on Numerical Fluid Mechanics*, Vol. 71, Vieweg Braunschweig 1999.
- [4] Embacher, M., Keßler, M., Dietz, M., Krämer, E.: *Coupled CFD-Simulation of a Helicopter in Free-Flight Trim*. Proceedings of the American Helicopter Society, 66th Annual Forum, Phoenix, AZ, USA, 2010.
- [5] Kutz, B.M., Kowarsch, U., Keßler, M., Krämer, E.: *Numerical Investigation of Helicopter Rotors in Ground Effect*. 30th AIAA Applied Aerodynamics Conference, New Orleans, USA, 2012, Paper AIAA-2012-2913.
- [6] Hollands, M., Keßler, M., Altmikus, A., Krämer, E.: *Trade Study: Influence of Different Blade Shape Designs on Forward Flight and Hovering Performance of an Isolated Rotor*. European Rotorcraft Forum, Mailand, 2011.
- [7] Friederich, T., Kloker, M.J.: *Control of the secondary crossflow instability using localised suction*. J. Fluid Mech. 705, 26 pages, 2012.
- [8] Messing, R., Kloker, M.J.: *Investigation of suction for laminar flow control of three-dimensional boundary layers*. J. Fluid Mech. 658, 117-147, 2010.

# IRS auf ISS

**Universität Stuttgart  
experimentiert auf der Internationalen Raumstation**



01

„Der Traum vom Fliegen“ betrifft in der Raumfahrt nicht nur die Astronautinnen und Astronauten. In ähnlicher Weise motiviert er viele Naturwissenschaftler und Ingenieure, neue wissenschaftlich und technologisch interessante und anspruchsvolle Problemstellungen anzugehen, die von der Erde aus nicht realisierbar sind. Ein besonders gutes Beispiel ist hierfür die Nutzung der Internationalen Raumstation ISS – die Beiträge des Instituts für Raumfahrtsysteme der Universität Stuttgart belegen dies und sind Gegenstand dieses Artikels.

## 1. Einleitung

*Die Internationale Raumstation fliegt im Vergleich zu Satelliten auf einer sehr niedrigen Flughöhe von ca. 400 Kilometern bei einer hohen Bahnneigung gegenüber dem Äquator von  $51,6^\circ$ , d.h. sie kann gerade noch bei geografischen Breiten von 70 Grad gesehen werden. Die Gesamtmasse beträgt seit dem Jahr 2009 circa 400 Tonnen, die Solargeneratoren mit der Gesamtfläche von 3.000 Quadratmetern sichern durch Nachführung mit Blick zur Sonne mindestens 110 Kilowatt bei Tag und Nacht (der ISS-Tag dauert 90 Minuten, davon ist die Station 30–40 Minuten im Erdschatten).*

Mit etwas Glück ist die Internationale Raumstation als strahlender, schnell bewegter Lichtpunkt am Nachthimmel zu sehen. Heller als alle Sterne und Planeten (mit Ausnahme von Venus) zieht sie in ungefähr zehn Minuten in östlicher Richtung von Horizont zu Horizont. In diesem künstlichen Himmelskörper leben und arbeiten seit dem Erstbezug am 2. November 2000 ständig bis zu sechs Astronauten. 16 Nationen betreiben gemeinsam das Großforschungslabor im Weltall. Es ist das wahrscheinlich größte wissenschaftlich-technische Projekt in der Geschichte der Menschheit, ein sichtbares Beispiel für die globale Zusammenarbeit zur friedlichen Nutzung des Weltraums.

Die Partner im internationalen Raumstations-Konsortium nennen unterschiedliche, länderspezifische Argumente, wenn sie ihre Beteiligung an diesem Großprojekt begründen. Sie sind politischer, wirtschaftlicher oder wissenschaftlicher Natur oder eine Kombination mit unterschiedlicher Gewichtung. Man einigte sich auf drei gemeinsame, allgemeine Ziele, die als Richtschnur für Konstruktion und Bau dienen:

- Forschung ist die wichtigste Aufgabe der Raumstation. Hier werden die speziellen Bedingungen des Weltraums für grundlegenden und anwendungsbezogenen Untersuchungen in vielen wissenschaftlichen Disziplinen ausgenutzt.

- Von ähnlicher Bedeutung ist das Gebiet der Technologieentwicklung, sowohl für die Verbesserung von industriellen Verfahren auf der Erde, als auch für zukünftige Raumfahrtvorhaben.
- Als Außenposten der Erde bildet die Raumstation ein Sprungbrett für die weitere Erforschung und Erschließung des Weltraums.

Raumstationen sind Vielzweck-Einrichtungen in der Erdumlaufbahn. Sie bestehen aus großen und komplexen Anlagen, die, ähnlich wie irdische Großlaboratorien für Elementarteilchenforschung, meist in internationaler Zusammenarbeit aufgebaut und betrieben werden. Dabei teilen sich viele Wissenschaftler die Geräte und die verfügbare Zeit. Die Forschungsprojekte werden im internationalen Wettbewerb ausgewählt. Knappe Ressourcen wie elektrische Energie, Datenspeicher- und -übertragungskapazität oder Astronautenzeit werden nach Kriterien der wissenschaftlichen Priorität zugeteilt.

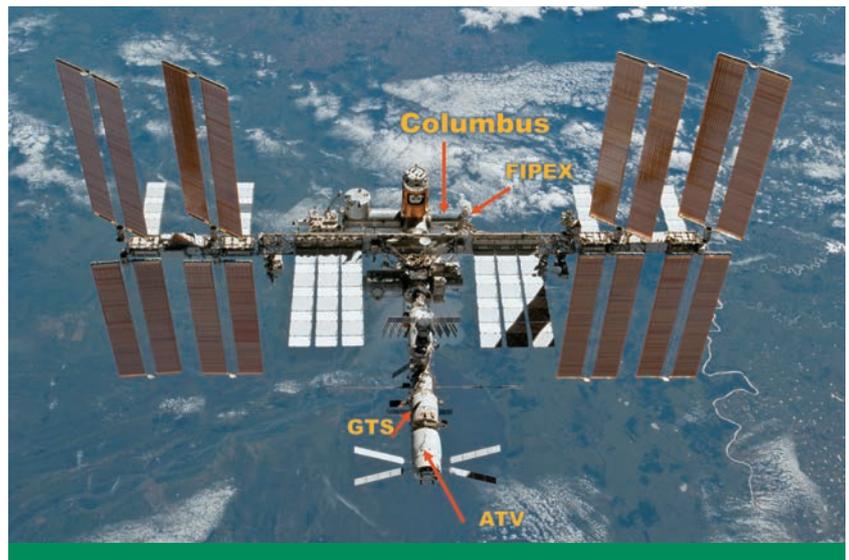
Eine Raumstation ermöglicht vielen Forschungsdisziplinen gleichzeitig einen Zugang zu den besonderen Umgebungsbedingungen im erdnahen Weltraum. Dort lassen sich physikalische Eigenschaften wie Schwerelosigkeit, großräumiges Vakuum, besondere Strahlungsbedingungen sowie die Beobachtungsmöglichkeiten der Erde oder des Weltraums nutzen.

Nachdem die Europäische Weltraumagentur ESA, unterstützt durch zehn ihrer Mitgliedsländer unter Führung Deutschlands, im Jahr 1995 beschloss, sich an Aufbau, Betrieb und Nutzung der ISS zu beteiligen, wurden kurz danach die europäischen Wissenschaftler dazu ermutigt darüber nachzudenken, wie die ISS mit ihren speziellen Umgebungsbedingungen für ihre Forschung zu nutzen ist. Forscher des Instituts für Raumfahrtssysteme der Universität Stuttgart reichten mehrere Vorschläge ein, zwei Experimente wurden ausgewählt, in den folgenden Jahren entwickelt und erfolgreich auf der ISS durchgeführt:

- GTS Global Transmission Services, ein Experiment zur weltweiten Zeitsynchronisation und zum Aufspüren und Verfolgen beweglicher Objekte,
- FIPEX Flux Probe Experiment, ein Experiment zur Messung der Verteilung des molekularen und atomaren Sauerstoffs in der Raumstationsumgebung.

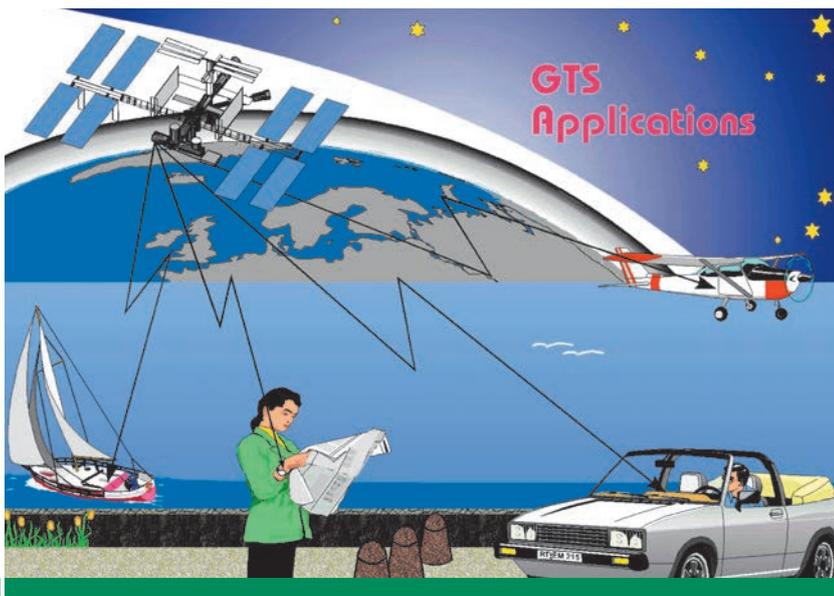
## SUMMARY

*Up to six astronauts live and work continuously onboard the International Space Station ISS since November 2000. This space laboratory is probably the largest scientific and technological project in the history of mankind and a visible example of global cooperation. A space station allows for specific investigations in basic and applied science disciplines due to its peculiar environmental conditions, offering unique possibilities in particular for a „research under reduced gravity“. Thus, new opportunities are emerging for the development of new technologies for both, the improvement for industrial processes on Earth and future space infrastructures. As outpost of Earth, the space station also represents a launch pad for the further exploration and utilization of space. Researchers of the Space Systems Institute of the University of Stuttgart have designed, developed and successfully conducted two scientific experiments on-board the ISS until today: Global Transmission Services (GTS), an experiment for global time synchronization and for detecting and tracking of moving objects; and Flux Probe Experiment (FIPEX) to measure molecular and atomic oxygen in the space station environment. Another space station experiment to be flown in a few years is currently under development. This experiment shall investigate advanced regenerative processes for life support systems of future space stations and transfer vehicles, which have as destinations asteroids and Mars. The motivation of these experiments in the context of “the dream of flying”, some selected results obtained until today, and their spin-off potential for terrestrial applications are subject of this paper.*



Ein weiteres Experiment zur Erweiterung der regenerativen Stoffwirtschaft, d.h. Verbesserung des Lebenserhaltungssystems an Bord von zukünftigen Raumstationen und Transferfahrzeugen zu Asteroiden und zum Mars, wird gegenwärtig vorbereitet und soll in den nächsten Jahren ebenfalls zur ISS fliegen. Über diese drei Experimente, die bisher erzielten Ergebnisse und deren Spin-off-Potenzial für terrestrische Anwendungen soll hier berichtet werden.

*Der Transceiver des GTS-Experiments ist im Servicemodul des russischen Stationsteils untergebracht; die GTS-Antenne auf der Außenseite zeigt direkt nach unten. Am hinteren Teil dieses Servicemoduls wird zeitweise das europäische Versorgungsschiff ATV ange dockt. Das Experiment FIPEX ist in Flugrichtung rechts außen am Columbus-Modul so ange dockt, dass die Anströmung der Restatmosphäre auf die Sensoren von vorn (oben) und seitlich erfolgt. Das geplante Experiment ReSTWEX wird innerhalb des Columbus-Labors unterzubringen sein.*

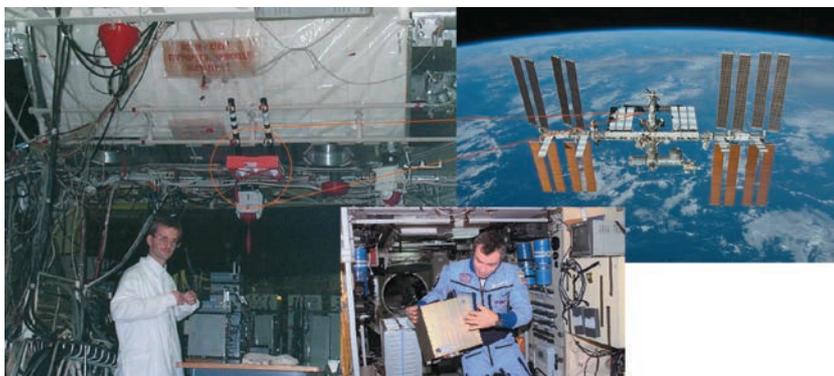


03

Ursprüngliche Idee eines Kommunikationsexperiments für die ISS, welches im Jahr 1996 bei der ESA eingereicht und 1998 zum Mitflug ausgewählt wurde.

## 2. Neue Funkdienste aus dem Weltall

Global Transmission Services (GTS) ist ein Kommunikationssystem zur Übertragung von Funksignalen von der Internationalen Raumstation (ISS). Es wird gegenwärtig im Rahmen eines Pilotexperiments auf der ISS erprobt und soll bald darauf als neue Dienstleistung weltweit angeboten werden. GTS war eines der ersten Experimente auf der neuen Raumstation; mit ihm sollten außerdem die Möglichkeiten der Nutzung der Raumstation für kommerzielle Zwecke demonstriert werden. Die Durchführung des Experiments wurde



04

Dr. Felix Huber bei der Montage der GTS-Antenne auf die Unterseite des russischen Servicemoduls im Jahr 1998 in Moskau und Kosmonaut Wladimir Deshurow beim Einbau des GTS Transceivers vier Jahre später innerhalb des Servicemoduls.

von der DaimlerChrysler Forschung, Fortis Swiss Watches sowie dem Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) und der Europäischen Weltraumbehörde ESA unterstützt. Die Experimentidee ent-

stand im IRS, die Projektleitung und Entwicklung des Raumsegmentes wird vom Steinbeis Transferzentrum Raumfahrt (TZR), die Entwicklung des Bodensegmentes durch die Industriepartner, u.a. EADS Astrium Bremen, durchgeführt. Die früh benötigte Antennenplattform für das Experiment wurde bereits im Dezember 1998 am russischen Service Modul (SM) montiert und mit diesem im Sommer 2000 mit einer Trägerrakete vom Typ Proton zur ISS gebracht. Die Senderhardware folgte kurze Zeit später mit einem russischen Progress-Transporter und wurde von den Astronauten an Bord installiert. Der Beginn des experimentellen Sendebetriebs erfolgte 2002.

Für die erste Phase des Experimentes war die Untersuchung von zwei Anwendungsgebieten vorgesehen: die weltweite Synchronisation von Armbanduhren und der Diebstahlschutz für Kraftfahrzeuge.

Das GTS-System arbeitet seit gut über zehn Jahren mit Hilfe eines Computersystems und Senders an Bord der ISS. Es wird direkt von Stuttgart aus von einem neuen Bodensteuerzentrum kontrolliert. Hier erfolgt die Überwachung und Aufarbeitung der gesendeten Daten, die dann vom Sender zur Station abgestrahlt werden. Anfängliche technische Probleme durch fehlerhafte Kabelverbindungen und bisher in ihrer Wirkung unbekannte Signalstörungen konnten schrittweise durch Verbesserung der Signalqualität größtenteils kompensiert werden.

Die Vorteile der Internationalen Raumstation für das GTS-Experiment sind:

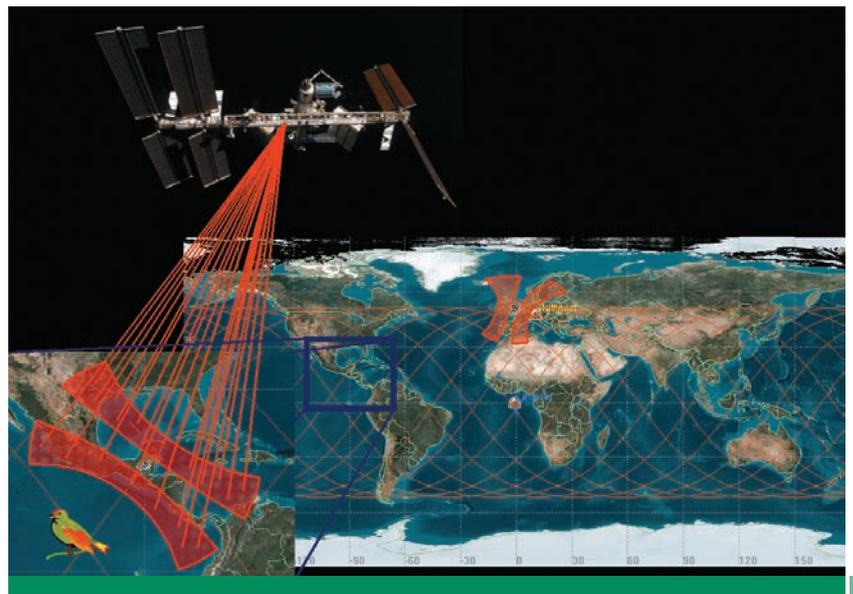
- Wegen der niedrigen Bahnhöhe von 400 Kilometern und der hohen Bahninklination kann jeder Ort der Erde innerhalb der Breitengrade  $70^{\circ}\text{N}$  und  $70^{\circ}\text{S}$  per Funk fünf bis sieben Mal pro Tag erreicht werden;
- GTS ist daher bestens geeignet, ein Zeit- oder Datensignal von nur wenigen Watt Sendeleistung auszustrahlen und auf der Erdoberfläche überall (abgesehen von den Polargebieten) zu verteilen;
- durch die niedrige Flugbahn und die hohe Bahngeschwindigkeit werden Signaleigenschaften erzeugt (Dopplereffekt, schnelle Winkeländerungen), die sich gegenseitig so ergänzen, dass eine grobe Navigation durchgeführt werden kann;
- die ISS ist als größtes Raumfahrtprojekt aller Zeiten für die nächsten zehn Jahre auf dieser vorteilhaften Bahn verfügbar (unabhängig von jeder speziellen Dienstleis-

ung) und bietet gleichzeitig die Möglichkeit des Austausches und der Wartung von Geräten durch Astronauten sowie günstige Transportmöglichkeiten im Abstand von maximal drei Monaten.

Nachteilig im Vergleich mit den Mobilfunk-Satellitenkonstellationen wie Iridium, Globalstar und ICO ist, dass ein Echtzeitbetrieb nicht möglich ist, d.h. ein zeitkritischer Betrieb kann mit der ISS alleine nicht unterstützt werden. Allerdings ist GTS vorbereitet für den Betrieb auf einer Satelliten-Konstellation z.B. in Form von einem zusätzlichen Nutzlastmodul auf existierenden Satellitenbussen wie etwa beim Galileo-Navigationssystem oder Orbcom-Satellitensystem. GTS soll es in Zukunft ermöglichen, kommerzielle Datenpakete weltweit an beliebige mobile Miniaturempfänger zu verteilen. Hierzu gehören u.a. die Verbreitung eines globalen Zeitsignals, um Funkuhren weltweit mit der richtigen Lokalzeit zu versorgen (globale Funkuhrsynchronisation), für Personrufdienste (Paging), Datenübertragungen zu Smartcards mit Polymerdisplays, Diebstahlsicherungen für KFZ, Kreditkarten und Handys etc., Autorückruf und -notruf, Fernsteuerung, Container-Verfolgung, Flotten Management usw. Beim zukünftigen Galileo-Satellitensystem sind im Gegensatz zum amerikanischen GPS unter der Bezeichnung „Public Regulated Services“ solche Dienste möglich.

Durch die Miniaturisierung des Empfängers wird es in Zukunft möglich sein, auch kleinere Gegenstände wie Uhren, Funktelefone, elektronische Fahrzeugschlüssel und Chipkarten vor Missbrauch zu schützen. Im Experiment wird derzeit erprobt, ob außerdem bei Diebstahl die Position dieser oder größerer hochwertiger mobiler Geräte (Container, Lkw-Auflieger) zumindest grob bis auf einige hundert Meter bestimmt werden kann. Dies ist bei einer Sendeleistung von einigen 100 mW vom Miniaturempfänger aus mit einem Rückkanal zur Raumstation möglich.

Die neuen Dienste sollen nach der Experimentierphase durch eine kommerzielle Betreibergesellschaft vermarktet werden. Das TZR entwickelte außerdem einen neuartigen, voll digitalen Empfänger für die genannten Anwendungsmöglichkeiten. Nach Abschluss der Experimentierphase wird dieser Prototyp direkt in einen generischen Mikrochip umgewandelt, der alle oben genannten Funktion ver-



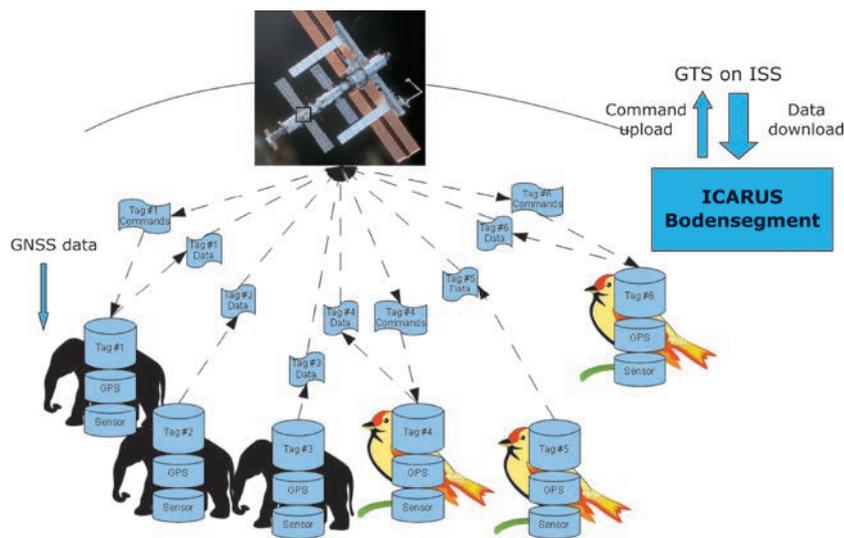
05

*Bodenspur der ISS mit typischem Empfangsbereich in Echtzeit (links) und Bodenspuren über einen ganzen Tag zum Verfolgen von über 1.000 unterschiedlichen Sendern pro Empfangsbereich mit kleinen, in Vögeln angebrachten Chips mit der Abmessung von nur vier Quadratmillimetern, viel kleiner als alles was heute möglich ist.*

wirklicht. Durch die generische Chipform, die für den jeweiligen Anwendungsfall konditioniert wird, lässt sich eine hohe Stückzahl und damit ein niedriger Preis erreichen.

Das Funktionsprinzip des GTS: Der Sender an Bord der ISS sendet periodisch die Zeitsignale und die vom Bodenkontrollzentrum erhaltenen Nutzsignale aus. Durch die Rotation der Erde und die hohe Bahnneigung der Raumstation wird im Verlauf des Fluges mehrmals innerhalb eines Tages ein Bodenbereich von etwa  $\pm 70$  Breitengraden, d.h. nahezu der gesamte bewohnte Bereich der Erde, abgedeckt. Die Armbanduhren am Boden können durch die besondere Form der Abstrahlung der Signale die richtige Uhrzeit ermitteln und im Falle von Nutzdaten kann durch eine spezielle Kodierung, die nicht durch andere Sender nachgebildet werden kann, die Authentizität der Daten überprüft werden. Dadurch wird eine fälschungssichere Übertragung der Daten, z.B. für den Diebstahlschutz, gewährleistet. Das GTS-System sendet für die verschiedenen Zeitzonen jeweils die korrigierte Lokalzeit mit Sommer/Winter-Informationen aus, so dass die Uhren am Boden automatisch die korrekte Zeit anzeigen. Jeder Empfänger am Boden hat eine eigene Identifikation (ID), durch die gezielt Informationen an einen einzelnen Benutzer gesendet werden können.

Für den Einsatz als Diebstahlschutz sendet das GTS System kodierte Nachrichten an den Empfängerchip, der daraufhin die



06

*Nutzer-definierte Kontakte der ICARUS-Nutzer per Telecommand (drei bis vier Mal pro Tag) via Raumstation zu den Tieren. Zurück kommen Daten wie Position (GPS- oder Galileo-Messung in Chip integriert), Beschleunigung, Temperatur und Druck.*

Elektronik blockiert. Dabei kann der Chip sowohl in Kraftfahrzeugen als auch in den entsprechenden Schlüsseln untergebracht sein. Es kann damit verhindert werden, dass ein Dieb selbst mit einem gestohlenen Originalschlüssel ein Fahrzeug entwendet, da der Schlüssel nach kürzester Zeit wirkungslos wird. Der zunehmenden Bedrohung der Fahrzeuginhaber, die durch die gewaltsame Herausgabe des Schlüssels immer häufiger besteht, wird damit entgegengewirkt.

Der GTS Datendienst ist im Wesentlichen für die Übertragung von Daten vom All zur Erde ausgelegt. Für Anwendungen, die einen Datenrückkanal benötigen, wird derzeit eine Erweiterung des Systems entwickelt: Das Icarus-Projekt nutzt die GTS Technologie, um Funketiketten („Animal Tags“) fernzusteuern und auch auszulernen. Da hierzu viele Sender gleichzeitig vom Boden zur ISS senden müssen, wird ein Zusatzmodul entwickelt, das durch ein nicht-kohärentes Bandspreizverfahren bis zu 1.000 Etiketten gleichzeitig unterscheiden kann. Ein leistungsfähiger digitaler Signalprozessor in Verbindung mit einer speziellen Antennencharakteristik kann die gleichzeitig verschickten Datenpakete separieren und weiterverarbeiten. Der GTS Downlink kann hierbei verwendet werden, um die Etiketten zusätzlich während des Funkkontakts zu kommandieren, z.B. Messraten umzustellen oder andere Parameter einzustellen. Die besondere Herausforderung bei den Funketiketten sind ein geringer Stromverbrauch und geringe Masse, inklusive der Antenne. Durch die

besondere Antennenform auf der ISS kann mit geringen Sendeleistungen gearbeitet werden. Zukünftige Etiketten sollen weniger als 9 Gramm wiegen und ihre Stromversorgung durch „Energy Harvesting“ bewerkstelligen. Frei zugängliche Schnittstellen und Nutzerspeicher werden die Anbindung eigener Sensoren und die Entwicklung neuer Strategien zur Datenerfassung und Verbrauchsoptimierung durch die Endbenutzer ermöglichen.

Beispielhaft sollen einige der beabsichtigten Anwendungen speziell der Ornithologie erwähnt werden:

- Lokalisierung der Brutplätze von Vögeln
  - Kollisionsvermeidung mit Flugzeugen
  - Migrationswege und -verhalten
- und allgemein aus der Zoologie:
- Detektion von Klimaveränderungen durch Animal Tracking
  - Einfluss von Klimaveränderungen auf Tiere
  - Erforschung der Ausbreitung von durch Tiere verbreiteten Krankheiten wie SARS, West-Nil-Virus
  - Erforschung von Migrationsrouten für Planung von Landschaftselementen (Wälder, Kraftwerke, Windkraftwerke, Autobahnen ...).

### 3. Flux ( $\Phi$ ) Probe Experiment auf ISS – FIPEX

„FIPEX on ISS“ ist ein Experiment, das die Konzentrationen von atomarem und molekularem Sauerstoff in der direkten Umgebung der ISS bestimmen sollte. Es ist 1995 in der Planungsphase der ISS vom Institut für Raumfahrtssysteme vorgeschlagen, entwickelt und nach dem Wechsel des Projektleiters Stefanos Fasoulas an die TU Dresden dort ab 2000 für den Einsatz qualifiziert worden. Es wurde, integriert auf einer externen Experimentierplattform (European Technology Exposure Facility, EuTEF), am 7. Februar 2008 zusammen mit dem europäischen Forschungsmodul Columbus mit dem Space Shuttle Atlantis gestartet, ein paar Tage später installiert sowie anschließend 572 Tage operationell betrieben. Das Experiment und die gesamte Plattform wurden danach mit einer der letzten Shuttle-Missionen zur Erde zurückgeführt. Unterstützt wurde das Projekt durch eine langjährige Förderung durch das Deutsche Zentrum für Luft und Raumfahrt (DLR) und die Europäische Raumfahrtagentur (ESA).

Die wissenschaftliche Motivation für dieses Experiment besteht darin, dass Raumflugkörper im niedrigen Orbit, wie z.B. das Space Shuttle, die ISS und einige wissenschaftliche und kommerzielle Satelliten, die Erde in einer sehr verdünnten Restatmosphäre umkreisen. Die Obergrenze der „wirkenden“ Atmosphäre wird dabei für Raumfahrtfragen in etwa dort definiert, wo der solare Strahlungsdruck die atmosphärischen Kräfte als wesentlichen Störeinfluss ablöst (circa 1.000 Kilometer Höhe). Allerdings wird oberhalb der Mesopause (ab etwa 85 Kilometer) der üblicherweise in der unteren Atmosphäre vorhandene molekulare Sauerstoff durch die Solarstrahlung im UV-Bereich dissoziiert. Die dadurch entstehenden Sauerstoffatome sind nun wegen der geringeren Masse beweglicher und es erfolgt damit ihre Anreicherung ab dieser Höhe, zumal die ebenfalls mögliche Rekombination zu molekularem Sauerstoff in der zunehmend dünneren Atmosphäre immer unwahrscheinlicher wird. Atomarer Sauerstoff dominiert folglich ab einer Höhe von etwa 200 Kilometer im Vergleich zu Sauerstoff- und Stickstoffmolekülen und stellt tatsächlich die Hauptkomponente der Restatmosphäre bis circa 1.000 Kilometer Höhe dar.

Der Teilchenfluss an atomarem Sauerstoff auf die Oberfläche eines Raumflugkörpers bewirkt nun wegen der extremen Reaktionsfreudigkeit und der hohen Relativgeschwindigkeiten eine Vielzahl von Oberflächenprozessen, darunter auch beispielsweise eine Erosion des Oberflächenmaterials. Für einen Satelliten im erdnahen Orbit kann die Anzahl der auftreffenden Sauerstoffatome auf circa  $10^{22}$  pro Quadratcentimeter für eine Sonnenzyklusperiode von elf Jahren abgeschätzt werden. Die Erosion nicht besonders geschützter Strukturbauteile könnte hier dramatische Folgen haben. Bauteile aus Kohlenfaserverbundwerkstoffen mit einer Dicke von 1,25 Millimeter, wie sie ursprünglich für den Einsatz bei der ISS vorgesehen waren, würden beispielsweise etwa 80 Prozent ihrer Dicke über eine geplante Missionsdauer von 30 Jahren verlieren. Da außerdem der Widerstand von Raumflugkörpern in großem Maße von der Dichte der Anströmung abhängt, ist für die Planung von Missionen im niedrigen Erdborbit und für alle Startvorgänge von Raketen die Kenntnis der vorliegenden Atmosphären-

verhältnisse von großer Bedeutung. Da aber die Atmosphäre andererseits dem Einfluss der solaren Strahlung sowie des Erdmagnet- und Gravitationsfeldes unterliegt, hängt der genaue Zustand an einem gegebenen Punkt von vielen Parametern ab, die längerfristige, kurzfristige und räumliche Variationen beinhalten. Für die Untersuchung dieser Effekte ist deshalb die Messung des Teilchenflusses einzelner Gasbestandteile, insbesondere des Sauerstoffs, auf eine wohldefinierte Fläche von großer Bedeutung.

Die zeitlich aufgelöste Messung von atomarem Sauerstoff ist jedoch nicht nur für die operationelle Raumfahrt von Bedeutung. Die dissoziative Strahlungsabsorption im ultravioletten Bereich ist tatsächlich eine der wichtigsten Wechselwirkungen der Solarstrahlung mit unserer Atmosphäre. Die Auswirkungen sind vielfältig und teilweise global. Nach erfolgter Photodissoziation wird nämlich ein Teil der absorbierten Energie direkt durch Stöße in Wärme umgewandelt, zum Teil in Form von Emissionen wieder in den Weltraum emittiert und zum Teil als potentielle chemische Energie vorübergehend gespeichert. Über Rekombinationsprozesse wird diese potentielle chemische Energie dann letztlich in Wärme umgewandelt, wobei sie im Bereich von 80 bis 90 Kilometer Höhe den größten Beitrag zur gesamten Aufheizung leistet. Genau wie an den Heizprozessen ist atomarer Sauerstoff auch entscheidend an den entsprechenden Kühlprozessen beteiligt. Im globalen Strahlungsbudget der oberen Erdatmosphäre ist eine wesentliche Wärmesenke die Abstrahlung infraroter Photonen im 15 Mikrometer-Band des Kohlendioxids. In Bezug auf den atomaren Sauerstoff ist hier von besonderer Bedeutung, dass sich die Energieniveaus dieses Bandes oberhalb von etwa 70 Kilometer Höhe wegen der geringen Luftdichte und der damit verbundenen geringen Anzahl von Stößen nicht mehr im thermischen Gleichgewicht mit dem Strahlungsfeld befinden. Die genauen Besetzungszahlen dieses Energieniveaus hängen dabei entscheidend von Stößen mit atomarem Sauerstoff zusammen, wobei im relevanten Höhenbereich in der Regel die Konzentration des atomaren Sauerstoffs nicht bekannt ist. Neben dem offensichtlich negativen Effekt auf unser Verständnis des Energiebudgets der oberen Erdatmosphäre ist noch von Bedeutung, dass die meisten satelliten-



07

Positionierung von FIPEX auf der ISS nach der Installation auf einer externen Plattform am Columbus-Modul der ISS (Bild: NASA, siehe auch (02)). Das Bild zeigt das integrierte Experiment mit insgesamt 12 Sensoren, 6 in Flugrichtung und weitere 6 senkrecht dazu und einer Gesamtmasse von 5 Kilogramm. Dargestellt sind auch die verwendeten „FIPEX on ISS“-Sauerstoffsensoren für das Ultrahochvakuum (im Vergleich zum Streichholz), Sensoren für den Einsatz in der Medizin- und Umwelttechnik (mittig) und ausgelotetes momentanes Miniaturisierungspotenzial (rechts).

gestützten Verfahren zur Bestimmung des Temperaturprofils auf einer Messung von CO<sub>2</sub>-Emissionen im selben Wellenlängenbereich von 15 Mikrometer beruhen. Da aber u.a. die Konzentration des atomaren Sauerstoffs nicht hinreichend gut bekannt ist, weisen entsprechende satellitengestützte Messungen in der oberen Erdatmosphäre oft dramatische Fehler von bis zu einigen zehn Grad auf.

Damit kann also eine entsprechende, zeitlich hoch aufgelöste Messung von atomarem Sauerstoff das Verständnis über die auftretenden Phänomene wesentlich erhöhen, einen Beitrag zu einer verbesserten Modellbildung unserer Atmosphäre leisten und damit sogar Einzug in Klimamodellen finden.

Vor dem Einsatz auf der ISS wurden als Vorläufermodelle von FIPEX mit leicht modifizierten kommerziellen Sensoren bereits mehrere kurzzeitige Flugexperimente durchgeführt, um primär das Funktionsprinzip zu demonstrieren:

- TEXUS 34, eine ballistische Höhenforschungsrakete (Start in Kiruna, Schweden, 1996);
- VS30, ebenfalls Höhenforschungsrakete (Start in Brasilien, 1997);
- TEAMSAT/Ariane 502, ein Forschungssatellit, gestartet mit dem Zweitstart der Ariane 5 mit etwa 1 Woche Betriebsdauer (1997);
- IRDT 1 und IRDT 2, europäisch-russische Demonstrationsmissionen für aufblasbare Wiedereintrittskapseln (erstmalig mit eige-

nen miniaturisierten Sensoren, 2000, 2002). Die zunächst eingesetzten kommerziellen Sensoren hatten dabei einen vergleichsweise hohen Leistungs- und Energiebedarf, weshalb die eigene Entwicklung von miniaturisierten Sensoren initiiert wurde. Diese Mikrosensoren basieren auf einem keramischen Festkörperelektrolyt, der für Sauerstoffionen leitfähig ist. Trifft Sauerstoff auf die Elektroden auf, wird er katalytisch in zweifach negativ geladene Ionen zerlegt. Diese Ionen werden dann, mittels einer angelegten Spannung, durch den Festelektrolyt geleitet. Der Strom, der durch diese Ionenleitung entsteht, kann gemessen werden und ist proportional zum Sauerstoffpartialdruck in der Umgebung. Durch Variation der eingesetzten Elektrodenmaterialien kann zusätzlich eine Selektivität für bestimmte Gasarten (z.B. atomaren Sauerstoff) erfolgen. Die Sensoren müssen dabei eine Betriebstemperatur von über 400 °C haben, da erst dann der keramische Festelektrolyt eine ausreichende Leitfähigkeit für Sauerstoffionen aufweist.

Ein weiterer Einsatz von FIPEX wird derzeit auf einem miniaturisierten Satelliten der TU Dresden (CubeSat SOMP, ein Kilogramm Gesamtmasse, ein Liter Volumen) vorbereitet, dessen Start in einen polaren Orbit demnächst erfolgen soll. Ebenso sind Missionen mit Höhenforschungsraketen bereits fest eingeplant. Schließlich wird das Instrument derzeit auch als Bestandteil von Satellitenschwärmen in Erwägung gezogen, um praktisch eine vierdimensionale Vermessung der atomaren Sauerstoffkonzentration in den drei Raumkoordinaten und der Zeit durchzuführen.

Erwähnenswert ist abschließend, dass die Miniaturisierung der Sensoren für die Raumfahrt sehr rasch auch attraktiv für zahlreiche terrestrische Anwendungen wurde, wie z.B. für verschiedene industrielle Anwendungen in der Regelungs- und Verfahrenstechnik, für die medizinische Leistungsdiagnostik, bei der Lecksuche in Vakuumsystemen und viele andere.

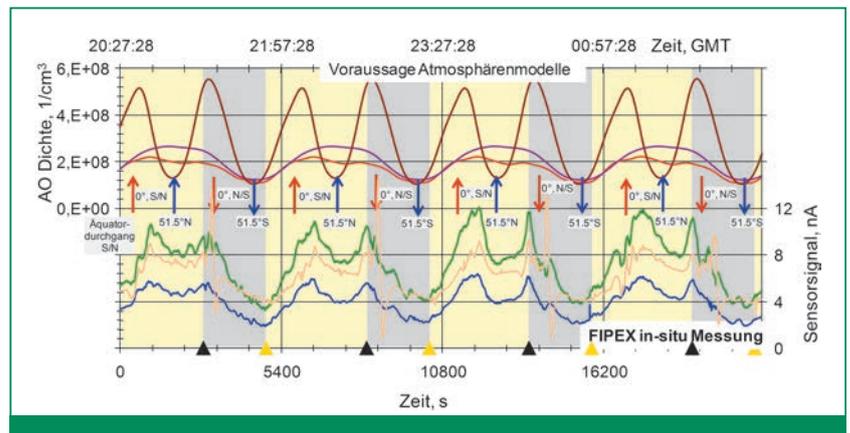
#### 4. Regenerative Stoffwirtschaft – erprobt auf der ISS

Die Entwicklung von regenerativen und nachhaltigen Lebenserhaltungssystemen ist eine wesentliche Voraussetzung für die Realisierung von Langzeitaufenthalten des Menschen im Weltraum. Das Lebenserhal-

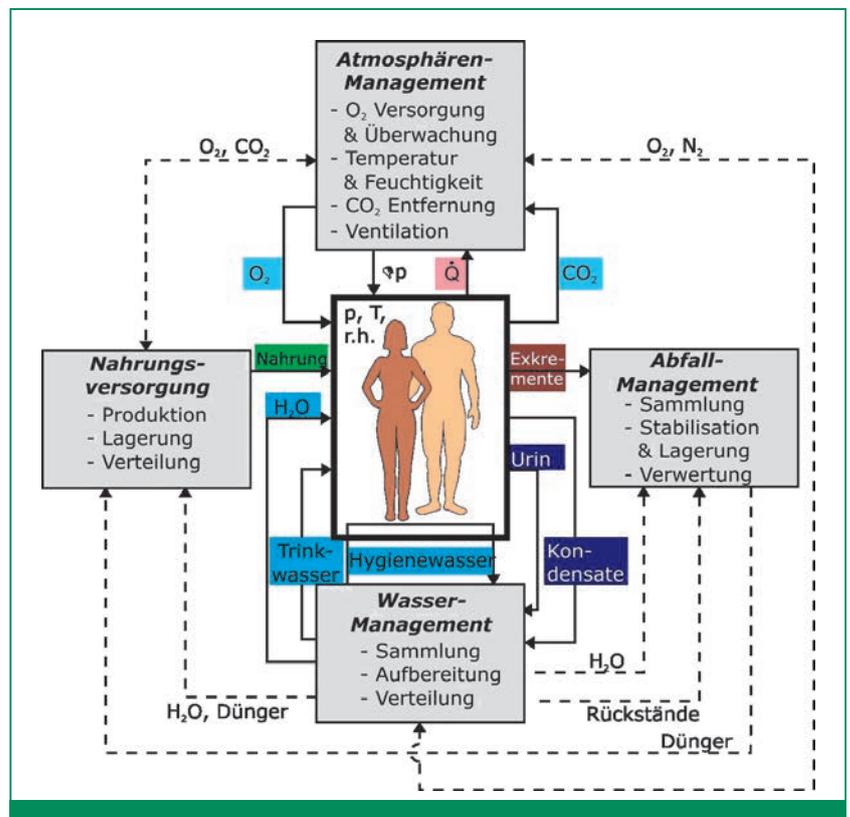
tungssystem (LSS – Life Support System) ist jenes Subsystem eines bemannten Raumfahrtssystems, welches dem Menschen das Überleben in der lebensfeindlichen Umgebung des Weltraums ermöglicht, indem es die Versorgung mit Bedarfsgütern und die Entsorgung sowie gegebenenfalls die Wiederaufbereitung von Abfall sicherstellt. Die Verbesserung von Lebenserhaltungssystemen verfolgt das langfristige Ziel, regenerative Systeme bis hin zur Autarkie zu entwickeln und zu erproben.

Zukünftige bemannte Raumfahrtmissionen werden den niedrigen Erdorbit verlassen und stellen aufgrund größerer Entfernung zur Erde und folglich längerer Transferzeiten im Vergleich zur Internationalen Raumstation neue Anforderungen an Betrieb und Funktionalität. Aktuelle Bestrebungen reichen vom Aufbau einer Forschungsbasis auf dem Mond, über die bemannte Erkundung von erdnahen Asteroiden bis zu bemannten Marsmissionen. Die Minimierung des Nachschubbedarfs spielt eine zentrale Rolle zur Bewältigung dieser Herausforderungen. Dies kann durch Regeneration der lebenswichtigen Stoffe Sauerstoff, Wasser und Kohlenstoff – also die Schließung der entsprechenden Kreisläufe – erzielt werden. Heute verfügbare und bereits im ISS- Lebenserhaltungssystem eingesetzte Technologien basieren auf physikochemischen Prozessen und ermöglichen die Regeneration von Wasser und teilweise auch schon von Sauerstoff. Im nächsten Schritt soll durch Kultivierung von biologischen Systemen zusätzlich der Kohlenstoff-Kreislauf geschlossen werden mit dem Ziel, Nachschubmasse einzusparen oder zumindest durch ungleiche Redundanzen die Sicherheit und Zuverlässigkeit der Versorgung von Astronauten zu erhöhen. Zusätzlich sind Veränderungen an der Infrastruktur so vorzunehmen, dass die synergetische Vernetzung von Komponenten eine zusätzliche Einsparung von Tankmassen und Nachschub ermöglicht.

Der von Wissenschaftlern des IRS gewählte und vom Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt DLR seit 2009 geförderte Ansatz, welcher im Experiment auf der Erde schon realisiert und später im Welt- raum erprobt werden soll, ist die Unter- suchung der Machbarkeit von Lebenser- haltungssystemen auf Basis der synergeti-

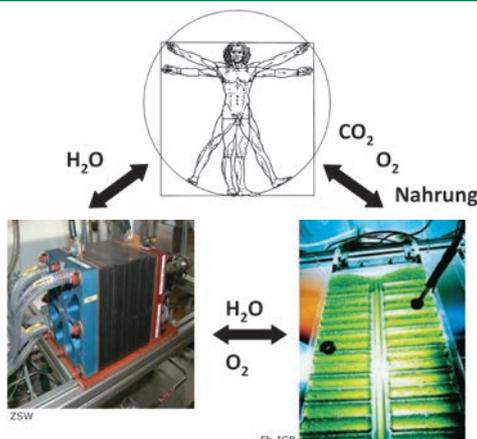


Die ersten Ergebnisse des „FIPEX on ISS“ Experiments im Vergleich zu verschiedenen Atmosphärenmodellen. Dargestellt sind die Werte für vier Orbits im Zeitraum 16.-17. April 2008. Die schwarzen Dreiecke symbolisieren den Eintritt in die Schattenphase (grau hinterlegt), die gelben Dreiecke den Sonnenaufgang. Der obere Teil des Diagramms zeigt die Voraussagen von drei verschiedenen Atmosphärenmodellen, die teilweise nicht einmal qualitativ übereinstimmen. Der untere Teil zeigt die Messergebnisse von drei Sensoren, die zu diesem Zeitpunkt betrieben wurden. Man erkennt deutlich den Anstieg der Konzentration nach dem Austritt aus der Schattenphase, das Erreichen eines Maximums in der Nähe des Äquators, das Absinken für größere nördliche und südliche Breiten sowie das deutliche Absinken nach dem Schatteneintritt.



Die Aufgaben der Lebenserhaltung sind auf Subsysteme verteilt, welche den Nachschub der Atmosphärengase, von Wasser und Nahrung sichern und die Abfallstoffe entsorgen. Keines dieser Subsysteme arbeitet unabhängig von den anderen, alle stehen miteinander in Beziehung. Dabei wird der Mensch auch als Subsystem betrachtet, mit Ein- und Ausgängen für seine „Stoffströme“.

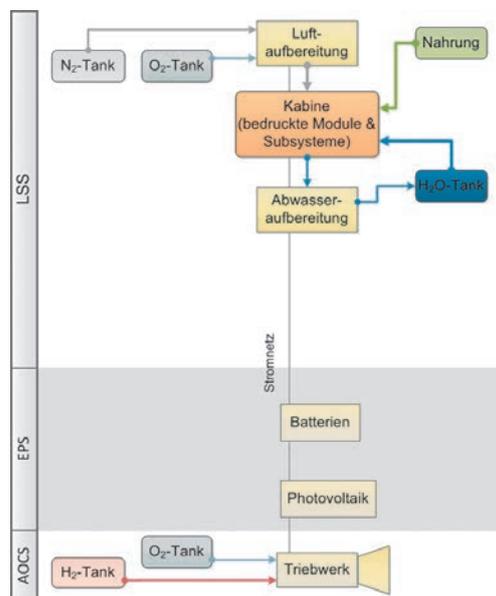
Stoff- und Energieströme im Lebenserhaltungssystem zwischen dem Menschen, der Polymer-Elektrolyt-Membran-Brennstoffzelle und dem Photobioreaktor: Die direkt oder durch Lichtleiter indirekt dem Sonnenlicht ausgesetzten Algen wandeln das ausgeatmete Kohlendioxid der Astronauten durch Photosynthese um und produzieren dabei Sauerstoff und essbare oder energetisch nutzbare Biomasse. Der Mensch kann den Sauerstoff einatmen oder die Brennstoffzelle diesen, zusammen mit zugeführtem z.B. durch Elektrolyse erzeugtem Wasserstoff, zur Produktion elektrischer Energie nutzen. Dabei entsteht trinkbares Wasser. Physikochemische Filterung reinigt die Stoffströme so, dass die zu Grunde liegenden Prozesse lange Zeit stabil ablaufen.



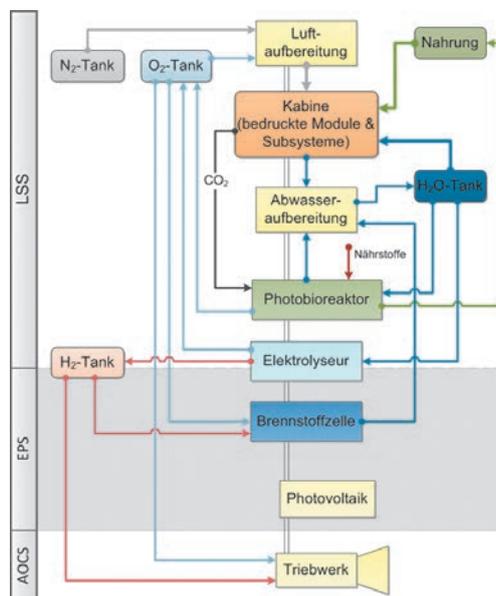
schen Integration von Photobioreaktoren und Brennstoffzellen. Mit den Photobioreaktoren, die für die Kultivierung von Mikroalgen eingesetzt werden, kommen biologische Prozessführungen hinzu.

Die eingesetzten Mikroalgen der Spezies *Chlorella vulgaris* setzen das ausgeatmete Kohlendioxid der Besatzung mit Hilfe von Licht in Biomasse (Nahrung) um. Der dabei produzierte Sauerstoff kann einerseits in die Kabine zurückgeführt, andererseits der Brennstoffzelle zusammen mit Wasserstoff zur Erzeugung elektrischer Energie zugeführt werden. Über den Elektrolyseprozess wird Wasser aus dem Photobioreaktor bzw. aus dem Brennstoffzellenprozess in Sauerstoff und Wasserstoff aufgespalten. Letzterer ist vor allem als Energiespeicher und Treibstoff vielseitig einsetzbar. Durch die Stoffregenerations-

Verdeutlichung des Einsparpotenzials anhand des Vergleichs eines nicht vernetzten Lebenserhaltungssystems mit dem weitgehend synergetisch vernetzten System einschließlich Energiesystem (EPS – Electrical Power System) und dem Lage- und Bahnregelungssystem (AOCS – Attitude and Orbit Control System). Das unvernetzte Raumfahrtssystem (links) sieht für jedes Subsystem seine eigene Stoffinfrastruktur vor. Hier kann bereits eine regenerative Brennstoffzelle, d.h. inklusive Elektrolyseur, anstelle der Batterie eingesetzt werden. Es kann jedoch als geschlossenes System nur die Aufgabe einer sekundären Batterie erfüllen. Im Beispiel des vernetzten Systems (rechts) werden für Wasserstoff und Sauerstoff sowie Wasser die Grenzen der Subsysteme durchdrungen. Wasserstoff steht sowohl der Brennstoffzelle, als auch dem Antriebssystem zur Verfügung. Sauerstoff kann zur Erzeugung von elektrischer Energie in der Brennstoffzelle als Oxidationsmittel und zur Versorgung der an Bord befindlichen Personen verwendet werden.



und Vernetzungsfähigkeit der eingesetzten Technologien, sowie durch die Ausnutzung synergetischer Effekte bei der Infrastrukturgestaltung, lassen sich Masseneinsparungen und Redundanzen erzielen. Unter einem hybriden Lebenserhaltungssystem versteht man die Zusammensetzung des LSS aus physikochemischen und biologischen Komponenten oder auch die Verknüpfung von zwei oder mehreren Prozesswegen außerhalb des menschlichen Stoffwechsels zum Vorteil beider Prozesse. Hybride LSS sind kurz- bis mittelfristig umsetzbar, da sie bereits entwickelte physikochemische Prozesse und einfach kontrollierbare biologische Systeme einsetzen. Insbesondere Vorteile bei der äquivalenten Systemmasse und Zuverlässigkeit sind gegenüber rein bioregenerativen LSS zu erwarten. Aktuell sind physikochemische Prozesse besser verstanden, daher auch zuverlässiger zu kontrollieren, weniger wartungsintensiv und kompakter in der Bauweise. Biologische Prozesse arbeiten träger, sind aber in der Lage, Kohlenstoff aufzubereiten. Künftig kann die Zuverlässigkeit biologischer Systeme durch eine effizientere Kontrolle und dank ihrer Eigenschaft, dass sie in der Lage sind, sich bei Störfällen zu erholen und selbst zu reparieren, gesteigert werden. Diesem Prinzip der Selbsterholung liegt die Selbstorganisation von Lebewesen und Organismen zugrunde und bleibt physikochemischen Technologien vorenthalten. Die Herausforderung in der Umsetzung besteht in noch offenen biologischen Fragen und in der System-



integration, für welche ein interdisziplinärer Ansatz erforderlich ist. Wissenschaftler und Ingenieure aus verschiedenen Disziplinen müssen einen Beitrag zu einem Gesamtsystem leisten. Hybride Lebenserhaltungssysteme stellen somit den mittelfristigen Zwischenschritt zu bioregenerativen Systemen dar. Aufgrund geringer Puffer- und Speicherkapazitäten sind eine effiziente kontinuierliche Überwachung und Kontrolle erforderlich, sowie schnelle und zuverlässige Komponenten redundant einzubeziehen.

Die gestellten Anforderungen und Randbedingungen sind wie folgt: Die Massenströme eines Menschen sind in (09) dargestellt. Die Massenströme können je nach Aktivität des Menschen höher oder niedriger liegen. Einen nicht zu vernachlässigenden Anteil nimmt die Verpackung der Nahrung ein. Das Hygienewasser umfasst Waschwasser für Hände, Dusche, Kleidung und Geschirr sowie Toilettenspülung. Die Menge hängt davon ab, welchen Komfort im Umgang mit Wasser einer Besatzung zugestanden wird. Grundsätzlich gilt: je länger die Missionsdauer, desto höher der Bedarf an Hygienewasser. Die Kabinenluft entspricht weitgehend der Luftzusammensetzung auf der Erde. Aus Sicherheitsgründen darf der Partialdruck von Sauerstoff höchstens ein Drittel des Gesamtdrucks ausmachen, um die Entflammbarkeit von Materialien in Grenzen zu halten und nicht länger als zwei Stunden unter 134 Millibar liegen.

Eine synergetische Vernetzung im LSS bedeutet, dass das Zusammenschalten von Komponenten, die jeweils eine konkrete Aufgabe erfüllen, weitere übergeordnete Vorteile im systemischen Zusammenwirken ergeben wie etwa Masseeinsparung oder Redundanzen. Für die Umsetzung eines hybriden LSS können synergetische Vorteile durch die Integration von Brennstoffzellen und Photobioreaktoren zur Kultivierung von Mikroalgen in einer vernetzten Stoffinfrastruktur hinsichtlich Masse, Volumen und Nachschub erzielt werden.

Die aktuelle Forschung konzentriert sich auf die Systembewertung dieser Vernetzung von Photobioreaktoren (Sauerstoffproduktion, Kohlendioxidaufnahme, Nutzung als Nahrung) und der Brennstoffzellen (Erzeugung von elektrischer Energie und Wasser) sowie auf die technischen Aspekte der Systemintegration. Von den Schnittstellen der Komponenten zum Lebens-

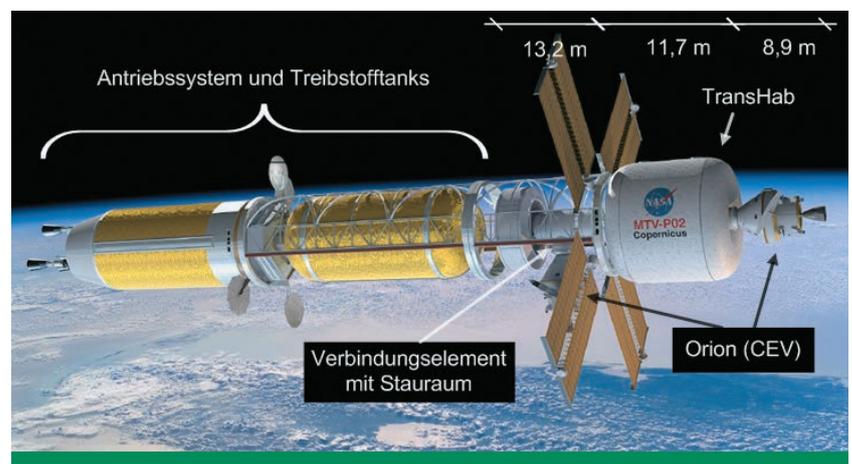
## ZUSAMMENFASSUNG

Seit November 2000 leben und arbeiten ohne Unterbrechung bis zu sechs Astronauten in der Internationalen Raumstation ISS. Das Großforschungslabor im Weltall ist das wahrscheinlich größte wissenschaftlich-technische Projekt in der Geschichte der Menschheit und ein sichtbares Beispiel für die globale Zusammenarbeit. Die Raumstation ermöglicht durch die speziellen Umgebungsbedingungen grundlagen- und anwendungsbezogene Untersuchungen in vielen wissenschaftlichen Disziplinen und damit einzigartige Möglichkeiten insbesondere für die „Forschung unter reduzierter Schwerkraft“. Dadurch ergeben sich neue Möglichkeiten der Technologieentwicklung, sowohl für die Verbesserung von industriellen Verfahren auf der Erde, als auch für zukünftige Raumfahrt-Infrastrukturen. Als Außenposten der Erde bildet die Raumstation zudem ein Sprungbrett für die weitere Erforschung und Erschließung des Weltraums.

Forscher des Instituts für Raumfahrtssysteme der Universität Stuttgart haben bislang zwei Experimente entwickelt und erfolgreich auf der ISS durchgeführt: GTS Global Transmission Services, ein Experiment zur weltweiten Zeitsynchronisation und zum Aufspüren und Verfolgen beweglicher Objekte und das FIPEX Flux Probe Experiment zur Messung der Verteilung des molekularen und atomaren Sauerstoffs in der Raumstationsumgebung. Ein weiteres Experiment zur Erweiterung der regenerativen Stoffwirtschaft (ReStWEX), d.h. Verbesserung des Lebenserhaltungssystems an Bord von zukünftigen Raumstationen und Transferfahrzeugen zu Asteroiden und zum Planeten Mars, wird gegenwärtig vorbereitet und soll in den nächsten Jahren ebenfalls zur ISS fliegen. Über diese drei Experimente, die bisher erzielten Ergebnisse und deren Spin-off-Potenzial für terrestrische Anwendungen wird hier berichtet.

erhaltungssystem darf keine Gefahr einer Kontamination ausgehen, so dass Gegenmaßnahmen mitberücksichtigt und im Labor untersucht werden müssen. Zusätzlich ist ein mikrogravitationstauglicher Photobioreaktor zu entwickeln. Die ersten Ergebnisse fließen bereits in einen Vorschlag für ein Weltraumexperiment ein, welches künftig auch als Erweiterung des geplanten Advanced Closed Loop Systems (ACLS) auf der Internationalen Raumstation geplant ist. Das ACLS-Experiment der Firma EADS Astrium Friedrichshafen soll demonstrieren, dass bei Transport-

Interplanetares Transfer-Vehikel (ITV) für den Flug zum Mars. Ein solcher Flug dauert unter Beachtung der Rückkehrfenster knapp zwei Jahre bei 15 Tagen Aufenthalt am Mars und – ohne Alternative dazwischen – mindestens drei Jahre bei 15 Monaten Aufenthalt auf dem Mars. Trotz der Verwendung von nuklear-thermischen Triebwerken besteht die Abflugmasse hauptsächlich aus Treibstofftanks und Antriebssystem. Das gesamte Volumen der Module beträgt der NASA-Studie zufolge 600 Kubikmeter.



## DIE AUTOREN

**PROF. DR. DR.-ING. E.H.  
ERNST MESSERSCHMID**

arbeitete nach dem Studium der Physik an den Universitäten Tübingen und Bonn als Wissenschaftlicher Mitarbeiter von 1970 bis 1977 am CERN in Genf, am Brookhaven National Laboratory in New York, am DESY in Hamburg und promovierte 1976 an der Universität Freiburg. Ab 1978 war er im Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR Oberpfaffenhofen) beschäftigt und wurde ab 1983 in Köln-Porz zum Wissenschaftsastronauten ausgebildet. Er startete am 30.10.1985 mit dem amerikanischen Space-Shuttle Challenger zum 7-tägigen Flug der D1-Spacelab-Mission. 1986 wurde er zum Ordinarius für Raumfahrtssysteme und Direktor des gleichnamigen Instituts der Universität Stuttgart berufen. Von 2000 bis 2004 war Ernst Messerschmid von der Universität Stuttgart beurlaubt, um die Leitung des Europäischen Astronautenzentrums der ESA in Köln-Porz wahrzunehmen.

**PROF. DR.-ING. STEFANOS FASOULAS**

arbeitete nach dem Studium der Luft- und Raumfahrttechnik von 1990 bis 1999 als Wissenschaftlicher Mitarbeiter am Institut für Raumfahrtssysteme der Universität Stuttgart, wo er 1995 auch promovierte. Im November 1999 folgte er einem Ruf auf die Professur für Raumfahrtssysteme und Raumfahrtnutzung an die TU Dresden. In 2006 übernahm er hier als geschäftsführender Direktor die Leitung des Instituts für Luft- und Raumfahrttechnik. Im Juli 2010 wechselte er wieder an die Universität Stuttgart, um die Professur für Raumtransporttechnologie am Institut für Raumfahrtssysteme zu übernehmen.

**PROF. DR.-ING. FELIX HUBER**

arbeitete nach dem Studium der Luft- und Raumfahrttechnik von 1993 bis 1999 als Wissenschaftlicher Mitarbeiter am Institut für Raumfahrtssysteme der Universität Stuttgart, wo er 1994 auch promovierte. Im selben Zeitraum war er außerdem Projektleiter am Transferzentrum Raumfahrt der Steinbeis-Stiftung für Wirtschaftsförderung, dessen Leitung er 2000 übernahm. Im Februar 2009 folgte er einem Ruf auf die Position des Direktors für Raumflugbetrieb und Astronautentraining im Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR Oberpfaffenhofen) in Verbindung mit der Professur „Raumflugbetrieb“ an der Universität der Bundeswehr in Neubiberg.

**Kontakt**

Universität Stuttgart  
Institut für Raumfahrtssysteme  
Astronautik und Raumstationen  
Pfaffenwaldring 29  
D-70569 Stuttgart  
Tel. +49 (0) 711/685-62383  
Fax +49 (0) 711/685-62358  
messerschmid@irs.uni-stuttgart.de  
www.irs.uni-stuttgart.de

kosten zur ISS von 22.000 Dollar pro Kilogramm Nachschubmasse der Aufwand für ein Luftaufbereitungssystem, welches eine Abscheidung von Kohlendioxid und Erzeugung von Sauerstoff ermöglicht, sich sprichwörtlich „bezahlt“ macht. Mit einem zusätzlich installierten Sabatier-Reaktor soll der aus dem alkalischen Elektrolyseur stammende Wasserstoff mit Kohlendioxid zu Methan reagieren, um den Wasserstoff als Wasser wieder zurückzugewinnen. Methan wird als Abfallprodukt zunächst noch in den Weltraum entsorgt, könnte aber zukünftig auch als gut lagerfähiger Treibstoff verwendet werden. Das ACLS soll im Jahr 2016 auf der ISS im Columbus-Modul installiert werden. Kurze Zeit später könnte das ReStWEX nachgeliefert werden.

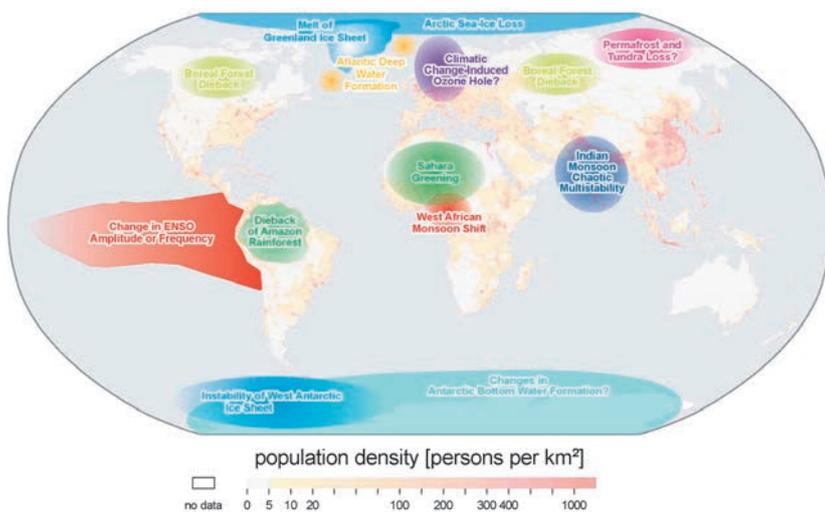
Insofern könnten die in diesem Experiment erarbeiteten ingenieurwissenschaftlichen Grundlagen dazu beitragen, den „Traum vom Fliegen“ in eine bislang von der Menschheit nicht erreichten Dimension außerhalb des Wirkungspotentials der Erdgravitation zu ermöglichen. Denn zukünftige Raumschiffe zu fernen Zielen im Sonnensystem, mit teilweise langen Reisezeiten zu Asteroiden, Mars oder dessen Monde, werden nicht ohne regenerative Lebenserhaltungssysteme auskommen. Die Astronauten werden außerdem lernen müssen, vor Ort verfügbare Ressourcen zu nutzen und die Vorräte in den Tanks nachzufüllen.

Die Verbesserung von Lebenserhaltungssystemen, auch Habitat-Forschung bezeichnet, generiert daher – ähnlich der Ökosystemforschung auf der Erde – kollektiv nützliches Wissen, um Zusammenhänge des eigenen Lebensraums zu begreifen und um diese zu beeinflussen. Raumfahrt-Habitat-Technologie kann als Spin-off für die Ökosystem- und Energieforschung auf der Erde verstanden werden. Stoffumsätze laufen im Vergleich zur Erde beschleunigt ab und Einzelphänomene sind den Untersuchungen besser zugänglich. Möglichkeiten und Grenzen bei der Schließung von Stoffkreisläufen in der Raumfahrt zeigen uns den Weg für den Umgang auf der Erde mit begrenzten Ressourcen wie Sauerstoff, Wasser und Nahrung und nötigen uns den Respekt ab vor dem, was die Natur bisher alleine ohne unser Zutun vollbringt, vielleicht nicht für immer. •

Ernst Messerschmid,  
Stefanos Fasoulas, Felix Huber

# Die Vermessung der Welt aus dem All

Die Satellitengeodäsie spielt als messende Ingenieursdisziplin eine bedeutende Rolle in der Erdsystem- und Klimaforschung. Der geodätische Blick aus dem All ist global und synoptisch, eine Bedingung um das Gesamtsystem „Erde“ quantitativ erfassen und verstehen zu können. Wie verschiedene Komponenten des globalen Wasserkreislaufs quantifiziert werden, wird anhand zweier Satellitenverfahren erläutert.



bolisierten die Vermessungstätigkeiten von Gauß. Seine mathematischen Entwicklungen wurden oft aus seinen praktischen Messtätigkeiten gespeist; zum Beispiel die Schätzmethode der kleinsten Quadrate oder seine Statistik. Letzteres ist auch auf dem alten Zehnerschein symbolisiert, nämlich durch die Gauß'sche Normalverteilung. Auch Alexander von Humboldt war ein aktiver Geodät, hatte er auf seinen Entdeckungsreisen doch immer *high-tech* Vermessungsgeräte dabei.

Geodäten haben schon immer davon geträumt, die Erde als Ganzes vermessen zu können. Der Grundstein dazu wurde vor 150 Jahren vom preußischen General Johann Jacob Baeyer gelegt, als er Delegierte aus Preußen, Österreich und Sachsen 1862 nach Berlin zur Diskussion seiner „Entwurf zu einer Mitteleuropäischen Gradmessung“ einlud. Bald schlossen sich weitere europäische Staaten der Initiative an, was als Geburtsstunde der Internationalen Assoziation der Geodäsie (IAG) gilt. Im Jahr 2013 veranstaltete die IAG in Potsdam zu Ehren von General Baeyer eine große internationale Konferenz.

Der Traum der globalen Vermessung der Erde wurde natürlich erst im Satellitenzeitalter realisiert. Nur von Satelliten aus besteht überhaupt die Chance, die Erde gleichmäßig, mit homogener Genauigkeit und in einem beschränkten Zeitraum zu vermessen. Schon aus den ersten Sputnik-Bahnbeobachtungen konnte die Erdabplattung genauer bestimmt werden, als aus allen terrestrischen Messungen der

*Tipping Points: kritische Indikatoren der Klimastabilität.*

## 1. Geodäsie und die Vermessung der Welt

Vom österreichisch-deutschen Schriftsteller Daniel Kehlmann erschien 2005 der Bestseller *Die Vermessung der Welt*, ein Roman über die Geodäten Carl Friedrich Gauß (1777–1855) und Alexander von Humboldt (1769–1859). Der breiteren Öffentlichkeit sind die beiden Herren zwar eher als Mathematiker bzw. Naturforscher bekannt. Der Buchtitel verweist aber auf die Kernaufgabe der Geodäsie, nämlich das Ausmessen und Abbilden der Erdoberfläche. Und genau das taten die Herren Gauß und von Humboldt. Nicht umsonst zeigte der alte Zehnmarschein ein norddeutsches Triangulationsnetz samt Sextant; sie sym-

Jahrhunderte davor. Danach entwickelte sich die Satellitengeodäsie in einem rasanten Tempo. Man denke nur an die gesellschaftlichen und wirtschaftlichen Möglichkeiten, die globale satellitengestützte Navigationssysteme wie das US-amerikanische GPS oder das künftige europäische Galileo bieten.

Die Notwendigkeit kontinuierlicher Erdbeobachtung wird durch die aktuelle Debatte um den globalen Wandel unterstrichen. Man liest zwar regelmäßig in der Zeitung, dass der Meeresspiegel ansteigt. Wie misst man aber zuverlässig solche kleinen Änderungen (etwa 3 mm/Jahr), wenn man überlegt, dass Wellen und Gezeiten um einige Größenordnungen größer sind? Und wo kommt das Wasser her? Teils erklärt sich der Meeresspiegelanstieg durch thermische Ausdehnung: wenn die mittleren Temperaturen steigen, dehnt sich auch das Wasservolumen aus. Zum Großteil erklärt sich der Meeresspiegelanstieg aber durch eine großskalige Verlagerung der Wasser- und Eismassen im globalen Wasserkreislauf.

In der Debatte um den Klimawandel haben Kollegen des Potsdam-Instituts für Klimafolgenforschung (PIK) den Begriff der „tipping points“ geprägt. Dies sind kritische Indikatoren des Klimasystems insgesamt. Zum Beispiel beobachten geodätische Satelliten seit einigen Jahren eine beschleunigte Abschmelzung des Grönländischen Eisschildes. Ohnehin spielt die Satellitengeodäsie bei etwa der Hälfte der „tipping points“, siehe (01), eine wichtige Beobachtungsrolle.

Dieser Beitrag dient dazu, anhand von zwei unterschiedlichen geodätischen Satellitensystemen die zentrale Rolle der Geodäsie in der Erdbeobachtung zu verdeutlichen.

## 2. Satellitengravimetrie

Wie „wiegt“ man nun großskalige Massenänderungen wie das Abschmelzverhalten von Grönland aus dem All? Großräumige Massenumlagerungen bewirken eine Änderung des Erdschwerefeldes. Das Schwerefeld der Erde bringt ja „nur“ die Gesamtmasseverteilung in und auf der Erde zum Ausdruck. Auch wenn es sich hier um vielleicht die 6. Nachkommastelle handelt, sind solche zeitliche Änderungen messbar. Eine direkte Schwerefeldmessung vom Satelliten aus wird aber nicht gelingen. Satelliten bewegen sich im Freifall, genau wie ein

Astronaut auf der Raumstation schwebt und anscheinend nicht von der Erde angezogen wird. (In Wahrheit wird er von der Erde angezogen; nur ist die Erdanziehung in Bilanz mit der Zentrifugalbeschleunigung durch die Freifallbewegung.) Was sich aber sehr wohl messen lässt, ist die unterschiedliche Fallbewegung zweier Satelliten. Beide Satelliten befinden sich an unterschiedlicher Position im Erdschwerefeld und werden entsprechend unterschiedlich angezogen. Deren Fallbewegung und somit die Internatellitendistanz ist daher variabel.

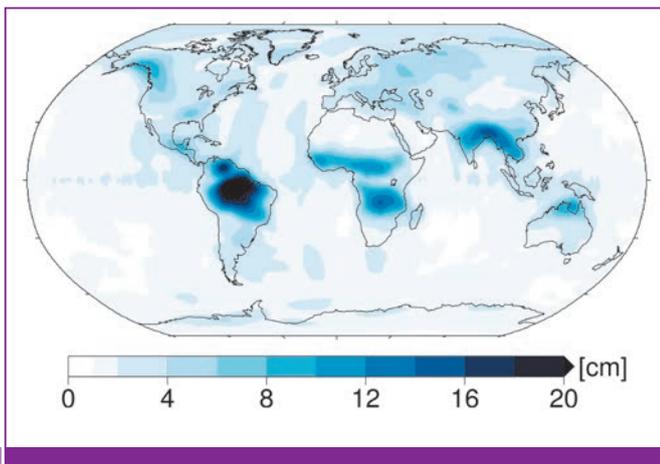
Dieses Prinzip, das sich „low-low satellite-to-satellite tracking“ nennt, wird von der amerikanisch-deutschen Satellitenmission GRACE realisiert. Dabei befinden sich seit etwa zehn Jahren zwei baugleiche Satelliten auf derselben polaren Umlaufbahn in etwa 450 Kilometer Höhe. Allerdings sind sie in der Bahn um etwa 200 Kilometer versetzt; der eine Satellit jagt dem anderen mit fast 30 Sekunden Verzögerung hinterher. Die Entfernungsänderungen zwischen den beiden Satelliten werden mit einer Präzision von etwa zehn Mikrometern ( $\mu\text{m}$ ) durch K-Band-Entfernungsmessung erfasst.

Aus diesen hochgenauen Messungen produzieren Geodäten praktisch jeden Monat ein Erdschwerefeld. Im Rahmen der Klimaforschung werden solche Ergebnisse erst interessant, wenn die monatlichen Schwerefelder so-zu-sagen als Film hintereinander gereiht werden. Es entsteht eine Zeitfolge von Schwerefeldänderungen, also von Massenverlagerungen im Erdsystem, über die letzten 10 Jahre. Bedingt durch die Höhe der Satelliten und durch die, trotz Messgenauigkeit, relativ geringe Sensitivität kann die Satellitengravimetrie allerdings solche Änderungen nur für räumliche Skalen auflösen, die größer als etwa 400 Kilometer sind. Trotzdem liefert die Zeitreihe der Massenänderungen ein umfassendes Bild der Erde, das Hydrologen, Eiswissenschaftler oder Geophysiker so noch nicht gesehen hatten. Über die klassischen bildgebenden Verfahren der Satellitenfernerkundung hinaus, eröffnet die Satellitengravimetrie eine komplett neue Art, die Erde zu erkunden. Statt elektro-magnetischer Wellen wird die gravitationelle Wechselwirkung genutzt.

Weil viele, obwohl nicht alle, Massenverlagerungen im Erdsystem mit dem Wasserkreislauf zusammen hängen, werden die

## SUMMARY

*Satellite geodesy plays a key role in Earth system science and climate research as it provides a quantitative observational basis. The geodetic vantage point from space is global and synoptic, which is required to determine “system Earth” in a quantitative sense and to understand it. Two satellite geodetic methods are employed here to demonstrate how individual components of the global water cycle are measured. Satellite gravimetry measures changes in the Earth’s gravity field, from which large scale mass transports are inferred. Thus several processes like ice cap melting in Greenland and West Antarctica, melting of continental glaciers, large scale groundwater depletion and, ultimately, sea level rise from continental freshwater influx into the oceans can be monitored. Satellite altimetry, on the other hand, is a geometric measurement method. It also allows the long term monitoring of sea level and sea level rise. The geometric sea surface change, however, is a combination of freshwater influx and thermal expansion. Hence, the combination of both satellite geodetic methods allows disentangling the different contributors. Satellite altimetry is also used for hydrological purposes here, monitoring inland water bodies. This is a relevant application of satellite altimetry as the global database of lake and river heights and river runoff from lake and river gauges is far from satisfactory for continental scale modelling. Moreover, the database has been in decline over the past years. Apart from the focus on the quantitative role of satellite geodesy this contribution emphasizes the need for long-term observation of key variables in the Earth system.*



02

Jahresgang der hydrologischen Massenänderungen, ausgedrückt in äquivalenter Wasserhöhe in Zentimeter.

Massen oft als Wasserschicht ausgedrückt: die sogenannte wasseräquivalente Höhe. Dies ist selbstverständlich irreführend für Massenänderungen, die nicht mit Hydrologie zu tun haben. Auch

wenn es um hydrologische Massenverlagerungen geht, können wasseräquivalente Höhen in die Irre führen. Das Gravitationssignal aus der GRACE-Mission kann nicht unterscheiden, ob es nun um Oberflächenwasser, Bodenfeuchte, tiefes Grundwasser oder gar um Wasser in der Biosphäre geht. Eine vertikale Trennung ist nicht möglich. Der Vorteil ist aber, dass man ein vergleichbares Maß und einen globalen Überblick erhält, was in (02) und (03) eindrucksvoll belegt wird.

(02) zeigt die Variabilität der äquivalenten Wasserhöhe weltweit. Obwohl weitere Perioden im Spiel sind, geht es hier in erster Linie um den Jahresgang. Für jeden Pixel auf dieser Karte muss man sich also eine jährliche Sinuskurve mit einer Amplitude vorstellen, die man von der jeweiligen Farbe abliest. Konkret geht zum Beispiel der Wasserspeicher des Amazonasbeckens jährlich mit 20 Zentimetern Amplitude auf und ab. Man sieht auch, dass der Amazonas vom Orinocobecken getrennt ist. Weitere Gebiete mit starker hydrologischer Aktivität sind die Tropenbereiche in Afrika und Nordaustralien und der Zusammenfluss von Ganges und Brahmaputra. Auch die hydrologisch eher inaktiven Kontinentalgebiete, wie die Wüsten und die Antarktis fallen durch helle Farben ins Auge. Die Karte zeigt gleichzeitig auch die Beschränkungen der momentanen Satellitengravimetrie auf. Für viele Gebiete, wie etwa die indonesischen Inseln, reicht die räumliche Auflösung nicht aus.

Selbstverständlich ist es keine neue Erkenntnis, dass im Wüstenbereich hydrologisch wenig passiert und dass die Tropen dagegen sehr aktiv sind. Die Innovation der Satellitengravimetrie steckt in der Tatsache,

dass sich Massenumsätze messtechnisch quantifizieren lassen und zwar global mit homogener Genauigkeit und homogener (obwohl grober) räumlicher Auflösung. Dies ist umso wichtiger, weil das terrestrische Netzwerk von hydrologischen und meteorologischen Messstationen seit Jahren rückläufig ist. Der langfristige Betrieb zum Beispiel von Flusspegelstationen ist nun mal für viele Länder weltweit eine kostspielige Angelegenheit.

In Gegensatz zur jährlichen Variation stellt (03) die langfristige Änderung, ausgedrückt in cm/Jahr Änderung der äquivalenten Wasserhöhe, dar. Es sei nochmals betont, dass die äquivalente Wasserhöhe nur eine Darstellung der gemessenen Massenänderungen ist. Zum Beispiel haben die blauen Bereiche in Skandinavien und Nordamerika wenig mit langjährigen Grundwasseränderungen zu tun. Vielmehr geht es um postglaziale Hebung der Landmassen nach dem Rückzug der Eisschilde der letzten Eiszeit (vor 18.000 Jahren). Die Massen der damaligen kilometerdicken Eispanser haben die Erdkruste nach innen deformiert. Seitdem das Eis abgeschmolzen ist, bewegt sich die Erdkruste wieder visko-elastisch zurück. Es geht um Bewegungsraten bis zu einem Zentimeter pro Jahr, die übrigens auch mit anderen geodätischen Messtechniken wie GPS oder aus geologischen Analysen festgestellt wurden. Die Quantifizierung der Massenbewegungen und eine Bestimmung der räumlichen Ausdehnung über Kanada sind aber wichtige Errungenschaften der GRACE-Mission.

Das Beunruhigende an (03) sind die roten Bereiche über Grönland und der Westantarktis. Die Satellitengravimetrie erlaubt eine eindeutige Quantifizierung des Abschmelzverhaltens, etwas das mit herkömmlichen Fernerkundungsmethoden oder mit Modellierung kaum möglich war. Vom grönländischen Eisschild schmelzen etwa 300 Gt/Jahr (Gigatonnen pro Jahr) ab. Zum Vergleich: eine Gigatonne entspricht der Wassermasse in einem Würfel mit einem Kilometer Kantenlänge. Wenn 300 solcher Eiswürfel pro Jahr abschmelzen, bewirkt das einen mittleren Meeresspiegelanstieg von etwa 0,85 Millimeter pro Jahr. Zahlenmäßig mag das vielleicht gering erscheinen. Über den Zeitraum der GRACE-Satellitenmission aber sind die Ozeane im Schnitt alleine wegen Grönland um fast einen Zentimeter ge-

stiegen. GRACE hat auch Hinweise darauf geliefert, dass sich der Abschmelzvorgang beschleunigt. Wichtig in der Meeresspiegeldiskussion ist auch die Tatsache, dass der so berechnete Meeresspiegelanstieg nur einen Schnittwert über die ganze Ozeanfläche darstellt. In Wirklichkeit wird aber das Schmelzwasser nicht gleichmäßig über die Ozeane verteilt. Eine große Masse wie das grönländische Eisschild entfaltet nämlich gravitationelle Wirkung. Wenn das Eis schmilzt, verliert es die Wirkung und wird das Wasser im umliegenden Meer in geringerem Maße anziehen. Der Meeresspiegel des umliegenden Meeres wird sich dadurch sogar senken. Das Abschmelzen von Grönland muss sich also auf Europa nicht negativ auswirken, wenigstens nicht was den Meeresspiegelanstieg betrifft.

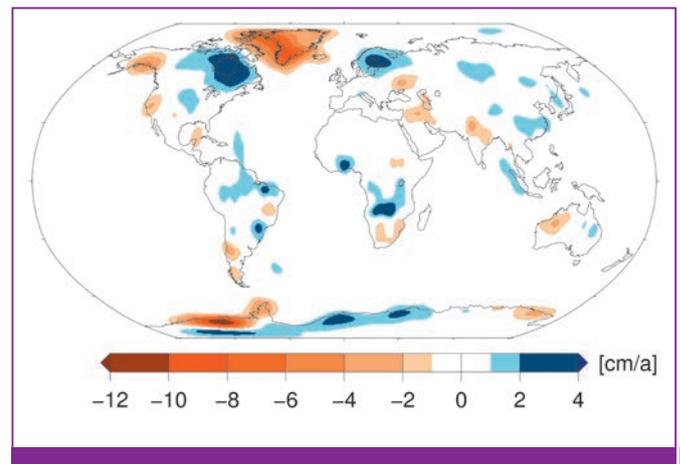
Die antarktischen Eismassen dagegen sind bedrohlicher für die nördliche Halbkugel. Die roten Bereiche in der Westantarktis in (03) zeigen eindeutig, dass die Antarktische Eis verliert. Der Umfang beträgt in etwa 180 Gt/Jahr, was einem mittleren Meeresspiegelanstieg von 0,5 Millimetern pro Jahr entspricht. (01) nennt das westantarktische Eisschild als einen der „tipping points“. Dementsprechend ist eine genaue langfristige Beobachtung hochrelevant.

Auch kontinentales Eisabschmelzverhalten ist in (03) klar erkennbar. Insbesondere die Gletscher von Alaska und Patagonien verlieren an Masse. Verglichen mit Grönland und der Westantarktis fällt dies vielleicht weniger „ins Gewicht“. Das Abschmelzen ist aber ein klares Indiz für den globalen Wandel.

Des Weiteren beschreibt die Karte auch langfristige Speicheränderungen gewisser Flussbecken. Der Amazonas scheint schwerer, also nasser, zu werden, genauso wie der Sambesi. Die roten Flecken in Kalifornien (central valley), im mittleren Osten und in Nordindien (Ganges-Ebene) deuten klar auf Grundwasserentnahme für Bewässerungszwecke hin. Wenn das Wasser mal abgepumpt ist, verdunstet es schnell und landet in den globalen Wasserkreislauf.

Interessant ist auch die Änderung des Schwerefeldes durch das Sumatra-Andaman Erdbeben, Dezember 2004. Selbstverständlich geht es hier nicht um einen langsamen Bewegungsvorgang, die man in Zentimeter pro Jahr ausdrücken sollte, sondern um eine ruckartige Änderung des

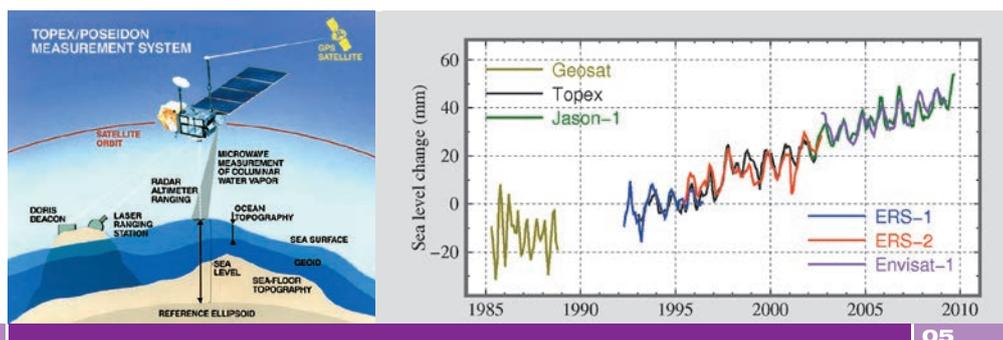
Schwerefeldes. Ob der Stärke der Massenänderung hat sich dieser Sprung in die Karte eingeschlichen. Es zeigt auf jeden Fall, dass die GRACE-basierten Schwerefeldänderungen nicht nur Objekt der hydrologischen Forschung und Eisforschung ist, sondern auch der Geophysik.



Langfristige Massenänderungen an der Erdoberfläche, ausgedrückt in Änderungen der äquivalenten Wasserhöhe in cm/Jahr.

### 3. Satellitenaltimetrie

Die Satellitengravimetrie erfasst die Massenverteilung und -umverteilung im Erdsystem. Dagegen erfasst die Satellitenaltimetrie die Erde in geometrischem Sinne. Das Messprinzip ist einfach, siehe (04). Der Satellit sendet einen Radarpuls nach unten und empfängt ihn nach Reflektion an der Meeresoberfläche. Die Laufzeitmessung ergibt also, nach Multiplikation mit der Lichtgeschwindigkeit und nach atmosphärischer Korrektur, die doppelte Entfernung zwischen Satellit und Meeresoberfläche. Wenn man die Satellitenbahn genau kennt, zum Beispiel aus GPS-Messung, hat man somit die Höhe der Meeresoberfläche bestimmt. So wird ein Profil der Erde direkt unterhalb der Satellitenbahn abgestreift, die sogenannte Bodenspur. Der Reflektionspunkt an der Meeresoberfläche hat durch die Ausweitung des Radarstrahls übrigens einen Durchmesser in der Größenordnung von etlichen Kilometern. Seit nunmehr drei Jahrzehnten kommt die Satellitenaltimetrie zum Einsatz, obwohl erst ab Anfang der 90er Jahre operationell. Eine amerikanisch-französische Zusammenarbeit hat eine Generation von Altimetermissionen hervorgebracht mit Namen wie Topex/Poseidon und Jason. Die Europäische Raumfahrtbehörde ESA Satelliten wie ERS und Envisat. Die Relevanz kontinuierlicher Ozeanbeobachtung wurde gemeinsam von der ESA und der Europäischen Union anerkannt. Im Rahmen des europäischen Erdbeobachtungspro-



04

05

Messprinzip der Satellitenaltimetrie.

(05) Verlauf des mittleren Meeresspiegels in mm.

gramms „Global Monitoring for Environment and Security“ (GMES) wird bald der Envisat-Nachfolger unter dem Namen Sentinel-3 ins All starten.

Die Satellitenaltimetrie wurde in erster Linie zur Beobachtung der Meeresoberfläche entworfen. In der Ozeanografie hat sie daher auch große Erfolge vorzuweisen: Gezeitenmodelle konnten mit hoher Genauigkeit verfeinert werden, die globale Ozeanzirkulation und deren Änderungen werden kontinuierlich verfolgt, kleinräumigere Strukturen wie Eddies (Wirbel) oder Tsunamis werden erfasst, das El-Niño Phänomen konnte genauer erforscht werden, und so weiter.

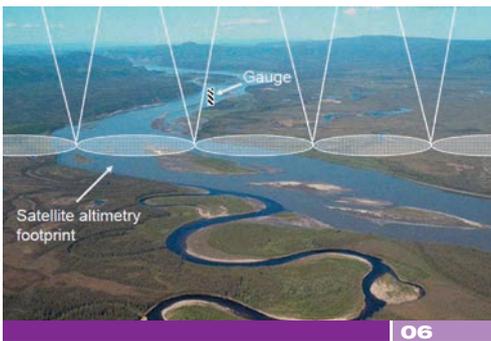
In der Klimaforschung ist der Meeresspiegelanstieg eine besonders wichtige Größe. Die Satellitenaltimetrie erlaubt ein langfristiges Monitoring der Meeresoberflächen mit hoher Genauigkeit und homogener räumlicher Abdeckung. Nur so können zuverlässig Schätzungen des Anstiegs ermittelt werden und in den Berichten des „Intergovernmental Panel on Climate Change“ (IPCC) eine tragende Rolle spielen. In (05) wird die mittlere Meeresspiegelhöhe ab Anfang der 90er Jahre durch Multimissionsanalyse verfolgt. Der mittlere Anstieg beträgt  $3.1 \pm 0.7$  mm/Jahr. Wie im Abschnitt zur Satellitengravimetrie, muss auch hier bemerkt werden, dass diese Zahl einen Mittelwert über die gesamte Ozeanoberfläche darstellt. Von Ort zu Ort variiert der Anstieg; er kann durchaus Werte annehmen, die eine Größenordnung größer sind, also im Bereich einiger Zentimeter pro Jahr. Auch gibt es weite Ozeanbereiche, wo der Meeresspiegel nicht steigt sondern fällt.

Klar erkennbar in (05) ist auch die Überlagerung von generellem Anstieg und Jahresgang. Zusätzlich sind noch sogenannte interannuelle Effekte, wie z.B. das schon erwähnte El-Niño Phänomen, zu sehen.

Die verschiedenen Altimetersatelliten geben, trotz Differenzen, ein konsistentes Bild. Die Differenzen erklären sich aus Unterschieden in Satellitenbahn, Bodenspurmuster, Abtastverhalten, Bauweise und Radarfrequenz.

Richtig interessant wird die Satellitengeodäsie erst in der Kombination aus gravimetrischem und geometrischem Verfahren. Im vorigen Abschnitt wurde festgestellt wie viel Eis in Grönland, der West-Antarktis und den großen kontinentalen Gletschergebieten ins Meer verschwindet. Zusätzlich wurde die Massenänderung einiger großer Flussbecken festgestellt, sowohl mit positivem als auch negativem Vorzeichen. Eine konsistente Zählung ergibt einen Beitrag des kontinentalen Abflusses (Wasser und Eis) in Höhe von  $1.2 \pm 0.4$  mm/Jahr. Die Differenz zum obengenannten altimetrisch bestimmten Meeresspiegelanstieg von 3.1 mm/Jahr beträgt 1.6 mm/Jahr. Diese Differenz, die also erst aus der gemeinsamen Analyse von GRACE und Altimetrie bestimmt werden kann, stellt die thermische Ausdehnung der Ozeane dar, die sogenannte sterische Komponente des Meeresspiegelanstiegs. Sie wird hier ausschließlich aus satellitengeodätischen Verfahren bestimmt, ohne Zuhilfenahme von ozeanografischer Modellierung oder klimatischen Annahmen. Solche unabhängigen Messungen sind eine wichtige Stütze für die weitreichenden Stellungnahmen in den IPCC-Berichten.

Wie vorher beschrieben ist die Satellitenaltimetrie für den Gebrauch auf dem offenen Ozean gedacht; in Küstennähe liefert sie deutlich schlechtere Ergebnisse. Trotzdem versucht man seit einigen Jahren, auch größere Binnenseen, Speicherseen und sogar breite Flüsse zu beobachten. Obwohl der globale Wasserkreislauf einen der wichtigsten Prozesse im System Erde darstellt, ist er messtechnisch relativ schlecht



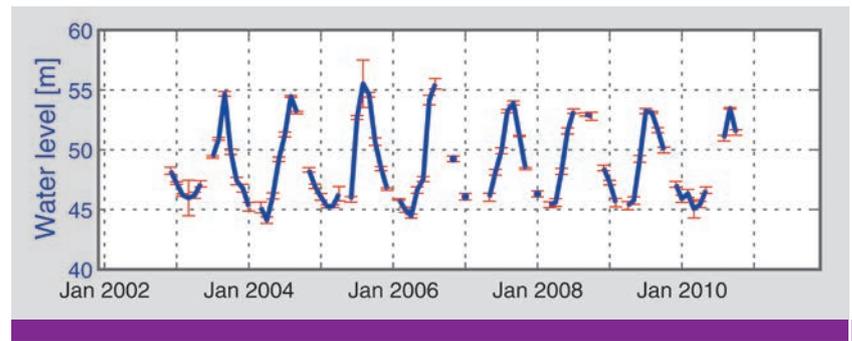
06

erfasst. Die Abflüsse aus den großen Flusssystemen weltweit werden hauptsächlich an terrestrischen Pegelmessstationen gemessen. Solche Messungen werden am „Global Runoff Data Centre“ (GRDC) an der Bundesanstalt für Gewässerkunde in Koblenz kompiliert und Nutzern zur Verfügung gestellt. Leider muss man feststellen, dass die GRDC-Datenbank weder räumlich noch zeitlich die Kontinente komplett abdeckt. Die Abdeckung ist sogar seit einigen Jahren rückgängig. Aus verschiedenen Gründen stellen viele nationale hydrologische Behörden ihre Daten nicht mehr zur Verfügung oder dünne ihre Messnetze aus. Ähnliches gilt für die Beobachtung weiterer hydrologischer Variablen wie Niederschlag oder Verdunstung. Satellitengestützte Beobachtung scheint hier die einzige Möglichkeit, dem Problem zu begegnen.

Die klassische Satellitenaltimetrie eröffnet hier tatsächlich gewisse Möglichkeiten, obwohl zu große Hoffnungen von vornherein gedämpft werden müssen. Es sei daran erinnert, dass der Bodenfusspunkt einer Altimetermessung einen Durchmesser von etlichen Kilometern hat. Nur größere hydrologische Objekte können somit erfasst werden. Des Weiteren misst ein Altimeter grundsätzlich die Höhe, also den See- oder Flusspegel; der Bodenfusspunkt des Satelliten stellt sozusagen eine virtuelle Pegelstation dar, siehe (06). Dies ist aber aus hydrologischer Sicht weniger relevant. Vielmehr benötigt die Hydrologie Abflussdaten. Beide Probleme werden aktiv erforscht am Geodätischen Institut:

- Welche hydrologischen Objekte kann die Satellitenaltimetrie (noch) erfassen?
- Kann eine Zeitreihe von Höhenmessungen in Abflussinformation umgewandelt werden?

Die zweite Frage kann in Prinzip mit einem Ja beantwortet werden, weil die Abfluss-



07

Mit dem Altimetersatelliten Envisat bestimmte Flusspegelstände. Die roten vertikalen Balken stellen den Messfehler dar.

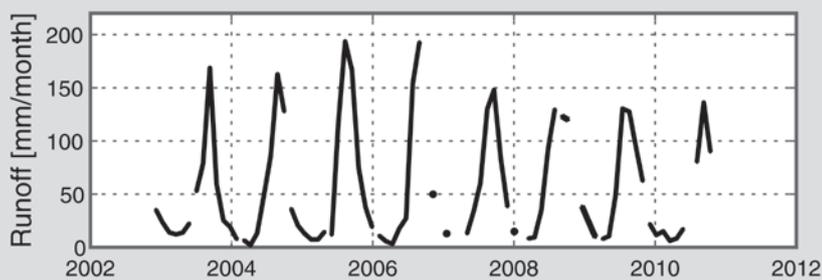
(06) Wo die Satellitenbodenspur den Fluss kreuzt, entsteht eine virtuelle Pegelstation.

zeitreihen sehr stark mit den Flusspegelständen korrelieren. Nur ist die Feststellung einer hohen Korrelation in diesem Fall keine Lösung des Problems, weil dafür gleichzeitig gemessene Datensätze benötigt werden. Und wenn die Abflüsse schon gegeben sind, braucht man die altimetrisch bestimmten Höhen nicht umwandeln in demselben Zeitraum. Die eigentliche Frage ist also, ob vergangene Abflussdaten die richtige statistische Information besitzen, um heutige Altimetermessungen in Abflussinformation umzuwandeln. Ein Beispiel für diese Fragestellung ist der Mekong, für den Abflussmessungen nur in den Zeiträumen 1960–1970 und 1991–1994 zur Verfügung stehen. Der Flusspegel wird in (07) aus der Altimetermission Envisat bestimmt.

Weil die Abflüsse aus der Vergangenheit bekannt sind, wird die Statistik der beiden Datensätze miteinander verglichen. Auch wenn die Datensätze nicht synchron sind, passen die statistischen Verteilungen gut zueinander, so dass man zuversichtlich mit einem Ansatz über Quantilfunktionen die aktuellen Altimeterdaten in Abflussinformation umwandelt.

Echte Zuversicht entsteht dabei aber erst, wenn die Ergebnisse validiert werden. Dazu nimmt man ein Flussbecken mit ausreichend Abflussdaten, auch synchron zur Satellitenaltimetrie. Die synchronen Abflussdaten werden dann aber ausgelassen und der statistische Ansatz nur mit vergangenen Abflussdaten angewandt. Die aus Altimetrie prädierten Abflussinformationen können nun unabhängig mit den ausgelassenen Abflussmessungen verglichen werden. Diese Art von Validation wird in (09) für den Amazonas durchgeführt. Es zeigt sich eine Prädiktionskapazität mit einem Fehler, der weniger als zehn Prozent vom Signal beträgt.

Dieses Ergebnis bestätigt sich in der Analyse



08

Altimetrisch bestimmte Flusspegelstände werden mit einem statistischen Ansatz in Abflussinformation transformiert.

(09) Gemessene (schwarz) und aus Satellitaltimetrie bestimmte Abflüsse (blau) im Amazonasbecken.

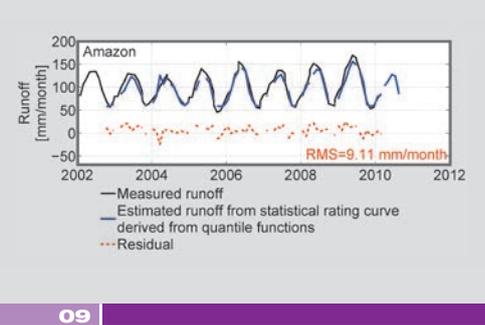
weiterer Flüsse. Die Satellitaltimetrie stellt somit als Beobachtungssystem eine wesentliche Ergänzung für die Hydrologie dar. Für die wichtigsten (weil größten) Flusssysteme der Welt können im Zeitraum der Satellitaltimetrie Abflussinformationen hergestellt werden mit einer Qualität, die für die hydrologische Modellierung ausreicht.

#### 4. Fazit und Ausblick

In diesem kurzen Beitrag konnte die Rolle der Satellitengeodäsie als messende Ingenieursdisziplin in der Erdsystem- und Klimaforschung anhand zweier Satellitenverfahren dargestellt werden. Wie gezeigt wurde, liefert die Satellitengravimetrie Information zu Massenverlagerungen im System Erde. Zum Beispiel kann dadurch der Wasserkreislauf, der auch ein Massenkreislauf ist, großskalig erfasst werden. Unter anderem erlaubt die Satellitengravimetrie quantitative Aussagen über das Abschmelzverhalten der großen Eisschilde und Gletscher der Welt und über den Wasserkreislauf in kontinentalem Maßstab.

Die Satellitaltimetrie liefert komplementär dazu eine geometrische Messgröße. Global wird die Höhe der Meeresoberflächen, eine wichtige Variable in der Klimaforschung, überwacht. Auch der defizitären Situation der globalen Abflussmessungen wird mit der Satellitaltimetrie geholfen.

Die Satellitaltimetrie ist mit der geplanten europäischen Mission Sentinel-3 für die nächste Zukunft gesichert. Auch weitere Altimetersatelliten werden im All tätig sein. Zum Beispiel leistet sich China als aufstrebende Weltraummacht unter dem Namen Hai-Yang eine Flotte von Ozeanbeobachtungssatelliten, darunter auch einen Altimetersatelliten. Die hydrologische Anwendung von Satellitaltimetrie wird



09

künftig nur an Bedeutung gewinnen. Durch verbesserte Messtechniken werden kleinere hydrologische Objekte künftig auch erfasst werden können mit gleichzeitiger Verbesserung der Raum-Zeit-Abtastung. Aus der amerikanisch-französischen Schiene der Topex/Poseidon und Jason-Satelliten wurde zum Beispiel das Konzept der SWOT-Altimetrie geboren. Mit InSAR-Technik soll dabei nicht nur im Fusspunkt gemessen werden, sondern in einem breiten Streifen um die Bodenspur herum. Ähnliches wird im deutschen TanDEM-L Konzept des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt (DLR) vorgeschlagen. Die Zukunft der Satellitengravimetrie ist weniger sicher. GRACE war die erste Mission, die überhaupt in der Lage war, zeitliche Variationen im Schwerfeld mit der genannten räumlichen Auflösung zu beobachten. Obwohl noch immer messbereit, ist die Mission schon lange über ihre „Haltbarkeitsfrist“ hinaus. Vermutlich wird sie noch dieses Jahr beendet. Eine GRACE-Nachfolgemission wurde von US-amerikanischer und von deutscher Seite genehmigt. Sie wird aber voraussichtlich erst ab 2017 fliegen. Die Nachfolgemission wird in Prinzip dieselbe Hardware an Bord haben, so dass nicht mit besseren Genauigkeiten oder einer besseren räumlichen Auflösung gerechnet werden darf. Verbesserte Satellitengravimetrieemissionen werden zwar untersucht und konzipiert, eine genehmigte Mission liegt aber noch nicht vor.

Der Blick aus dem All ist vom Charakter her global und synoptisch, wodurch man das Gesamtsystem „Erde“ besser verstehen lernt. Wichtig dabei ist jedoch, dass die Messreihen langfristig angelegt sind. Eine Zeitreihe von zehn Jahren reicht im Rahmen einer Klimadebatte schlichtweg nicht. Kontinuität kann wichtiger sein als hohe Genauigkeit.

• Nico Sneeuw,  
Mohammad J. Tourian, Balaji Devaraju

## ZUSAMMENFASSUNG

Die Satellitengravimetrie misst großskalige Massenänderungen im Erdsystem. Sie erlaubt dadurch zuverlässige Aussagen über Prozesse wie Abschmelzverhalten der grönländischen oder westantarktischen Eiskappen, der kontinentalen Gletscher, großräumige Grundwasserentnahme und, schließlich, Meeresspiegelanstieg durch kontinentale Süßwassereinträge in den Ozean. Die Satellitenaltimetrie ist dagegen ein geometrisches Messverfahren. Sie misst zwar auch den Meeresspiegel und somit den Meeresspiegelanstieg, erfasst aber zusätzlich zur Massenkomponente noch die thermische Ausdehnung. Des Weiteren wird die Satellitenaltimetrie zur langfristigen Beobachtung hydrologischer Objekte wie Binnenseen und Flüsse eingesetzt. Dies ist insofern wichtig, als der Datensatz aus terrestrischen Pegel- und Abflussmessungen relativ dünn ist und sich im Laufe der vergangenen Jahre sogar verschlechtert hat. Außer der Fokussierung auf die quantitative Rolle der Satellitengeodäsie wird in diesem Beitrag die Relevanz langfristiger Beobachtung des Erdsystems betont und das Zusammenspiel von geometrischen und physikalischen Messgrößen hervorgehoben.

## Literatur

- Bindoff NL et al. (2007). Observations: oceanic climate change and sea level. In: Solomon S et al. (Eds.) IPCC climate change 2007: the physical science basis. Cambridge University Press
- Kehlmann D (2005). Die Vermessung der Welt. Rowohlt, ISBN 3-498-03528-2
- Schellnhuber HJ (2009). Tipping elements in the Earth System. PNAS, Vol. 106, Nr. 49, S. 20561–20563
- Torge W (2005). The International Association of Geodesy 1862 to 1922: from a regional project to an international organization. J Geodesy, Vol. 78, S. 558–568

## DIE AUTOREN

## Kontakt

Universität Stuttgart  
Geodätisches Institut  
Geschwister-Scholl-Str. 24D  
D-70174 Stuttgart  
Nico Sneeuw  
+49 (0) 711/685-83390  
sneeuw@gis.uni-stuttgart.de



Von links nach rechts: Sneeuw, Tourian, Devaraju.

## PROF. DR.-ING. NICO SNEEUW

studierte Geodäsie an der Technischen Universität Delft, Niederlande. An der Technischen Universität München promovierte er 2000 zur Thematik der Satellitengeodäsie. Anschließend nahm er 2001 einen Ruf an die University of Calgary, Kanada, an, wo er bis 2005 im Department of Geomatics Engineering tätig war. Als Humboldt-Stipendiat hat er 2004 an der Universität Stuttgart das Geodätische Institut kennengelernt, dessen Institutsleiter er seit 2005 ist. Seine Forschungsschwerpunkte liegen in der Satellitengeodäsie; insbesondere erforscht er die Nutzung von Satellitengravimetrie und Satellitenaltimetrie in der Erdsystemforschung.

## MOHAMMAD J. TOURIAN M.Sc.

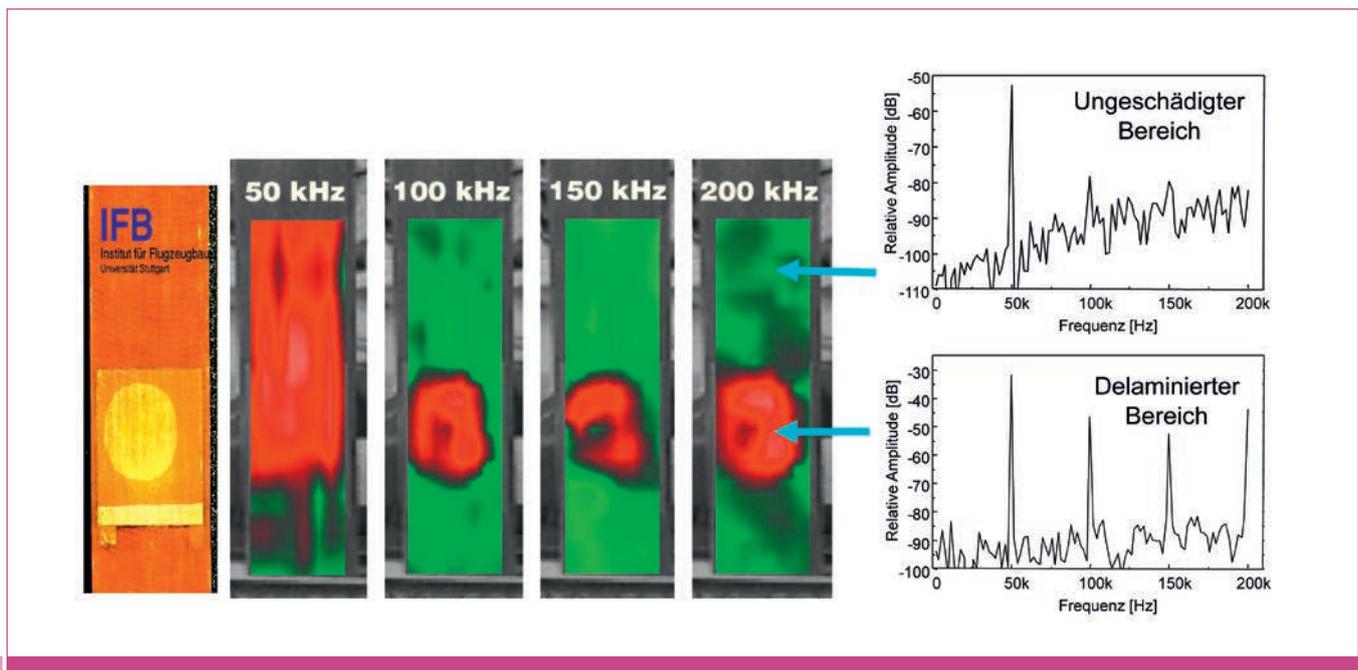
ist seit 2008 wissenschaftlicher Mitarbeiter am Geodätischen Institut und am Institut für Wasser- und Umweltsystemmodellierung, Abteilung Hydrologie und Geohydrologie. Er erhielt seinen Bachelor-Abschluss im Bauingenieurwesen, Spezialisierung Vermessungstechnik, von der Universität Teheran. Er schloss sein Masterstudium in Geodäsie mit einer Masterarbeit über die Gezeitenmodellierung mit Satellitenaltimetrie an der Universität Teheran ab. Derzeit erforscht er in einem DFG-Projekt im Schwerpunktprogramm SPP1257 die direkte Bestimmung terrestrischer Wasserbilanzen. In seiner Forschungsarbeit beschäftigt er sich mit der Anwendung von satellitengestützten geodätischen Sensoren in der Hydrologie.

## BALAJI DEVARAJU M.Sc.

erhielt einen BSc-Abschluss an der Anna University, Chennai, Indien. Daran schloss sich ein MSc Studium Geomatics Engineering an der University of Calgary, Kanada, an, wo er das kanadische Höhensystem untersuchte. Ab 2006 erforscht er am Geodätischen Institut im Rahmen eines DFG-Projekts im Schwerpunktprogramm SPP1257 die direkte Bestimmung terrestrischer Wasserbilanzen. Kern seiner Forschung ist die Satellitengravimetrie und die Assimilation verschiedener satellitengeodätischer Messgrößen.

# Neue Materialien auf dem Prüfstand

Innovative zerstörungsfreie Prüfung für Luftfahrtanwendungen



Der Traum vom Fliegen – der Wunsch, schnell und sicher von A nach B zu gelangen. Aber warum endete der erste Menschenflug, von dem die Sage berichtet, mit einem tragischen Flugunfall? Solche Probleme scheinen Engel, die ja viel fliegen, nicht zu kennen. Flugunfälle haben also mit Menschen zu tun: Fehler des Piloten oder (ebenfalls vom Menschen verursachte) technische Fehler. Bei Dädalus und Ikarus lag beides vor, denn der eine hatte als Konstrukteur einen temperaturempfindlichen Werkstoff gewählt und dabei nicht einkalkuliert, dass der andere, Sohn und Pilot zugleich, trotz Warnung den Betriebsbereich dieses Werkstoffs verlassen konnte. So kam es zu Festigkeitsverlust und Absturz. Also schon beim sagenhaften ersten Flug der Luftfahrt ein Problem mit Werkstoffauswahl und Betriebssicherheit.

## 1. Einleitung

Statt des ersten nichtmetallischen Luftfahrtwerkstoffs Wachs verwenden wir für unsere heutigen Fluggeräte andere moderne nichtmetallische Werkstoffe mit überlege-

nen mechanischen Eigenschaften, die aber derzeit nicht voll ausgeschöpft werden können, weil wir von den Werkstofffehlern und ihren Auswirkungen noch nicht genug wissen. Werkstoffunsicherheit macht Flugzeuge also schwerer und im

Betrieb weniger rentabel. Umgekehrt ermöglicht eine bessere Kenntnis von Fehlern und ihren Auswirkungen Einsparungen von Gewicht und Treibstoffverbrauch, um Ressourcen effizienter einzusetzen und den Ausstoß von Schadstoffen reduzieren zu können. Durch die höhere Ausnutzung des Werkstoffpotentials wird eine intensivere Nutzung von Luftfahrzeugen ermöglicht: Mit jedem Kilogramm Massereduzierung können pro Jahr einige hundert Euro Treibstoffkosten eingespart werden.

Die konsequente Umsetzung des Leichtbauprinzips ist die Motivation für aufwändige Prüfungen in der Luftfahrt: Alles, was fliegen soll, muß leicht und betriebssicher sein, es muss in Produktion und Wartung geprüft werden, und zwar so, dass dadurch die Leistungsfähigkeit des Prüfobjektes nicht beeinträchtigt wird. Diese Aufgabe hat die „Zerstörungsfreie Prüfung“ (ZFP), die dafür sorgen soll, dass der Traum vom Fliegen nicht abrupt endet. Zerstörungsfreie Prüfverfahren sind im medizinischen Erfahrungsbereich bekannt und beliebt. Jahrzehntlang gehörten Ultraschall- und Röntgenverfahren zum Grundrepertoire nicht nur von Internisten, sondern auch von zerstörungsfreien Prüfern. Das genügte im technischen Bereich jedenfalls für Metalle mit ihrer hohen Ordnungszahl und schwachen Ultraschalldämpfung.

Zur Qualitätssicherung moderner faserverstärkter Werkstoffe („GFK“= glasfaserverstärkter Kunststoff, „CFK“= kohlenstofffaserverstärkter Kunststoff) mit ihren vielen Grenzflächen reichen diese an Metallen etablierten Verfahren nicht mehr aus. Die Prüfer mussten also umdenken, ebenso wie die Konstrukteure: Wer ein metallisches Bauteil naiv durch eines aus Faserkunststoffverbundwerkstoff (FKV) mit gleicher Geometrie ersetzt, macht es nicht optimal, weil er das mit der Faserrichtung verbundene Werkstoffpotential nicht ausschöpft. Aber leider haben die neuen Werkstoffe nicht nur bessere Eigenschaften als Metalle, sondern auch andere Fehler- und Versagensmöglichkeiten, z.B. Delaminationen, Porosität, Ondulationen, Impactschäden. Letztere sind bei Metallwerkstoffen kein Problem: Ein Blech zeigt einen erlittenen Schlagschaden mit einer Delle an, das ist eine Folge aus dem Spannungs-Dehnungsdiagramm und seinem plastischen Bereich. Da letzterer bei einer FKV-Platte fehlt, federt diese zurück und

## SUMMARY

*To make the dream of flight (enrooted deeply in mankind since more than a millennium) come true, aerospace vehicles require for their operation high safety standards and at the same time low structural weight to maximize the payload and/or to reduce fuel consumption and environmental load. These different boundary conditions result in strict requirements for reliable production and maintenance inspection to make sure that components with safety-relevant defects are identified and replaced early enough to prevent catastrophic failure while unnecessary replacement of intact components is avoided. Of course it is assumed that the process of inspection itself does not affect the performance or the reliability of the investigated component. Such inspection methods are called "non-destructive". For non-destructive inspection of metals there are well established methods based on x-rays, pulse-echo ultrasound, and eddy current. However, for modern high-strength non-metallic materials like carbon fibre reinforced polymers (CFRP) being used for light weight structures (see Themenheft Nr. 3 devoted to such materials), these traditional methods are not the best since material properties and the kind of defects differ substantially from metals. Hence there is a need of innovative methods for material-oriented non-destructive testing (NDT) responding to the specific properties of such materials and structures made out of them. This chapter deals with innovative NDT: It gives some ideas about how they work, about their drawbacks and advantages and the way how typical kinds of defects appear when being examined with different methods. It is shown that some methods allow for rapid and remote inspection of large areas. It should be mentioned that there are limitations for the applicability of some methods. Hence it would be a major step forward if the design engineers were familiar with these innovative methods in order to make sure that their well-designed light-weight structures can be tested non-destructively both during production and maintenance inspection.*

sieht an der Oberfläche intakt aus, aber innen können unerkannt schlimme Schäden entstanden sein.

Schäden in FKV sind vielfältiger und schwerer erkennbar als in Metall. Deswegen sind die Möglichkeiten der neuen faserverstärkten Werkstoffe nicht nur Chancen für den Konstrukteur, sondern auch große Herausforderungen an die Prüfer, zumal diese Werkstoffe immer häufiger für sicherheitsrelevante und somit teure Bauteile (Luft- und Raumfahrt, Medizin, Fahrzeugwesen) eingesetzt werden.

Die breit gefächerten Stuttgarter Aktivitäten im Bereich der Materialwissenschaft und Werkstofftechnik vor allem an FKV führten dazu, dass mit diesen modernen Werkstoffen zugleich deren innovative Prüfmethodik erforscht und entwickelt wurde. Das war rückschauend ein glücklicher Umstand, der auch durch den Sonderforschungsbereich SFB 381 „Charakterisierung des Schädigungsverlaufs von Faserverbundwerkstoffen mittels zerstörungsfreier Prüfung“ begünstigt wurde, in dessen Rahmen wir fakultätsübergreifend Machbarkeiten und Grenzen sowohl der Werkstoffe als auch der Prüfverfahren ausloten konnten [1]. Dabei zeigte sich, dass das Verständnis

für das Versagensverhalten moderner Werkstoffe die Voraussetzung für den erfolgreichen Einsatz innovativer Prüfverfahren ist. Die Schadensfrüherkennung ermöglicht rechtzeitige (d.h. „zustandsorientierte“) Instandhaltungsmaßnahmen. Nur so werden Bauteile besser und zuverlässiger.

Hier besteht ein Optimierungsproblem: Der Konstrukteur ist beim Entwurf eines Bauteils mit den Möglichkeiten und Einschränkungen moderner ZFP nicht unbedingt so vertraut, dass er die spätere Prüfbarkeit hinreichend berücksichtigt. Diese Situation sollte sich möglichst bald ändern, denn später bei Produktion und Wartung wird Wert darauf gelegt, dass Bauteilfehler auch von Nichtspezialisten, also am besten automatisch, schnell und sicher erkannt und sogar hinsichtlich ihrer Relevanz für die Lebensdauer und Reparaturfähigkeit beurteilt werden. Naheliegend ist der Traum von schnellen bildgebenden Verfahren, die nur Defekte anzeigen und am liebsten auch deren Relevanz bewerten. Von diesem Ziel sind wir noch weit entfernt. Zu klären ist also: Wo stehen wir derzeit? Was ist schon jetzt machbar und was vielleicht in absehbarer Zeit? Der Blick auf solche Entwicklungen ist wichtig, denn bei modernen Werkstoffen ist der Weg vom erfolgreichen Labortest in die Praxis langwierig. Die Absicherung in alle Richtungen ist notwendig und sinnvoll, damit fehlerhafte Bauteile früh genug ersetzt und betriebsfähige nicht unnötig ausgetauscht werden [2].

## 2. Warum ist ZFP an FKV anders als an Metallen?

Die an Metallen etablierten allseits bekannten ZFP-Verfahren Röntgen, Ultraschall und Wirbelstrom sind an FKV nicht so erfolgreich, weil die Ordnungszahlen kleiner, die Ultraschalldämpfung höher und die elektrische Leitfähigkeit geringer sind. Außerdem geht es bei FKV häufiger um die Bewertung von Grenzflächen und Anisotropie. An Grenzflächen ändern sich die physikalischen Eigenschaften abrupt, so kommt es prinzipiell zu Reflexionen von Wellen aller Art. Dabei geht es auch um die Qualität der Grenzfläche, also die Frage, ob die Grenzfläche kraftschlüssig ist. Von praktischem Interesse sind ZFP-Methoden, die schnell und berührungslos großflächig abtastern und das Messergebnis bildhaft darstellen. Das ist für Luftfahrzeu-

ge mit ihren großen Strukturen besonders wichtig. Punktuell mit der Hand aufgesetzte Messvorrichtungen erfordern bei flächiger Inspektion hohen Zeitaufwand, und ein Flugzeug verdient nur dann Geld, wenn es fliegt.

Darum hat sich das Team „Zerstörungsfreie Prüfung“ des Instituts für Kunststofftechnik (IKT) schon früh mit der Entwicklung von ZFP-Methoden beschäftigt, die den Erfordernissen moderner Werkstoffe und Bauteile besser gerecht werden als die, die wir aus dem Metallbereich kennen. Die folgenden Ergebnisse sollen beispielhaft zeigen, was innovative ZFP Prüftechnik über FKV-Bauteile und ihre typischen Schäden verraten kann. Gemeinsam ist allen ZFP-Verfahren, dass sie auf der Wechselwirkung unterschiedlicher Arten von Wellen mit dem Werkstoff und seinen Defekten beruhen. Jedes Verfahren nutzt also spezifische physikalische Eigenschaften aus und zeigt die Strukturen „im Licht einer bestimmten Wechselwirkung“. Die Entscheidung für ein bestimmtes ZFP-Verfahren hängt also davon ab, welche Aspekte untersucht werden sollen. Im Folgenden werden nicht die klassischen ZFP-Methoden und ihre Anwendung betrachtet. Im Vordergrund stehen luftfahrtbezogene Beispiele. Die innovativen ZFP-Methoden werden dabei kurz und möglichst anschaulich dargelegt.

## 3. Berührungslose Inspektion von Luftfahrtstrukturen

Die funktionsrelevante Struktur eines Flugzeugrumpfes besteht im Wesentlichen aus Spanten, Stringern und Außenhaut, welche zunehmend aus FKV hergestellt werden. Die Lockin-Thermografie wurde im Rahmen eines BMBF-Projektes am IKT gemeinsam mit Industriepartnern zu einem kommerziellen Gerät entwickelt. Damit lassen sich Strukturen aus FKV schnell und berührungslos inspizieren.

Hierbei wird der Prüfbereich mit leistungsstarken Lampen um wenige Grad Celsius erwärmt. Werden die Lampen periodisch betrieben, also z.B. im Rhythmus von zehn Sekunden ein- und ausgeschaltet, dann entsteht auf der Oberfläche des Prüfobjektes eine Temperaturschwingung, die sich als stark gedämpfte „thermische Welle“ ins Innere fortsetzt und dort an Grenzflächen zur Bauteiloberfläche reflektiert wird, wo sie sich wie ein „thermisches

Echo“ der ursprünglichen Temperaturschwingung überlagert. Eine Thermografiekamera erfasst ständig das resultierende Temperaturfeld an der Oberfläche. Der so erhaltene Bildstapel aus bis zu einigen Tausend Bildern wird mittels einer diskreten Fouriertransformation analysiert und die Information über das „Muster der Temperaturschwingung“ zu nur noch zwei Messbildern (lokale Amplitude und Phase) des Prüfobjektes komprimiert. Das Amplitudenbild zeigt die Intensität der Temperaturschwingung in jedem Pixel, das Phasenbild die Verzögerung zum periodischen Betrieb der Lampen. Es hat sich schon früh gezeigt, dass letzteres mehr Tiefenreichweite hat als die Amplitude und dass es unanfälliger ist gegen Oberflächenbeschaffenheit, Beleuchtungs- und Farbunterschiede [3].

Diese „Effektmodulationsthermographie mit Phasenwinkelbild“ [4-7] wird auch als „optisch angeregte Lockin-Thermografie (OLT)“ bezeichnet in Anlehnung an den Lockin-Verstärker, der ebenfalls aus einem verrauschten Wechselspannungssignal Amplitude und Phasenlage eines darin verborgenen viel kleineren effektmodulierten Nutzsignals extrahiert.

OLT eignet sich generell zum Abbilden verborgener Strukturen mit einer über die Modulationsfrequenz einstellbaren Tiefenreichweite, die in CFK aber bestenfalls knapp unter einem Zentimeter liegt (Phasenbild). Die Bilder erfassen Flächen von etwa einem Quadratmeter Größe in weniger als einer Minute, wobei die Messdauer von der Modulationsfrequenz abhängt. Das folgende Messbeispiel entstand am CFK-Heckkonus einer Dornier Do 328 (01a). Werkszeichnung (01b) und gemessenes Phasenwinkelbild (01c) sind direkt gegenübergestellt: Stringer und Spanten sind klar zu erkennen.

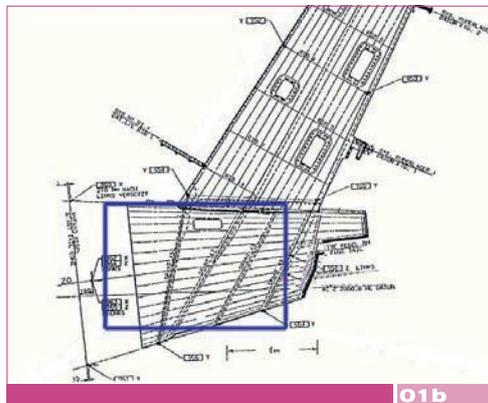
Da die Bilder durch Reflexion thermischer Wellen an Grenzflächen entstehen, sprechen sie nur auf deren thermische und nicht auf ihre mechanischen Eigenschaften an. Die Frage, ob die Grenzfläche Zug- oder Schubspannung übertragen kann, ist aber praxisrelevant, wenn man verborgene Fügeflächen nicht nur abbilden, sondern auch hinsichtlich ihrer Lastübertragung prüfen will.

Nicht kraftschlüssige Verbindungen können sich relativ zur Grenzfläche bewegen. Wir haben deswegen intensiv daran gearbeitet, die mechanische Auswirkung defekter Fü-



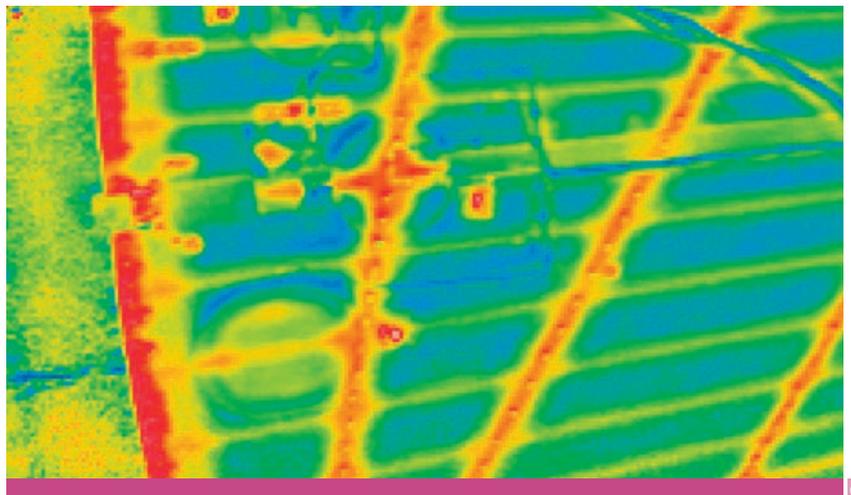
01a

Abbildung rückseitiger Spanten und Stringer im CFK-Heckkonus der Do 328.



01b

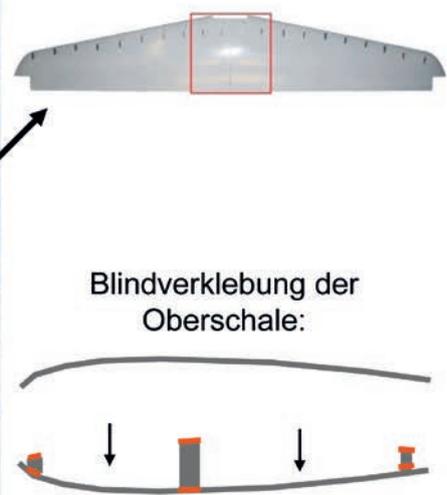
Werkszeichnung des Heckkonus.



01c

Phasenbild des in Abb. 1b blau markierten Bereichs des CFK-Heckkonus [8].

geverbindungen zu erfassen, indem wir nicht die thermische Seite einer thermischen Welle erfassen, sondern die mit ihr verbundene modulierte thermische Ausdehnung. Letztere ist mit Interferometrie messbar: Wie bei OLT wird das Prüfobjekt zwar durch modulierte Beleuchtung periodisch erwärmt, nun wird jedoch ständig die in Moirè-Streifen der Speckle-Muster codierte lokale Höhenänderung des Bau-



Blindverklebung der  
Oberschale:

02a

Elektroflugzeug e-Genius des Instituts  
für Flugzeugbau (IFB) [10].

teils verfolgt und wiederum als Bildstapel abgelegt. Anschließend wird pixelweise die zeitliche Veränderung der Höhe fouriertransformiert und aus dem ganzen Bildstapel wieder Amplituden- und Phasenbild der thermisch induzierten mechanischen Verformung extrahiert. Die Bildstapelmathematik ist also ähnlich wie bei OLT, aber wegen der vorgeschalteten Interferenzstreifenauswertung erheblich aufwändiger. Diese „optisch angeregte Lockin-Interferometrie (OLI)“ [7,9] ist wegen der schmalbandigen phasempfindlichen Signalfilterung, die die Lockin-Technik darstellt, um eine Größenordnung rauschärmer als konventionelle Interferometrie. Sie erwies sich erwartungsgemäß als besonders robust, die Tiefenreichweite ist wegen der in der Signalentstehung invol-

vierten Tiefenintegrale um etwa 50 Prozent größer als bei OLT, zudem ist der apparative Aufwand geringer: Die optische Detektorarray hat viel mehr Pixel und ist um eine Größenordnung billiger als eine Thermografiekamera. Dieses ZFP-Verfahren, das Phase und Amplitude der lokalen thermisch bedingten Ausdehnungsmodulation und somit neben dem thermischen auch das lokale mechanische Verhalten darstellt, hat sich bereits bei der Erkennung defekter Klebeverbindungen im Bereich Holm/Rippen/Schale bewährt. Besonders intensiv haben wir mit Lockin-Shearografie (OLF) diese Kraftschlüssigkeit an dem zweiseitigen Elektroflugzeug e-Genius (02a) untersucht, das am Institut für Flugzeugbau (IFB) der Universität Stuttgart konstruiert und gebaut wurde [10].



02b

Blindklebung des Höhenleitwerks.



02c

ZFP mit OLI an Höhenflossedes E-Genius.

Nach Befunden an anderen Flugzeugen war es uns wichtig, vor der Flugerprobung und den Wettbewerbsflügen die intakte Lastübertragung von Leitwerks- und Tragflächenholm an die jeweiligen Bepunktungen abzusichern, an denen Blindklebung (02b) erfolgt.

Die strukturelle Ankopplung der Höhenflossenoberschale wurde in vielen Einzelaufnahmen berührungslos mit OLT und OLI (02c) untersucht. Je nach Verfahren und Modulationsfrequenz sieht man unterschiedlich tief hinein. Direkte Vergleiche haben ergeben, dass OLI die thermischen Strukturen, z.B. überlappende FKV-Bereiche, fast ignoriert und primär auf die Füllfläche Holm/Schale anspricht, wobei die gleichmäßige Breite und Homogenität der Verbindung gut zu erkennen sind.

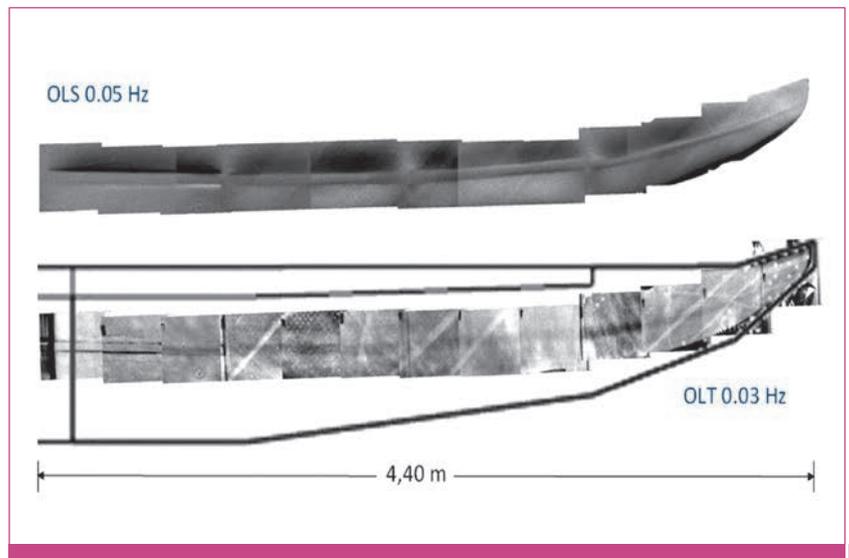
Das gilt auch für die Messergebnisse am Tragflügel, die in 03 für OLI und OLT jeweils mosaikartig zusammengestellt und zur besseren Übersicht in die Zeichnung der Draufsicht eingefügt wurden.

Auch hier zeigt OLT besonders die thermischen Strukturen und OLI den entlang der ganzen Tragfläche gleichmäßigen Holmverlauf. Zu beachten ist jedoch, dass solche ZFP-Untersuchungen keinerlei Aussagen über die Festigkeit der Klebung erlauben.

#### 4. Selektive Abbildung defekter Bereiche

Da OLT und OLI auf ganzflächiger Anregung mit Licht beruhen, bilden sie zugleich intakte und defekte Bauteilbereiche ab. Erst die Interpretation der Bilder durch einen sachkundigen Auswerter lässt auf den Defekt schließen. Zur Erhöhung der Defekterkennungswahrscheinlichkeit („probability of detection“, POD) sind ZFP-Verfahren wünschenswert, die intakte Bereiche ignorieren und selektiv verborgene Defekte darstellen.

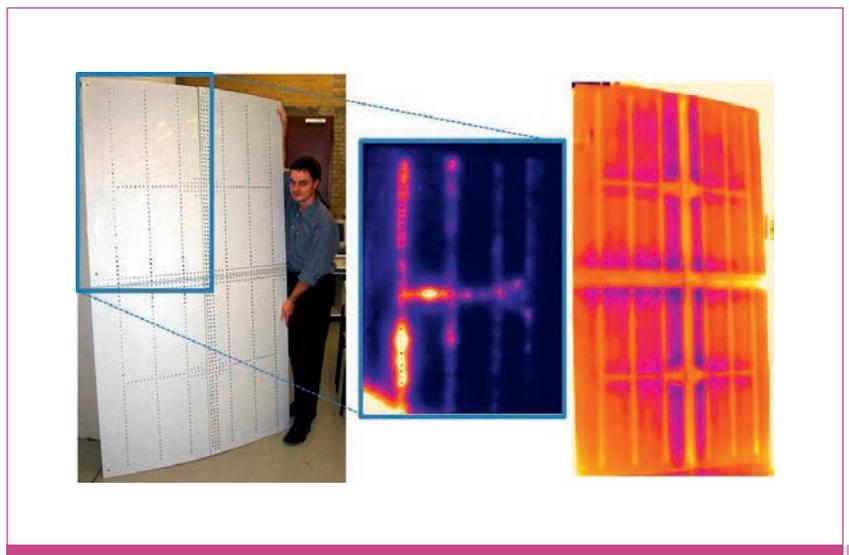
Eine mechanische Belastung, z.B. Ultraschall mit genügend hoher (und trotzdem zerstörungsfreier) Leistung, erzeugt im Bereich loser und einander noch berührender Grenzflächen Hysterese- oder Reibungseffekte, die zu Erwärmung führen [11]. Die elastischen Wellen werden an den freien Oberflächen des Prüfobjektes reflektiert und laufen so lange hin und her, bis ihre Energie in einer passend orientierten reibenden Grenzfläche in Erwärmung umgesetzt wird. „Abgefragt“ wird daher wie-



03

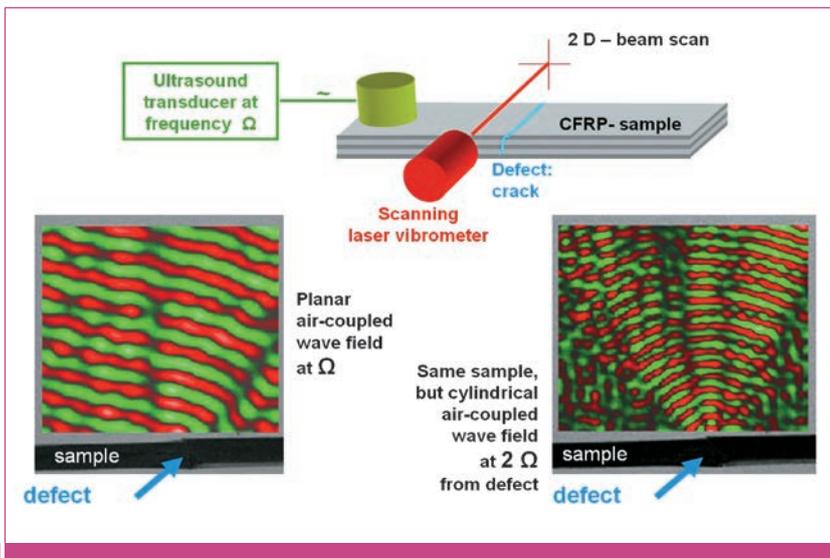
*ZFP am Holmbereich der äußeren linken Tragfläche des e-Genius mit OLT und OLS, deren Ergebnisse die gleichmäßige Klebequalität belegen.*

der der thermische Effekt, und zwar mit der Thermografiekamera: Wird die Ultraschallamplitude tieffrequent moduliert (z.B. im Rhythmus von zehn Sekunden ein- und ausgeschaltet), so sendet eine verborgene reibende Grenzfläche eine thermische Welle dieser Frequenz aus, die schließlich die Oberfläche erreicht und dort als lokale Temperaturmodulation wieder über Frequenzanalyse bildhaft dargestellt wird. Von Vorteil ist, dass mit dieser (ebenfalls am IKT entwickelten) Ultraschall-Lockin-Thermografie („ULT“) [7,12] von allen Grenzflächen selektiv nur die mit mangelnder Kraftschlüssigkeit („Schlupf“) abgebildet werden, und zwar der Übergangsbereich von fester zu klaffender Fügeverbindung. So lassen sich z.B. im Nietefeld des Rumpfpanels eines Air-



04

*Inspektion der Nietereien eines metallischen Rumpfpanels (Airbus A 330) mit ULT und OLT.*



05

Interferometrischer Nachweis der selektiven Oberwellenabstrahlung aus einer Bruchstelle in CFK-Laminat in die umgebende Luft [14]

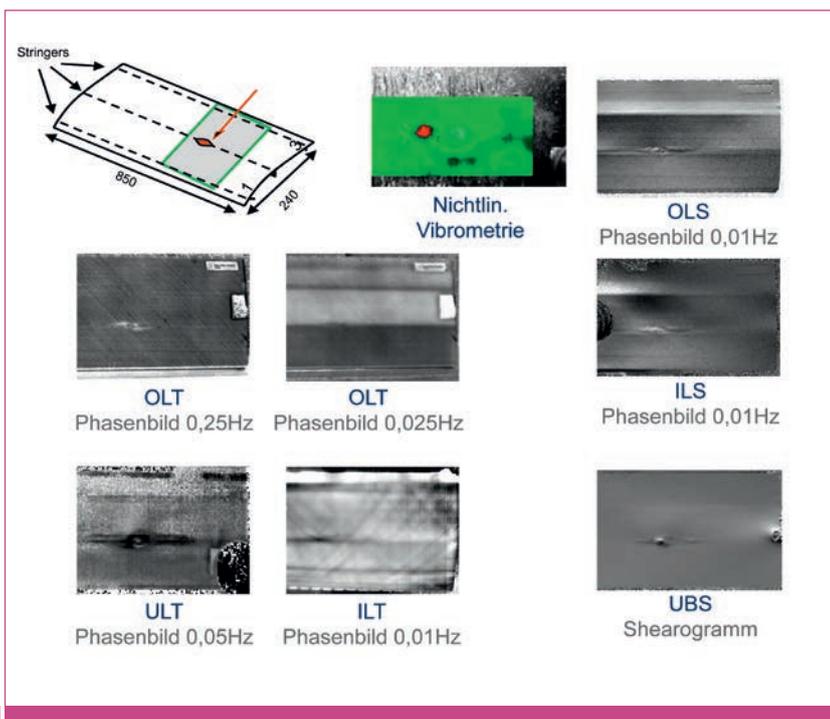
bus A 330 Nieten mit geringerem Anpressdruck mittels ULT identifizieren, obwohl sie mit OLT nicht auffallen (04).

Diese defektselektive Methode erfordert die Anbringung einer Ultraschallsonotrode. Die Größe des Umfeldes, in dem Ultraschall zur Defekterwärmung ausreicht, hängt von der einbringbaren Leistung ab. Es hat sich gezeigt, dass bei üblichen CFK-Strukturen eine Fläche von etwa 0,5 Quadratmetern um die Sonotrode herum in einer Minute untersuchbar ist. Auch die

Interferometrie lässt sich mit Ultraschall betreiben („Ultraschall-Burst-Shearografie (UBS)“), sie zeigt dann die lokale thermische Aufbeulung über dem Defekt, weil dieser sich stärker erwärmt als seine intakte Umgebung.

Eine andere Defekteigenschaft ermöglicht eine weitere ultraschallinduzierte defektselektive Abbildung: Eine noch anliegende defekte Fugestelle oder ein geschlossener Riss kann sich unter Druck nicht noch mehr schließen, aber unter Zug öffnen. Im Ultraschallfeld wird deswegen überwiegend die Druck- und weniger die Zugphase übertragen. Das asymmetrische bzw. nichtlineare Verhalten bei Bewegung senkrecht zur Grenzfläche entspricht einer „mechanischen Diode“. Oder anschaulich: Ein Riss kann klappern, eine feste Verbindung aber nicht. In der Elektrotechnik wird dieser Effekt durch den „Klirrfaktor“ beschrieben, der die Verzerrung eines sinusförmigen Signals und somit den Oberschwingungsanteil aufgrund von Nichtlinearität der Übertragungskette beschreibt. In Analogie dazu eignet sich ein Laservibrometer dazu, mit hoher Ansprechempfindlichkeit die nichtlineare Bewegung einer nicht-kraftschlüssigen Verbindung aufgrund der lokal erzeugten Oberschwingungen bildhaft darzustellen, also defektselektiv als „Klapperbild“ [13].

Diese „Nichtlineare Vibrometrie“ erfordert somit ebenfalls die Ankopplung einer Ultraschallsonotrode, aber statt der Thermografiekamera wird nun ein (teureres) scannendes Laservibrometer eingesetzt, dessen Ausgangssignal fouriertransformiert wird. Hier erfolgt die Auswertung also nicht aus einem Bildstapel, sondern während des berührungslosen Laserscans jeweils an einem Pixel und somit insgesamt langsamer. Diese „Scannende nichtlineare Vibrometrie“ hat den Vorteil, dass sie selektiv auf die nichtlineare lokale mechanische Auslenkung im Bereich eines Haftungsverlustes anspricht und allein diese abbildet. Mit Hilfe des scannenden Laservibrometers lässt sich diese Eigenschaft geschlossener Risse sichtbar machen. Der in die Luft abgestrahlte Schall erzeugt durch Druckänderungen minimale Änderungen des optischen Brechungsindex der Luft. Diese registriert das Laservibrometer und macht so, wie in (05) dargestellt, das abgestrahlte Schallfeld für das anregende Signal und die Oberwelle separat sichtbar.



06

CFK Landeklappensegment eines Airbus A 330. Der mittlere der drei Stringer ist an einer Stelle abgelöst (Pfeil in Skizze)

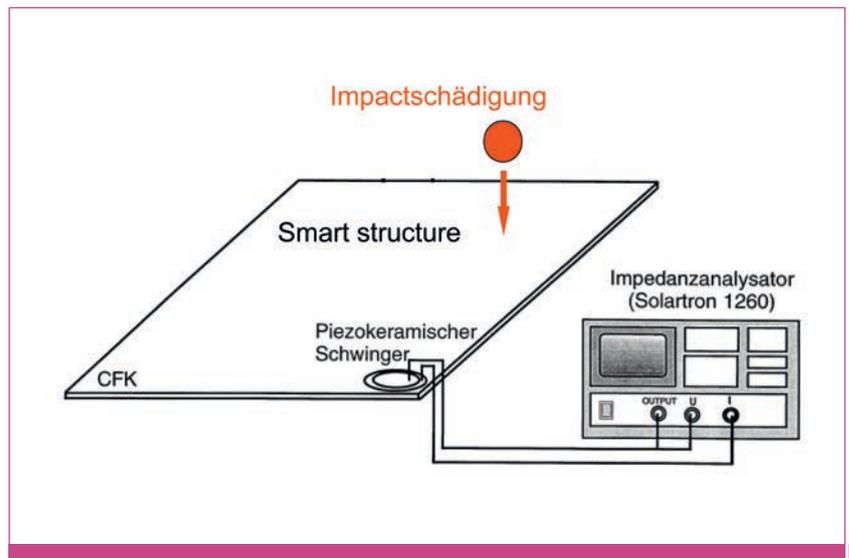
## 5. Ergebnisvergleich von ZFP-Verfahren

Besonders spannend ist der Vergleich der bisher beschriebenen ZFP-Verfahren am folgenden Beispiel einer Stringerablösung am Landeklappensegment eines Airbus A 320 (06). Die CFK-Schale hat nicht überall dieselbe Dicke, darum zeigt die OLT-Messung bei 0,025 Hz, die bis zur Bauteilrückseite reicht, vor allem den Dickenkontrast und kaum die Stringerablösung, während die höherfrequente Lockin-Thermografie mit optischer oder induktiver Anregung (OLT bei 0,25 Hz und ILT) den Defekt und zugleich die Orientierung der CFK-Rovings darstellen. Letztere wird nur dann unterdrückt, wenn mechanisch angeregt oder die mechanische Auslenkung gemessen wird. Während ultraschallangeregte Lockin-Thermografie (ULT) und optisch oder induktiv angeregte Interferometrie (OLI und ILI) die Stringerablösung zusammen mit der intakten Stringerstruktur zeigen, erscheinen die Defekte mit nicht-linearer Vibrometrie und mit Ultraschall-Burst-Shearografie (UBS) praktisch hintergrundfrei, eine ideale Voraussetzung für automatisierte Inspektion bei Fertigung und Wartung.

## 6. Adaptive Strukturen

Wer bei Flugreisen hinter den Tragflächen seines Fliegers sitzt, kann die Bewegung von Landeklappen und Querrudern verfolgen. Diese sind mechanisch beweglich gelagert. Erstrebenswert wäre es, statt Gestängen, Anlenkhebeln, Führungen und Gelenken „adaptive Strukturen“ („smart structures“) zu verwenden, d.h. geeignet eingebaute piezokeramische Verformungsgeber („Aktoren“), die das Tragflächenprofil schneller und ohne Störung der Luftströmung verändern. Die Wunschvorstellung ist also eine Verstellbarkeit des Profils wie beim Vogelflügel. Mit eingebetteter Piezokeramik lassen sich aber derzeit noch keine großen Verstellwege erzielen, hier besteht noch Forschungsbedarf.

Im SFB 409 „Adaptive Strukturen im Flugzeugbau und Leichtbau“ haben wir eingebettete Aktoren nicht nur zum Verstellen benutzt, sondern wir haben sie auch als interne hochfrequente Schwingungsgeber zweckentfremdet und damit die oben erwähnten extern angekoppelten Ultraschallgeber ersetzt [15]. Ein Anwendungs-

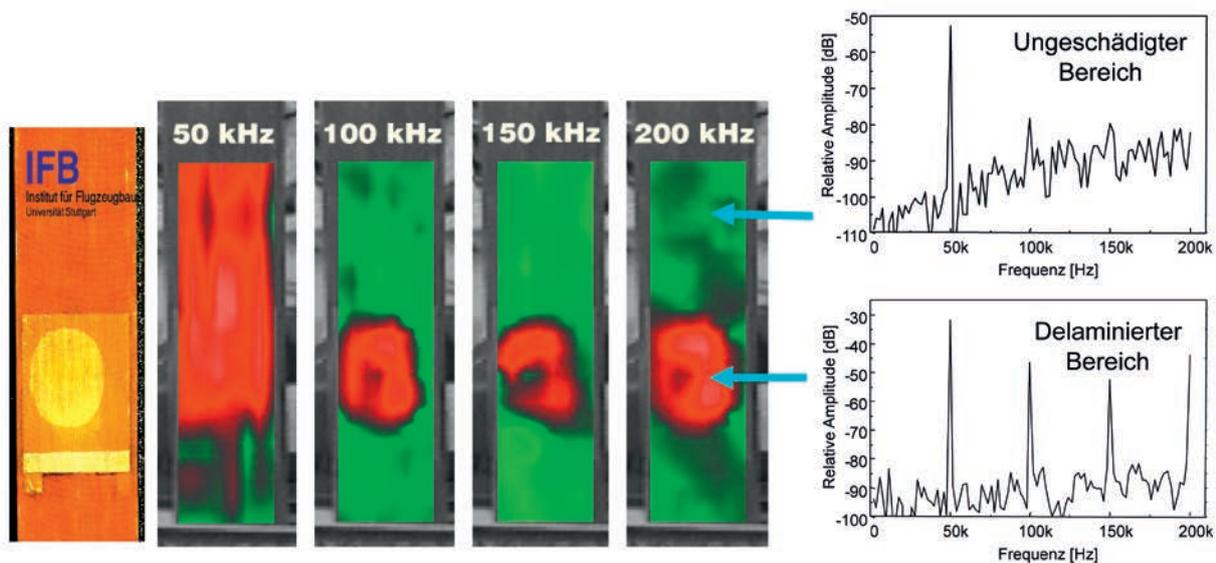


Adaptive Struktur als integrierter Schwingungsgeber: Impedanzspektroskopie der Aktorik für Vibrometriemessungen.

beispiel ist die Messung des Resonanzspektrums der Aktorik mit einem elektronischen Impedanzanalysator, also einem einfachen Standardmessgerät (07). Die Aktorik kann auf diese Weise bei der Bauteilfertigung ihre eigene Ankopplungsveränderung an das CFK-Laminat während des Aushärtvorgangs überwachen. Hierbei findet nämlich eine Frequenzverschiebung statt, deren Geschwindigkeit von der Aushärtetemperatur abhängt. Die interne Vibrometrie der adaptiven Struktur zeigt durch das Einbiegen in die Asymptote, wie schnell die Aushärtung abläuft und wann sie abgeschlossen ist.

Führt man diese eingebettete Vibrometrie an einer adaptiven CFK-Struktur wie in (07) durch, die zunehmend durch Impact geschädigt wurde, so scheinen sich die Eigenfrequenzen dabei nicht zu ändern. Die Anwendung von Korrelationsmathematik setzt jedoch diese kleinen Veränderungen in einen Kennwert („Korrelationskoeffizient“) um, der die Ähnlichkeit mit dem ursprünglichen Spektrum beschreibt. Hierbei sind Impactschäden mit einer Energie ab zwei Joule zuverlässig nachweisbar [15]. Von praktischem Interesse ist auch, dass das Spektrum nach der ersten Impactschädigung als Referenz für die zweite Schädigungsreihe verwendbar war und dass dabei mit hoher Reproduzierbarkeit derselbe Verlauf des Korrelationskoeffizienten entsteht. Das ergibt eine einfache Reset-Möglichkeit für Strukturüberwachungsaufgaben.

Vibrometrie zeigt nur integrale Veränderungen gegenüber einem Referenzzustand an. Sie macht damit als einfach durchzufüh-



08

*Defektselektive Erkennung einer Delamination in adaptiver GFK-Struktur mittels lokaler Obertonanalyse. Anregung des Aktors mit  $20 V_{ss}$  bei 50 kHz. Die adaptive Struktur wurde vom IFB hergestellt.*

render Screening-Test (Gut-Schlecht-Sortierung) im Rahmen von regelmäßigen Inspektionen das aufwändige Abrastern intakter Bauteile überflüssig. Dieses Prinzip der Erkennung mechanischer Veränderungen mittels eingebauter Schwingungsgeber wird mittlerweile an verschiedenen Stellen als „Structural health monitoring“ weitergehend untersucht.

Die lineare Vibrometrie liefert also primär keine Information über den Ort des Defektes. Die eingebetteten Piezokeramikelemente eignen sich aber auch als Schallquellen für defektselektive Ultraschall-Lockin-Thermografie sowie für nichtlineare Vibrometrie, wobei das lokale Oberwellenspektrum Fügefehler beim Einbetten der Piezokeramik zuverlässig charakterisiert. In der folgenden (08) wurde der Aktor mit 50 kHz und geringer Spannungsamplitude angeregt. Bei dieser nichtresonanten Frequenz schwingt die ganze adaptive Struktur, und im intakten Bereich zeigt das Spektrum nur diese eine Frequenz. Auf dem abgelösten Bereich findet das Vibrometer hingegen auch die Obertöne. Die Bilder bei 100, 150 und 200 kHz, die mit den Amplituden der Obertöne rot eingefärbt wurden, stellen deswegen selektiv den abgelösten Bereich der Aktorik dar. Die nichtlineare Vibrometrie eignet sich somit zur zuverlässigen und gut automatisierbaren Überprüfung der Ankopplung der Aktorik an die Struktur. Das gilt für die Fertigung und auch später für Wartungsinspektionen.

## 7. Delaminationen und Impactschäden

Die Fasern sind optimal eingesetzt, wenn sie geradlinig entlang der Belastungsrichtung verlaufen. Wenn diese nicht eindeutig ist, koppelt man unterschiedliche Faserrichtungen miteinander. Hierzu werden unidirektionale Lagen unterschiedlicher Orientierung zu einem Laminat verarbeitet. Die einzelnen Lagen des Laminats reagieren auf mechanische oder thermische Last unterschiedlich, dabei kann es zu Grenzflächenbeanspruchung mit potentiell Versagen kommen, z.B. in Form einer „Delamination“. Dann kann zwar noch lokale Formschlüssigkeit vorliegen, aber keine Kraftschlüssigkeit. Die Erkennung eines solchen versteckten Festigkeitsverlustes ist wie bei den oben gezeigten Fügeverbindungen wichtig für den sicheren Betrieb von Luftfahrzeugen.

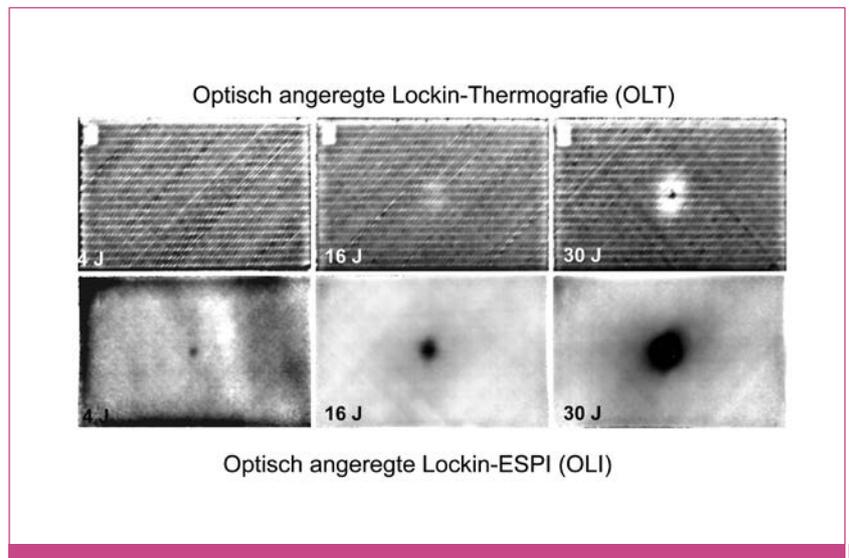
Eine besondere Schädigungsart ist der „Impact“, ein Schlagschaden aufgrund einer lokalen kurzzeitigen Strukturbelastung. Eine Metallstruktur bekommt in einem solchen Fall meistens eine sichtbare Beule. Wenn keine Beule entstanden ist, besteht kein Grund zur Sorge. Anders ist es bei Laminaten: In einem zylindrischen Bereich unterhalb des Einschlags kommt es zu unkritischer Druckbelastung, aber wegen der schichtweise anisotropen mechanischen Eigenschaften des Laminats kann es in einem näherungsweise kegelförmigen Bereich um diesen Zylinder herum zu

Grenzflächenversagen kommen, das je nach Impactenergie sogar zur Aufspaltung der einschlagabgewandten Laminatrückseite führen kann. An der Einschlagstelle selbst ist hingegen typischerweise nur eine wenige Mikrometer tiefe kleine glänzende Vertiefung zu sehen, die optisch unauffällig und entsprechend mühsam zu finden ist. Auf der abgewandten Seite wäre die Absplitterung nicht zu übersehen, aber dazu müsste das Flugzeuginnere freigelegt werden, und diesen immensen Zeitaufwand versucht man zu vermeiden. Darum besteht an der zuverlässigen Impacterkennung an der Einschlagseite ein großes Interesse. In (09a) sind mit OLT und OLI berührungslos erhaltene Bilder von Impactschäden zu erkennen, aufgenommen auf der Impactseite. Mit OLT zeigt sich im Zentrum des 30 Joule Schadens der kompressionsgeschädigte Bereich und um diesen herum der konusartige Delaminationsbereich. Mit OLI wird hingegen nur die modulierte Aufbeulung abgebildet. Der Impact erscheint daher als Fleck und nicht als Ring, dafür aber ohne die von den Kohlenstofffasern verursachte störende thermische Struktur, die bei OLT den vier Joule Impactschaden verdeckt. Deswegen ist der Zusammenhang zwischen Schadensfläche und Impactenergie mit OLI klarer als mit OLT (09b). Die Schadensfläche ist mit der Restfestigkeit des Laminats unter Druckbelastung korrelierbar [15]. Nach entsprechender Kalibrierung sollte sich die Aussage umkehren lassen, um die Restfestigkeit aus den berührungslosen OLI-Befunden vorhersagen zu können.

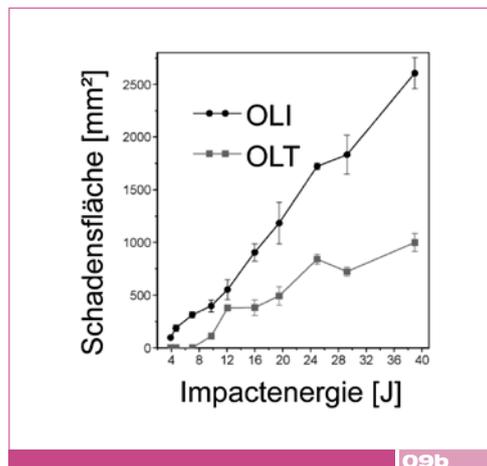
An adaptiven Strukturen sind solche Untersuchungen besonders einfach, da der Verlauf des Korrelationskoeffizienten bei dieser intern angeregten Vibrometrie nach Kalibrierung eine Abschätzung der Impactenergie ermöglicht. Zur Lokalisierung des Impactschadens eignen sich dann die oben erwähnten defektselektiven Verfahren, wobei die eingebaute Piezoaktorik auch hier als Schwingungsgeber fungiert [1].

## 8. Alterungseffekte, Ermüdung

Alterung und Ermüdung betreffen nicht nur Menschen und andere Lebewesen, sondern auch Werkstoffe: Frühere Be- oder Überlastungen hinterlassen Spuren, die die Leistungsfähigkeit unter weiterer Belastung verringern, bis irgendwann eine Grenze unterschritten wird und Versagen

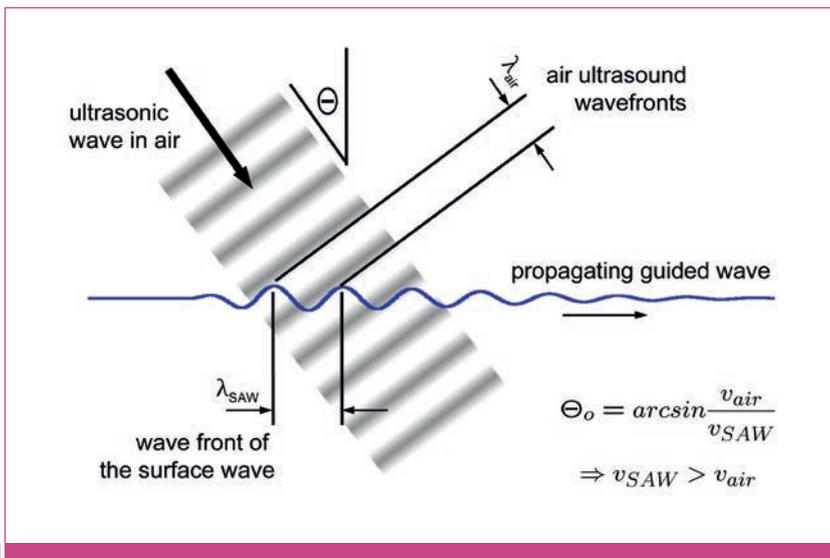


Vergleichende Charakterisierung impactgeschädigter CFK-Platten: Phasenbilder der Einschlagseite bei 0,1 Hz.



Schadensflächengröße mit OLT u. OLI.

eintritt. So sind auch Bauteile in der Lebensdauer beschränkt, und die Ermittlung von Lebensdauerverbrauch und Restlebensdauer ist von großem praktischem Interesse. Seit langem ist bekannt, dass Bauteile unter periodischer Belastung Wärme entwickeln (davon macht auch die oben besprochene ULT Gebrauch) und dass die am stärksten geschädigten Bereiche ihr bevorstehendes Versagen durch lokale Temperatursteigerungen („hot spots“) ankündigen, deren Entstehung und Weiterentwicklung unter Last thermografisch gut verfolgbar sind. Bildgebende Größe ist hier (wie auch bei OLT) der lokal erhöhte mechanische Verlustwinkel als Lebensdauerindikator, der besonders gut kurz vor dem Versagen anspricht. Von größerem praktischem Interesse ist die Veränderung der Steifigkeit während des gesamten Belastungsablaufs. Untersuchungen hierzu führen wir mit luftultraschallerzeugten Grenzflächenwellen durch [17].



10a

Erzeugung von Oberflächenwellen mit Ultraschall bei optimalem Winkel.

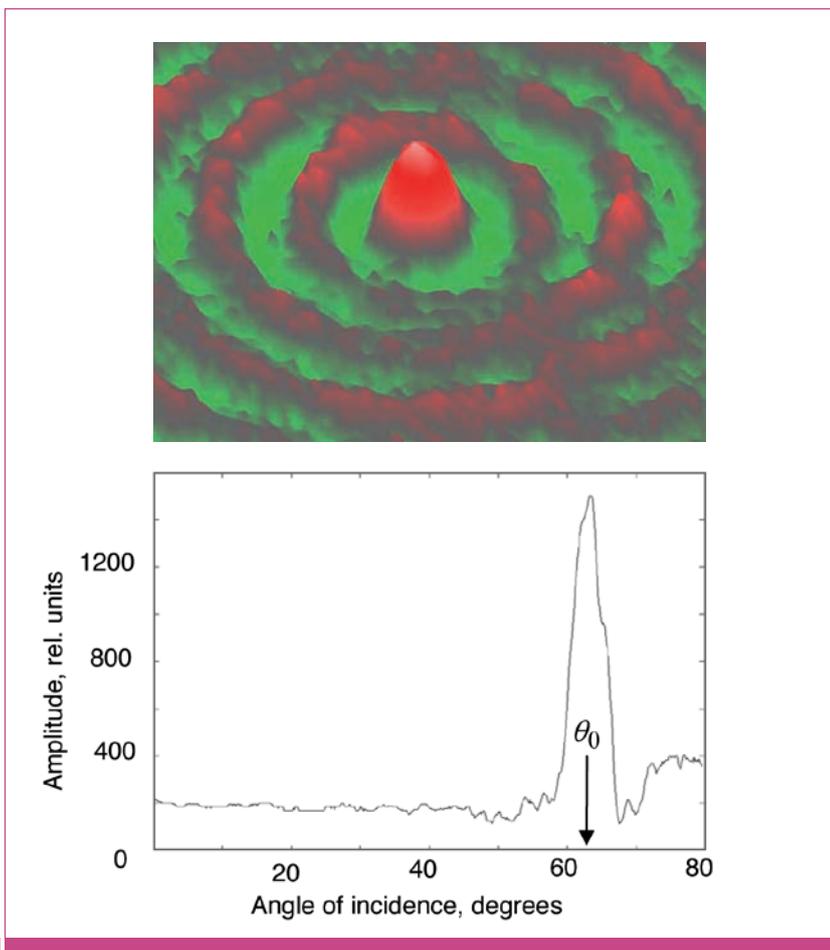
Wer sich schon mit Ultraschall medizinisch untersuchen ließ, erinnert sich an die Paste, mit der die akustische Kopplung zwischen Messkopf und Körperoberfläche hergestellt wird. Der technische Ultraschall verwendet die Kopplung mit Wasser

(Immersions- und Squirtertechnik). Beides hat sich im Metallbereich bewährt, ist aber an FKV nicht immer anwendbar, z.B. wenn Aushärtungsverläufe verfolgt oder hochspannungsfeste adaptive Strukturen untersucht werden sollen. Bei der Untersuchung mit luftgekoppeltem Ultraschall bleibt das Bauteil trocken. Häufig wird es dabei senkrecht zur Oberfläche durchschallt, wie man es von wassergekoppeltem Ultraschall gewohnt ist. Solche Messungen liefern den Elastizitätsmodul senkrecht zur Bauteiloberfläche.

Bei schräger Einschallung wird die Oberfläche periodisch von den Druckfronten der Schallwelle „eingebeult“ (10a), und die fortschreitende Bewegung der Schallfronten beim seitlichen Überstreichen des Bauteils bewirkt eine entsprechende wellenartige Bewegung der Beulenstruktur z.B. als „Oberflächenwelle“ oder als „Plattenwelle“ (10b). Dieser Effekt setzt einen bestimmten Einschallwinkel voraus, weil Wellenlänge und Geschwindigkeit dieser Wellen (über eine bestimmte Strecke gemessen) (10c) zusammenhängen, wobei z.B. der Elastizitätsmodul entlang der Oberfläche eine Rolle spielt.

Da Luftultraschallmessungen nicht von den Unwägbarkeiten einer mechanischen Ankopplung abhängen, lässt sich damit die Veränderung der Steifigkeit während der Ermüdungsbelastung erfassen. Nach einem anfänglich steilen Verlauf des Steifigkeitsverlustes zeigen alle Proben einen gut verfolgbar stetigen Abfall, aus dem man umgekehrt die Zyklenzahl und damit die Restlebensdauer abschätzen könnte.

Zuletzt soll in diesem Zusammenhang eine weitere Ultraschallmethode erwähnt werden, nämlich die berührend messende Ultraschalldoppelbrechung, die wie in der Optik auf geringe Unterschiede im Richtungsverhalten der Werkstoffeigenschaften anspricht. Hiermit lässt sich z.B. die Undulation, also eine Abweichung der Faserrichtung von der Sollrichtung, ortsabhängig verfolgen. Die hierbei erreichbare Genauigkeit liegt im Bereich von 1-2 Grad. Versuchsweise wurde mit dieser Methode auch die Anisotropie eines ursprünglich quasi isotropen Laminates bei Ermüdung unter zyklischer Zugschwellbelastung untersucht. Die stetige Änderung der Steifigkeitsanisotropie während des Ermüdungsversuchs lässt vermuten, dass sich die Ultraschalldoppelbrechung als Indikator für den Lebensdauerverbrauch eignen könnte [18].



10b

Plattenwellenfeld und involvierte mechanische Eigenschaften.

## 9. Fazit

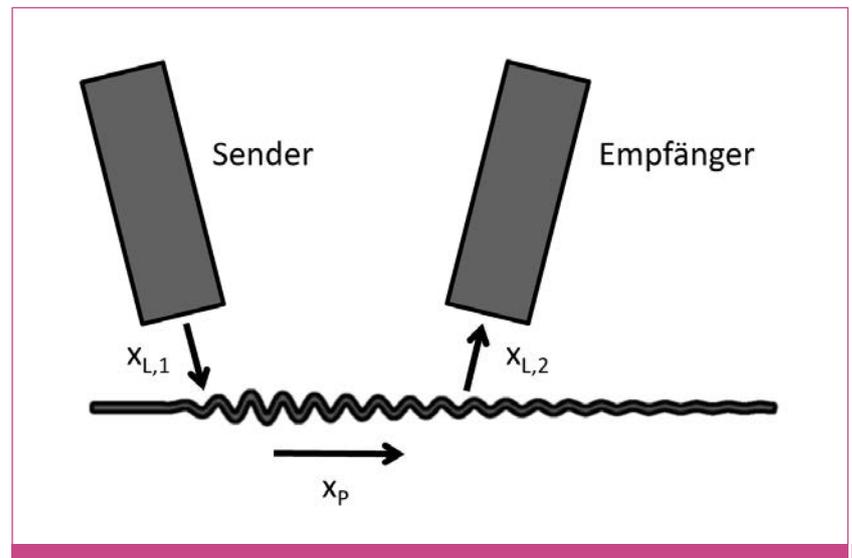
Wo stehen wir derzeit? Mit der Vielfalt unserer werkstoffangepassten innovativen ZFP-Verfahren können wir unterschiedliche Fehler in FKV schon mit großer Zuverlässigkeit auffinden, schnell großflächig bildhaft darstellen und somit charakterisieren. Durch Verbesserung der Charakterisierung lassen sich Sicherheit und Ausnutzungsgrad erhöhen und dadurch Gewicht und Energieverbrauch absenken. Die Beurteilung der Fehlerrelevanz ist aber ein anderes Problem. Die Abschätzung der Restlebensdauer ist zwar bereits an definierten einfachen Bauteilen (z.B. Rohre, Zugproben) unter definierten Belastungen möglich, an Realteilen aber noch nicht. Wir sollten uns also über die Zuverlässigkeit von Prognosen aus ZFP-Befunden keine großen Illusionen machen, da liegt noch ein weiter Weg vor uns. Die Luftfahrt wird noch einige Zeit mit hohen Sicherheitsfaktoren und entsprechenden Überdimensionierungen leben müssen, die viel Gewicht kosten.

Wichtig wäre ergänzend zur Fehlerfindung eine verbesserte Fehlervermeidungsstrategie, die durch intensivere Einbeziehung der zerstörungsfreien Prüftechnik in die Fertigungsabläufe erzielbar wäre. Dazu müssten wir aber mehr über die Entstehungsgeschichte relevanter Fehler wissen. Modellvorstellungen über die Weiterentwicklung von Schäden und ihre Relevanzgrenze erfordern eine verbesserte Kommunikation zwischen Konstrukteuren, Prüfern und Modellierern. Durch das Zusammenschalten von Kompetenzen müssen das häufig noch bestehende Kästchendenken in engen fachlichen Grenzen und daraus resultierende Eitelkeiten besser überwunden werden. Ein wichtiges Teilziel als Mindestforderung wäre erreicht, wenn die Konstrukteure wüßten, welche ZFP-Methoden es gibt und wie man prüfbar konstruiert. Wir sehen eine wichtige Aufgabe in unserer Forschung und Lehre darin, auch an dieser Horizonterweiterung im Bereich von Bauteilentwurf, Fertigung, Prüfung und Inspektion zu arbeiten. •

Gerhard Busse, Igor Solodov

## Danksagung

Ohne die wirksame Unterstützung unserer Forschungsarbeit durch die Deutsche For-



Messung der Plattenwellengeschwindigkeit über die Laufstrecke  $x_p$ .

schungsgemeinschaft (DFG) wären die vorgestellten Messergebnisse nicht möglich gewesen (z.B. SFB 381, SFB 409, PAK 267 sowie Normalverfahren). Gerade die Verbindung der Grundlagenarbeit mit der Umsetzung wurde vom Land Baden-Württemberg und von der Universität Stuttgart finanziell unterstützt (z.B. im Projekt DLR@UniST). Unsere Industriepartner (z.B. Eurocopter, Airbus, Lufthansa Technik) konfrontierten uns immer wieder mit praktischen Fragestellungen als Herausforderungen und versorgten uns mit Prüfobjekten. Dafür bedanken wir uns herzlich.

Ganz besonderer Dank gebührt unseren Doktoranden, Diplomanden, Studienarbeitern und wissenschaftlichen Hilfskräften, die sich mit Kreativität, Geduld und Fleiß der Lösung unserer vielen Aufgaben stellten. Es ist sehr erfreulich und ermutigend, dass viele dieser Arbeiten durch Preise gewürdigt wurden.

## Literatur

- [1] Busse, G.; Kröplin, B.; Wittel, F.: *Damage and its evolution in fiber-composite materials: Simulation and non-destructive evaluation*. Book on demand, 2006, ISBN 3-930683-90-3.
- [2] Summerscales, J.: *Non-destructive testing of fibre-reinforced plastics composites*, Elsevier Appl. Science, London and New York, I (1987), II (1990).
- [3] Busse, G.: *Optoacoustic phase angle measurement for probing a metal*. Appl. Phys. Lett. Vol. 35 (1979): p 759–760.
- [4] Carlomagno, G.M.; Berardi, P.G.: *Unsteady thermotopography in non-destructive testing*, Proc.

- 3rd Biannual Information Exchange, Aug. 24–26, St. Louis USA, (1976): p 33–39.
- [5] Beaudoin J. L.; Merienne, E.; Danjoux, R.; Egee, M.: *Numerical system for infrared scanners and application to the subsurface control of materials by photothermal radiometry*. Infrared Technology and Applications SPIE Vol. 590 (1985): p 287.
- [6] Kuo, P.K.; Feng, Z.J.; Ahmed, T.; Favro, L.D.; Thomas, R.L.; Hartikainen, J.: *Parallel thermal wave imaging using a vector lock-in video technique*. Photoacoustic and Photo-thermal Phenomena, ed. P. Hess and J. Pelzl. Heidelberg: Springer-Verlag (1987): p 415–418.
- [7] Busse, G.; Wu, D.: *Verfahren zur phasenempfindlichen Darstellung eines effektmodulierten Gegenstandes*. Patentschrift P 42 03 272.5 (1992).
- [8] Wu, D.; Salerno, A.; Malter, U.; Aoki, R.; Kochendörfer, R.; Kächele, P.K.; Woithe, K.; Pfister, K.; Busse, G.: *Inspection of aircraft structural components using lockin-thermography*. Busse, G.; Balageas, D.; Carlomagno, G.M. (Hrsg.): *Quantitative infrared thermography, QIRT 96*, Stuttgart, Edizione ETS, Pisa (1997), S. 251–256, ISBN 88-467-0089-9.
- [9] Menner, P.; Busse, G.: *Lockin-interferometric imaging of thermal waves for non-destructive testing*. Proceed. SPIE Optical Metrology, Optical Measurement Systems for Industrial Inspection, München, 2011.
- [10] [www.ifb.uni-stuttgart.de/e-genius](http://www.ifb.uni-stuttgart.de/e-genius).
- [11] Hennecke, E.G.; Reifsnider, K.L.; Stinchcomb, W.W.: *Thermography – An NDI method for damage detection*. J. of Metals (Sept. 1979) p 11–15.
- [12] Rantala, J.; Wu, D.; Busse, G.: *Amplitude modulated lock-in vibrothermography for NDE of polymers and composites*. Res. Nondestr. Eval. (1996) 7, S. 215–228.
- [13] Stoessel, R.; Dillenz, A.; Krohn, N.; Busse, G.: *Defektselektives Abbildungsverfahren*. Materialprüfung 42, Nr.1/2 (2000), S. 38–44.
- [14] Solodov, I.; Döring, D.; Busse, G.: *Air-coupled laser vibrometry: Analysis and applications*, Applied Optics, V. 48, N 7, pp. C33–C37, 2009.
- [15] Universität Stuttgart: *Adaptive Strukturen im Flugzeugbau und Leichtbau*. Ergebnisbericht DFG SFB 409 für 1998–2000. S. 370–371.
- [16] Hufenbach, W. (Hrsg.): *Textile Verbundbauweisen und Fertigungstechnologien für Leichtbaustrukturen des Maschinen- und Fahrzeugbaus*. Bericht SPP 1123. SDV – Die Medien AG (2007) ISBN 978-3-00-022109-5.
- [17] Rheinfurth, M.; Kosmann, N.; Sauer, D.; Busse, G.; Schulte, K.: *Lamb waves for non-contact fatigue state evaluation of composites under various mechanical loading conditions*. Composites Part A, 43, 1203–11, 2012.
- [18] Rheinfurth, M.; Fey, P.; Allinger, S.; Busse, G.: *Ultrasonic birefringence as a measure of mechanically induced fatigue damage in laminated composites*. International Journal of Fatigue (im Druck).

## DIE AUTOREN

## PROF. DR. GERHARD BUSSE UND PROF. DR. IGOR SOLODOV



Die zerstörungsfreie Prüfung ist ein Forschungsgebiet am Institut für Kunststofftechnik (IKT), das 1989 mit der Berufung von Prof. Dr. Gerhard Busse zur Einrichtung der Abteilung „Zerstörungsfreie Prüfung“ am IKT (damals IKP) führte, in der Ingenieure, Materialwissenschaftler, Physiker und Mathematiker interdisziplinär zusammenarbeiten. Mit Prof. Dr. Igor Solodov von der Lomonosov-Universität Moskau konnte das ZFP-Team einen international führenden Wissenschaftler im Bereich elastischer Wellen gewinnen. Der SFB 381 „Charakterisierung des Schädigungsverlaufs von Faserverbundwerkstoffen mittels zerstörungsfreier Prüfung“ mit seiner Laufdauer von 12 Jahren war für Entwicklung und Anwendung innovativer zerstörungsfreier Prüfverfahren ein sehr wichtiger Nährboden. Zu den in diesem Artikel vorgestellten Resultaten haben über die vergangenen Jahre viele Mitglieder des ZFP-Teams beigetragen, in chronologischer Reihenfolge: Werner Karpen, Klaus Nixdorf, Datong Wu, Gernot Riegert, Alexander Dillenz, Thomas Zweschper, Christian Spiessberger, Henry Gerhard, Klaus Pfeleiderer, Nils Krohn, Christoph Döttinger, Rainer Stössel, Andreas Gleiter, Daniel Döring, Philipp Menner, Niels Holtmann, Peter Fey, Markus Rahammer, Martin Rheinfurth, Sebastian Allinger, Dorothee Sauer und Tatjana Bubeck.



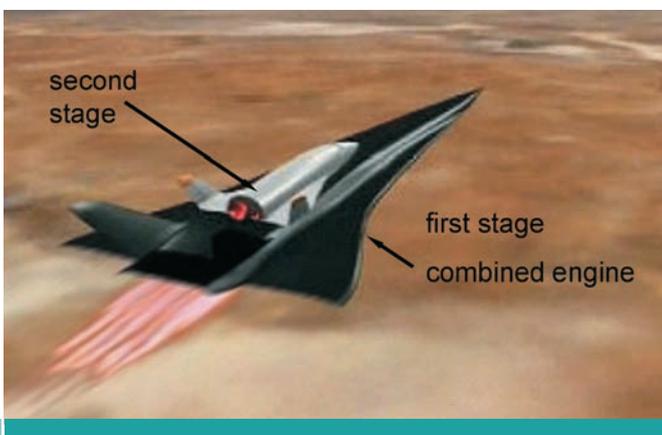
### Kontakt

Universität Stuttgart, Institut für Kunststofftechnik, Zerstörungsfreie Prüfung  
 Pfaffenwaldring 32, D–70569 Stuttgart, Tel. +49 (0) 711/685-62626, Fax +49 (0) 711/685-59712  
 E-Mail: [gerhard.busse@ikt.uni-stuttgart.de](mailto:gerhard.busse@ikt.uni-stuttgart.de), Internet: [www.zfp.uni-stuttgart.de](http://www.zfp.uni-stuttgart.de)

# Aero-thermodynamische Auslegung eines Scramjet-Antriebssystems für zukünftige Raumtransportsysteme

Das Graduiertenkolleg (GRK) 1095

In den letzten Jahren wurden international große Anstrengungen unternommen, um für ein hyperschallschnelles Fluggerät ein luftatmendes Antriebssystem, basierend auf einem Scramjet (Supersonic combustion Ramjet), zu entwickeln. Bei diesem Gerät muss anders als bei einer Rakete der Oxidator nicht mehr mitgeführt werden, da der Luftsauerstoff für die Verbrennung benutzt werden kann. Dies führt bei hohen Fluggeschwindigkeiten dazu, dass in der Brennkammer Überschallströmung herrscht. Um die sehr aufwendige Technologie erproben zu können, werden weltweit entsprechende Untersuchungen an Demonstratoren durchgeführt.



01

Zweistufiges Raumtransporterkonzept mit scramjet-angetriebener Unterstufe.  
© Deutsche Forschungsgemeinschaft (DFG)

## 1. EINLEITUNG

Zurzeit werden bei den Versuchen weltweit unterschiedliche Typen von Erprobungsträgern eingesetzt. Zum einen handelt es sich bezüglich des Designs um hyperschallschnelle Fluggeräte, die in aller Regel von einer konventionellen Rakete auf die entsprechende Flugmachzahl beschleunigt werden und danach mit Hilfe des eigenen Scramjet-Antriebes einen Flug durchführen sollen. Hier sind einerseits das amerikanische Hyper-X (X-43) Programm der NASA und das militärische X-51 Programm, andererseits das europäische Testprogramm LEA zu nennen. Zum anderen handelt es sich bei den Erprobungsträgern um reine Demonstrator Systeme wie beim russischen KHOLOD Hypersonic Flight Lab, einer Kombination aus rotationssymmetrischem Scramjet und Rakete, wobei es

hier nicht zur Trennung der beiden Systeme kommt, sondern die Rakete für die gesamte Flugzeit Schub erzeugt.

Eine weitere Versuchsmöglichkeit besteht aus einem reinen Scramjet-Demonstrator in Kombination mit einer Rakete. Damit wird der Demonstrator auf eine entsprechende Höhe gebracht, trennt sich im Scheitelpunkt der Flugparabel von der Rakete ab und beschleunigt alleine durch die Gravitation im freien Fall auf die zum Betrieb des Scramjets notwendige Geschwindigkeit. Diese Erprobungsmethode wurde z.B. im australischen HyShot-Projekt benutzt. Beim französischen PROMETHEE Programm handelt es sich um ein nationales, militärisches Hyperschall-Antriebskonzept. Erste Windkanaltest wurden in Frankreich und Russland (ITAM) durchgeführt, die Flugerprobung steht noch aus. Grundlegende Untersuchungen hierzu wurden im Rahmen des JAPHAR-Programms gemacht, bei dem neben der ONERA auch das Deutsche Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) beteiligt war. Die Auflistung der zur Zeit mit großem wissenschaftlichen und finanziellen Einsatz durchgeführten Projekte auf dem Gebiet der Scramjet-Technologie zeigt, welchen hohen internationalen Stellenwert die Forschung auf diesem Gebiet besitzt, insbesondere im Hinblick auf die Entwicklung eines zukünftigen hyperschallschnellen Fluggeräts, sei es als Unterstufe für ein modernes rückkehrfähiges Raumtransportsystem oder als Hyperschallflugzeug selbst (01). Auf dem Gebiet der Entwicklung eines Hyperschallflugzeugs ist das europäische Projekt LAPCAT besonders zu erwähnen.

Mit der Einrichtung des Graduiertenkollegs 1095 (GRK) „Aero-thermodynamische Auslegung eines Scramjet-Antriebssystems für zukünftige Raumtransportsysteme“ entstand in Deutschland im Jahr 2005 ein Arbeitsteam, das aufgrund der vorhandenen Expertise in der Lage ist, einen ganz entscheidenden Beitrag auf dem Gebiet der Scramjet-Antriebssysteme zu leisten. Die Basis dieser Qualifikation bildet das in früheren Sonderforschungsbereichen erarbeitete und in hohem Maße international anerkannte und geschätzte Grundlagenwissen sowie das bereits in starkem Maße vorhandene „wissenschaftliche Netzwerk“ zwischen der Universität Stuttgart, der RWTH Aachen, der TU München und

#### SUMMARY

*For future, reusable space transportation systems, as well as for hypersonic flight vehicles the use of an air breathing propulsion system with supersonic combustion is the main problem to be solved concerning the design and the overall vehicle design. In this context only the use of a scramjet-propulsion system meets all the aerodynamic and gas dynamic requirements and offers a real alternative towards the classical rocket driven systems. Accordingly, the main scientific objective of all the projects networked within the Research Training Group is the design and the development of a scramjet demonstrator engine using necessarily different experimental and numerical procedures and tools, provided by the involved scientists. Several partly coupled problems on different scientific areas like aero- and gas dynamics, thermodynamics with focus on supersonic combustion and material research particularly to make fibre composites applicable for the highly thermal stressed combustion chamber. At the same time several projects are dealing with the analysis of the total system, enabling therefore the very complex integration of all single components of the scramjet demonstrator engine. One particularity of this Research Training Group is the involvement of three German universities as well as the DLR. Thus, scientists of the Universität Stuttgart, the RWTH Aachen, the TU München and the DLR Köln are working together on the scramjet field.*

dem DLR. Dieser Sachverhalt bildet gleichzeitig auch den Hauptvorteil gegenüber den anderen internationalen Aktivitäten auf diesem Gebiet. Durch die erfolgreichen Vorarbeiten wurden hier „Werkzeuge“ und Vorkenntnisse geschaffen, deren Anwendung durch das vorliegende Graduiertenkolleg nun weiter konkretisiert wird. Zusätzlich ergibt sich die Möglichkeit, diese Grundlagen in die Ausbildung der Stipendiaten zu überführen und somit eine sehr positive Ausgangsbasis für weitere und tieferegehende Forschungsarbeiten zu schaffen.

Die im Rahmen eines Kollegs gegebene enge Zusammenarbeit der einzelnen Gebiete eröffnet auf hervorragende Art und Weise die Möglichkeit, Problemstellungen zu bearbeiten, die sich hinsichtlich der Konkretisierung des erworbenen Grundlagenwissens ergeben. Vordergründig können jedoch auch Fragen behandelt werden, die sich ergeben, wenn es zur Kombination der auf den einzelnen Teilgebieten erworbenen Ergebnisse kommt. Hierbei muss klar herausgestellt werden, dass es im Hinblick auf einen operationell arbeitenden Scramjet-Antrieb nicht möglich ist, Einzelkomponenten getrennt zu entwickeln. Sobald der Schritt von isolierten Simulationen und Laborversuchen hin zu einem konkreten Demonstrator gemacht wird, müssen alle Komponenten wie Zentralkörper, Einlauf, Isolator, Brennkammer und Schubdüse im engen Verbund, direkt

gekoppelt entwickelt werden. Diese von der technischen Seite her vorgegebene Integration wird von der Projektarbeit innerhalb des Graduiertenkollegs direkt aufgenommen und umgesetzt.

## 2. DAS GRADUIERTENKOLLEG

### 2.1 Das Grundkonzept

Die Basisauslegung des Scramjet-Antriebssystems sieht zunächst einen mehr zweidimensionalen Flugkörper vor, bestehend aus einem Vorkörper in der Form eines langgezogenen Doppelkeils, einem Doppelrampeneinlauf mit sehr moderaten Rampenwinkeln, einem sich anschließenden Strömungskanal (Isolator), einer Brennkammer zur Überschallverbrennung sowie einer Schubdüse. Als Schubdüse ist eine sogenannte SERN-Düse (single expansion ramp nozzle) vorgesehen. Die äußere geometrische Form sowie die Basisabmessungen ergeben sich aus der Anforderung, dass dieses Antriebskonzept als ferne Zielsetzung auf einer Rakete fliegen soll. Hierbei ist vorgesehen, dass der Flugkörper mit der Rakete auf eine entsprechende Höhe gebracht wird und sich im Scheitelpunkt der Flugbahnparabel von der Rakete trennt. Allein durch den freien Fall zurück zur Erdoberfläche erfolgt die Beschleunigung auf die zum Betrieb des Scramjets notwendige Geschwindigkeit. Sobald dann der notwendige Staudruck erreicht ist, erfolgt die Zündung. Die in der Brennkammer erzielte Überschallverbrennung dauert, je nach angestrebter Ausgangsflughöhe, einige Sekunden.

Um das Projekt möglichst nahe an einem konkreten Anwendungsfall orientieren zu können, wurde ein solcher Flugversuch bei der Auslegung des Demonstrators angezielt, wenngleich ein konkreter Einsatz im Rahmen des Graduiertenkollegs nicht vorgesehen ist. Entsprechend werden flugmechanische Fragestellungen zur Stabilität und zur Lage-Bahnregelung im Graduiertenkolleg nicht behandelt. Dennoch besteht so die Möglichkeit, ein für alle Projektpartner gültiges und gleichzeitig anwendungsorientiertes Leitkonzept zu definieren (01). Als erster Auslegungsfall wurde zunächst ein stationärer Flugzustand in einer Höhe von ca. 30 Kilometern bei einer Flugmachzahl von  $M = 7$  angenommen.

### 2.2 Aufbau des Graduiertenkollegs

Die Hauptzielsetzung des Graduiertenkollegs ist die aero-thermodynamische Auslegung eines Scramjet-Antriebssystems, bei dem alle Elemente eines kompletten Antriebssystems wie Vorkörper, Einlauf, Isolator, Brennkammer und Schubdüse integriert und auf die konkrete Verwendung hin ausgerichtet sind. Zusätzlich werden thermomechanische Fragestellungen hinsichtlich eines geeigneten hochtemperaturfesten Brennkammermaterials sowie numerische Analysen des Gesamtsystems durchgeführt. Das beschriebene Scramjet-Antriebskonzept soll, wie bereits erwähnt, zunächst als eine Art „Leitkonzept“ dienen. Die Durchführung eines tatsächlichen Flugversuchs ist nicht Gegenstand dieses Graduiertenkollegs. Dennoch dient der mittels einer Rakete beschleunigte Demonstrator als gemeinsames Leitkonzept, um die Kräfte der einzelnen Teilprojekte innerhalb des Graduiertenkollegs am konkreten Anwendungsfall zu bündeln. Um dieses gemeinsame Vorhaben verwirklichen zu können, ergeben sich für die einzelnen Teilprojekte individuelle Ziele, die jedoch in hohem Maße miteinander in Wechselwirkung stehen und entsprechend gut miteinander abgestimmt wurden.

Im Bereich der Vorkörperumströmung muss auf experimentellem und numerischem Weg geklärt werden, welchen Einfluss die spezielle geometrische Form des Vorkörpers auf die Zuströmrandbedingungen des Einlaufes und somit auf die Luftzufuhr zum eigentlichen Triebwerk hat. Hierzu soll eine genaue Analyse des jeweiligen Grenzschichtzustandes unter Berücksichtigung der Strömungszustände bei geometrisch verschiedenen Vorkörpergeometrien und Anströmzuständen (Machzahl, Reynoldszahl) untersucht werden, um somit die Zuströmrandbedingungen für die räumlich konzentrierte Kompression an den sich anschließenden Verdichtungsrampen festlegen zu können, was sowohl für die experimentelle als auch numerische Behandlung aller stromab stattfindenden Vorgänge von sehr großer Bedeutung ist.

Die Schnittstelle zum eigentlichen Einlauf und dem sich direkt anschließenden Isolator ergibt sich aus der Fragestellung nach dem wechselseitigen, strömungsphysikalischen Einfluss der 3D-Zentralkörpergrenz-

schicht auf den Rampeneinlauf. Hierbei soll zunächst das Problem der Stabilität des sich bildenden Stoßsystems (Stoßoszillation) infolge der ankommenden 3D-Grenzschicht sowie die hier speziellen Fragestellungen hinsichtlich der Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkung erforscht werden.

Der Einlauf selbst, bestehend aus Doppellrampe und Einlaufrippe, sowie der sich anschließende Isolator werden hinsichtlich eines optimalen Druckrückgewinns zur Erzielung eines für die Brennkammer günstigen Eintrittsdruckes sowie unter Berücksichtigung der speziellen Anforderungen des Demonstrators ausgelegt und optimiert. Maßgebende Forderungen sind hier die Untersuchung des Startverhaltens des Einlaufs, Veränderungen der Anströmzustände durch kleine Schiebe- und Anstellwinkel sowie Effekte, die den Massenstrom durch das Triebwerk betreffen (Spillage).

Die Brennkammer stellt den Kern des Projekts dar. Das Hauptziel ist hierbei die Auslegung einer Brennkammer zur Überschallverbrennung unter den geometrischen Gegebenheiten des Scramjet-Antriebssystems. Es soll gezeigt werden, dass es möglich ist, eine stabile und technisch einwandfreie Überschallverbrennung auch außerhalb optimaler Laborbedingungen zu realisieren. Hierzu werden sowohl experimentelle als auch numerische Untersuchungen durchgeführt. Die Untersuchungen zur Überschallverbrennung sind sehr vielfältiger Natur. Hierbei werden der Einfluss der Turbulenz-Chemie Interaktion auf das Zündverhalten sowie numerische Untersuchungen zur Flammstabilisierung in der Überschallflamme untersucht. Gleichzeitig werden aber auch Probleme der Wärmeübertragung an Zentralkörpern innerhalb der Brennkammer untersucht.

Schließlich wird die Schubdüse entsprechend den durch die Brennkammer vorgegebenen Randbedingungen hinsichtlich der Schuberzeugung an einem realen Flugkörper angepasst sowie experimentell und numerisch optimiert. Als integrierendes Element über alle Teilprojekte wird eine Gesamtsystemanalyse durchgeführt und andauernd erweitert und aktualisiert, die das Bindeglied zwischen allen behandelten Einzelfragestellungen darstellt.

Um die vorgegebenen Ziele erreichen zu können, aber auch um zu handhabbaren

Verbundstrukturen zu gelangen, war es zweckmäßig, die Projekte des Graduiertenkollegs in drei Gruppen einzuteilen, die sich an den unterschiedlichen Schwerpunkten des Forschungsprogramms orientieren:

- Projektgruppe A: „Aero-thermodynamische Fragestellungen“ (mit acht Teilprojekten),
- Projektgruppe B: „Verbrennung“ (mit acht Teilprojekten),
- Projektgruppe C: „Abströmung und Systemanalyse“ (mit sieben Teilprojekten).

Die Zusammenarbeit zwischen den einzelnen Projekten ist äußerst eng, da wegen der extrem nichtlinearen Kopplung aller Teile eines Scramjets nur gemeinsam ein funktionsfähiges Gesamtsystem erzeugt werden kann.

### 2.3 Studienprogramm

Das GRK 1095 verfolgt zwei globale Ziele, um eine kürzere Promotionsdauer zu erreichen. Zum einen soll eine zu starke Spezialisierung durch die Integration interdisziplinärer Elemente vermieden und damit die Ausbildungsqualität verbessert werden. Es wird besonderes Gewicht auf die Vermittlung von modernem Grundlagenwissen aus den Bereichen der Ingenieur- und Naturwissenschaften sowie der Mathematik gelegt, wobei der Anwendungsbezug erhalten bleibt. Zum anderen soll durch ein gezieltes Ausbildungsprogramm eine Reduktion der Promotionsdauer von bisher fünf auf drei Jahre ermöglicht werden. Das Studienprogramm berücksichtigt dabei die Erfahrungen früherer Graduiertenkollegs, schreibt sie fort und ergänzt sie um neue Elemente, die zum einen der verschärften Wettbewerbssituation um exzellente Absolventen Rechnung trägt und zum anderen die steigende Bedeutung von Auslandserfahrung berücksichtigt. Besonderer Wert wird auf folgende Elemente gelegt:

- Individuelles Ausbildungsprogramm mit vertiefenden Lehrveranstaltungen,
- Ringvorlesungen der am Kolleg beteiligten Wissenschaftler und Gäste,
- Blockkurse und Summerschools,
- Vorträge auswärtiger Dozenten,
- Doktorandenkolloquien,
- Klausurtagungen.

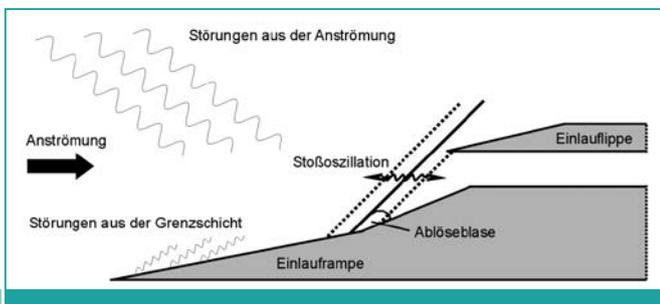
Diese bewährten Elemente werden um vier neue Elemente ergänzt:

- Für alle Stipendiaten wird ein etwa halbjähriger individuell konzipierter Auslandsaufenthalt angestrebt.
- Durch die Kollegiaten zu organisierende Studienprogrammemente zur Förderung der Selbständigkeit (Seminartage, Internet-Kommunikations-Elemente).
- Einrichtung eines beratenden Industrieforums.
- Einbindung eines externen Patentanwaltes, der Verwertungsmöglichkeiten aufzeigt.

Die Betreuer des Kollegs stammen von der Universität Stuttgart (M. Aigner, P. Gerlinger, E. Krämer, B. Kröplin, C.D. Munz, S. Staudacher, J. von Wolfersdorf, B. Weigand), der RWTH Aachen (H. Olivier, W. Schröder, M. Behr), der TU München (H.P. Kau, T. Sattelmayer, N. Adams) und dem DLR Köln (A. Gülhan). Es findet eine intensive web-basierte Kommunikation statt. Eine besondere Bedeutung kommen in dem Graduiertenkolleg den Postdoc Stellen zu. Diese Personen übernehmen eine stark koordinierende Funktion innerhalb des Graduiertenkollegs.

### Wechselwirkung an einem Doppelrampen-Einlauf bei unterschiedlichen Zuströmbedingungen (M. Krause, E. Krämer, *Institut für Aerodynamik und Gasdynamik*)

Bei einer Scramjet-Antriebskonfiguration wird ein Großteil der zur Verbrennung benötigten Luft unmittelbar vor dem Triebwerkseinlauf, also noch außerhalb des eigentlichen Motors, verdichtet. Dies geschieht in aller Regel über Rampenströmungen, bei denen durch entsprechend erzeugte schräge Verdichtungsstöße die Luft schlagartig komprimiert wird. Eine der wesentlichen Eigenschaften dieser Verdichtungsstöße ist ihr instationärer Charakter, d.h., dass sie um ihre durch den Rampenknick definierte Lage hin und her schwanken. Die letztendlich für diese Schwankungsbewegung ursächlichen physikalischen Mechanismen (02) sind nach wie vor nicht vollständig erklärt. Entsprechend ergeben sich in diesem Zusammenhang spezielle Fragestellungen hinsichtlich der Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkung, d.h. der in diesem Fall instationären Interaktion der Stöße mit der ankommenden körpernahen Strömung unter Berücksichtigung der besonderen geometrischen Gegebenheiten. Das physikalische Phänomen der oszillierenden Verdichtungsstöße tritt jedoch nicht nur am Einlauf auf, sondern kann auch bei Verdichtungsvorgängen innerhalb des Triebwerkes und in der Brennkammer festgestellt werden. Der Untersuchung ursächlicher Mechanismen kommt daher eine zentrale Bedeutung nicht nur für die Gestaltung des Einlaufs, sondern auch für das Verständnis der stromab stattfindenden Prozesse im Scramjet zu. Hierzu werden im Rahmen des Projekts A2 Interaktionsvorgänge einer ankommenden turbulenten Grenzschicht mit Einfach- und Doppelrampen untersucht. Durchgeführt wurden diese Untersuchungen bei 2,5-facher Schallgeschwindigkeit. Zur messtechnischen Erfassung dieser instationären Vorgänge kommen neben zeitlich hochauflösenden Druckaufnehmern und optischen Verfahren insbesondere die Hitzdrahtanemometrie, bei der die variierende Wärmeabgabe eines beheizten, sehr dünnen Drahtelements unter verschiedenen Anströmbedingungen als Messsignal ausgewertet wird, zum Einsatz. Hierzu wurde eigens ein zeitlich sehr



Schematische Darstellung der Stoßoszillation an einem Scramjet-Einlauf.

02

### 3. AUSGEWÄHLTE ERGEBNISSE

Im Folgenden werden einige ausgewählte Ergebnisse des GRK 1095 vorgestellt. Die Beschreibung der Ergebnisse beinhaltet jeweils die Bezeichnung des Projekts und die Angabe der Stipendiaten und Betreuer. Hierbei werden aus den zahlreichen Ergebnissen nur einige ausgewählt, die an der Universität Stuttgart erzielt wurden. Detailliertere Angaben zum GRK 1095 findet der Leser unter [www.uni-stuttgart.de/itlr/graduierten](http://www.uni-stuttgart.de/itlr/graduierten) bzw. in Publikationen zum Graduiertenkolleg [1, 2].

#### Projekt A2

- Experimentelle Untersuchungen zu Phänomenen der Stoß-Grenzschicht

hochfrequent arbeitendes Konstant-Temperatur-Anemometer entwickelt, welches es ermöglicht, innerhalb weniger Millisekunden die Drahttemperatur regelungstechnisch stabil zu variieren.

Messungen mit Hitzdrahtsonden wurden stromauf und stromab des Stoßsystems sowohl in der Grenzschicht als auch in der freien Strömung durchgeführt, so dass Korrelationen zwischen ankommenden Störungen, der Bewegungen der an Rampen typischen Ablöseblase und der Stoßfrequenz abgeleitet werden können.

### Projekt A6

- **Numerische Simulation der instationären Effekte am Einlauf** (M. Atak, C.D. Munz, *Institut für Aerodynamik und Gasdynamik*)

Anders als bei konventionellen Raketenantrieben wird bei einem Scramjet-Antriebssystem die für die effiziente Verbrennung in der Brennkammer erforderliche Luft nicht mittels mechanischer Elemente, wie etwa über einen Verdichter, komprimiert. Hier wird vielmehr die hohe Flugeschwindigkeit und die Geometrie des Einlaufes genutzt, um ein System aus Verdichtungsstößen zu erzeugen, das für die Kompression der Luft zuständig ist. Der Einlauf eines luftatmenden Hyperschallflugkörpers erfüllt dabei nicht nur die Aufgabe der Bereitstellung der komprimierten Luft, sie ist auch gleichzeitig der Schauplatz von wichtigen aero-thermodynamischen Phänomenen, die eine angemessene Berücksichtigung und Untersuchung im Zusammenhang der Designstudien verlangen. So kommt es beispielsweise am Rampenfuß zur Ablösung der Strömung und es treten Interaktionen zwischen den schrägen Verdichtungsstößen und den sich an den Wänden bildenden Grenzschichten auf, die das gesamte Strömungsbild im Einlauf entscheidend beeinflussen. Besonders die Folgen der Stoß-Grenzschicht-Interaktion können verheerende Ausmaße bis hin zum Materialversagen infolge extrem starker Wärmelasten annehmen und sind mitunter ausschlaggebende Faktoren für die Auslegung des sicheren Betriebsbereiches. Darüber hinaus haben zahlreiche Experimente und numerische Untersuchungen zu Stoß-Grenzschicht-Interaktionen aufgezeigt, dass sowohl die Ablöseblase, als auch der schräge Verdichtungsstoß in der

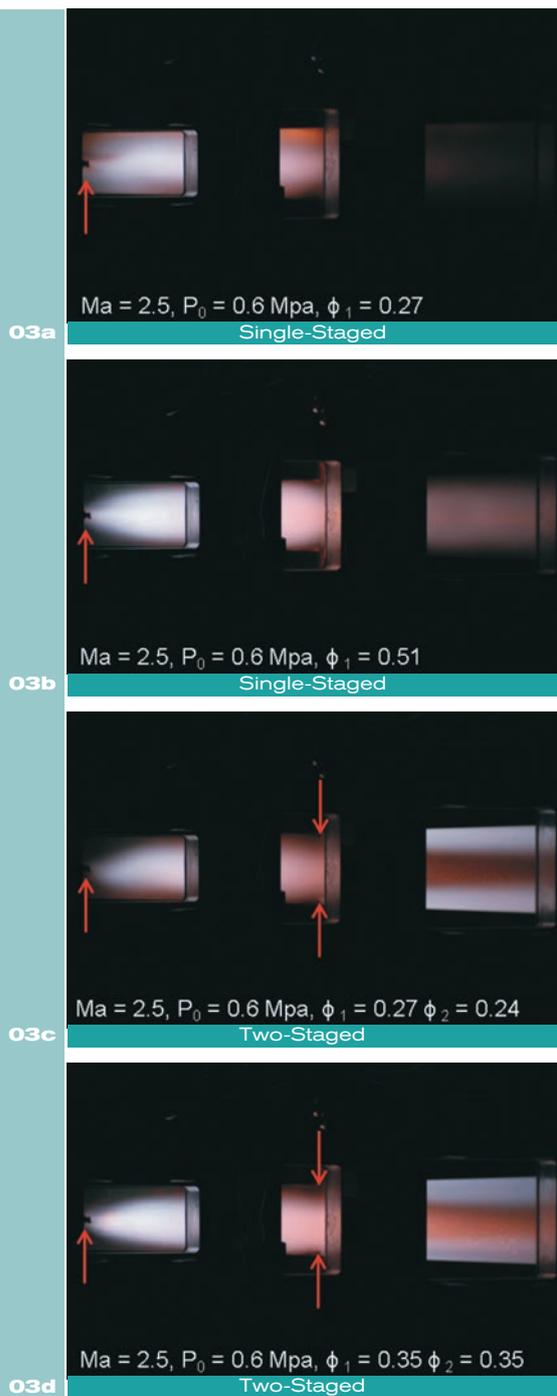
unmittelbaren Umgebung der Rampe oszillieren. Die Auswirkungen der Oszillationen können dabei selbst auf Höhe des Fangquerschnitts registriert werden.

Im Rahmen des GRKs verfolgt dieses Projekt das Ziel, den Scramjeteinlauf numerisch zu untersuchen, um so eine detaillierte Einsicht in die Strömungsphänomene zu erhalten. Das den Untersuchungen zugrunde liegende numerische Verfahren muss dabei sehr hohen Ansprüchen genügen: Zum einen muss das Verfahren in der Lage sein, die auftretenden Verdichtungsstöße robust zu approximieren und zum anderen wird ein hohes zeitliches Auflösungsvermögen zur Erfassung der instationären Effekte verlangt. Ein vielversprechender Ansatz, der diesen Anforderungen gerecht wird, sind Verfahren hoher Ordnung, wie beispielsweise das sogenannte Discontinuous-Galerkin (DG)-Verfahren, das als ein hybrider Ansatz verstanden werden darf, der das Finite-Volumen-Verfahren mit dem Finite-Elemente-Verfahren kombiniert und von diesen das robuste Stoßauflösungsvermögen (das sogenannte „shock-capturing“), sowie die hohe Ordnung erbt. Eine weitere wichtige Eigenschaft des DG-Verfahrens besteht in der Kompatibilität mit unstrukturierten Gittern, die selbst die Berechnung komplizierter Geometrien ermöglicht. Mit diesem Verfahren, das über ausgezeichnete Parallelisierungseigenschaften verfügt und somit prädestiniert ist für Höchstleistungsrechnungen auf mehreren Tausend CPUs, ist es möglich, höherwertige numerische Untersuchungen, wie LES- („Large Eddy Simulation“) bzw. DNS („Direkte Numerische Simulation“)-Rechnungen durchzuführen, die einen tieferen Einblick in die komplexen Vorgänge am Einlauf gewähren.

### Projekt B1

- **Experimentelle Untersuchung der Treibstoffeinblasung, Mischung und Stabilität in einer Überschallbrennkammer** (N. Dröske, J. Vellaramkalayil, J. von Wolfersdorf, *Institut für Thermodynamik der Luft- und Raumfahrt*)

Eine der größten Herausforderungen bei der Entwicklung eines Scramjet-Antriebs ist es, genug Wärmefreisetzung in einer Überschallströmung zu erzielen, um positiven Schub erzeugen zu können. Hohe Wärme-



Fotografische Aufnahmen der Verbrennungsversuche bei ein- und zweistufiger Verbrennung.

freisetzung wird allerdings meist von hohen Druckgradienten begleitet, die zu thermischen Sperrungen in der Brennkammer führen können. Um thermische Sperrungen zu vermeiden, sind die Brennkammergeometrie und das Konzept zur Brennstoffeinbringung von entscheidender Bedeutung. Eines der vielversprechendsten Konzepte, um bei hoher Wärmefreisetzung thermisches Blockieren zu vermeiden, besteht darin, den Brennstoff über mehrere axiale Positionen verteilt in den Brennraum einzubringen. Mehrstufige Brennkammern haben allerdings den Nachteil, dass die Länge der Brennkammer zunimmt, da der zusätzlich an mehreren axialen Positionen eingebrachte Brennstoff noch in der Brennkammer ausreichend vermischt und verbrannt werden muss. Um die axiale Erstreckung der Brennkammer durch zusätzliche Stufen so gering wie möglich zu halten, muss die Effizienz der Vermischung des eingebrachten Brennstoffs mit der Überschallströmung möglichst groß sein. Im Teilprojekt B1 wurden daher verschiedene Einspritzkonzepte untersucht, welche auf einer zweistufigen Einmischung des Wasserstoffes in die Brennkammer beruhen. Hierzu wurden zunächst mittels numerischer Voruntersuchungen verschiedene Konzepte und Geometrien betrachtet. Dabei wurden unter anderem Rampenhöhe, -länge und -winkel aber auch Position und Einspritzwinkel variiert. Es wurde eine Datenbasis geschaffen, mit der verschiedene Einflüsse der unterschiedlichen Parameter untersucht und evaluiert werden können. Sowohl die Experimente als auch die Simulationen haben gezeigt, dass die einstufige

Einspritzung im Gegensatz zu den zweistufigen Konzepten nicht in der Lage ist bei größeren Brennstoffmassenströmen den eingebrachten Brennstoff vollständig zur Reaktion zu bringen. Dies liegt an der unzureichenden Vermischung des Brennstoffes mit dem umgebenden Sauerstoff speziell in den wandnahen Bereichen. Die numerischen Voruntersuchungen haben gezeigt, dass sich der meiste Restsauerstoff im einstufigen Fall während des Verbrennungsvorgangs in Wandnähe befindet. (03) zeigt fotografische Aufnahmen der Verbrennungsversuche für den ein- und zweistufigen Fall bei verschiedenen Brennstoffmassenströmen. Dabei weisen die roten Pfeile auf die Position der Einspritzung des Wasserstoffes hin. Die Bilder zeigen, dass für den einstufigen Fall mit hohem Äquivalenzverhältnis (03b) die Flamme sehr weit aufgeht und somit fast die komplette Brennkammerhöhe einnimmt. Dies führt im einstufigen Fall zum teilweisen Blockieren der Strömung, was sehr starke Totaldruckverluste zur Folge hat. Für die zweistufige Einspritzung (03c, 03d) erkennt man, dass noch genug Sauerstoff in Wandnähe vorhanden ist, um eine stabile Reaktion des Wasserstoffes zu ermöglichen.

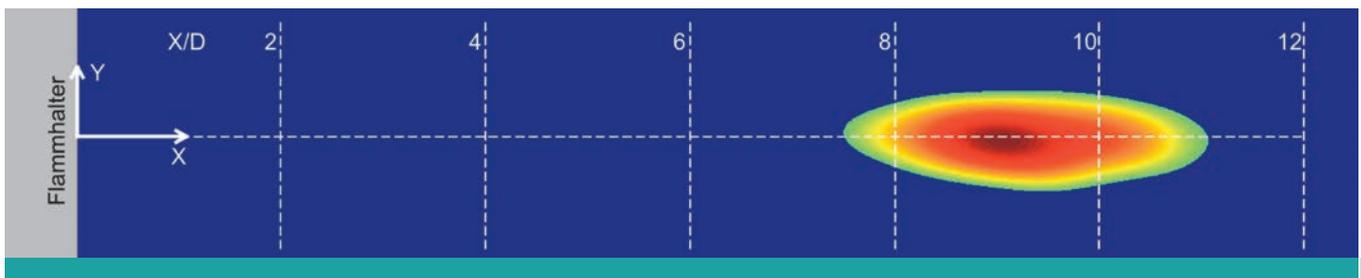
## Projekt B2

### • Temperatur- und Geschwindigkeitsmessungen in einer Überschallflamme und Überschallbrennkammer

(F. Förster, A. Hell, B. Weigand, *Institut für Thermodynamik der Luft- und Raumfahrt*)

Bei der Entwicklung eines Scramjet Antriebssystems stehen das Verständnis und die Beherrschbarkeit der Überschallverbrennung im Mittelpunkt. Aus diesem Grund ist die Erstellung experimentell gewonnener Datensätze notwendig. Diese tragen zu einem besseren Verständnis von Mischungs- und Verbrennungsvorgängen in einer Überschallströmung bei. Darüber hinaus werden die experimentellen Datensätze zur Verifizierung numerischer Modelle verwendet.

Das Messen in einer chemisch reagierenden Überschallströmung stellt besondere Herausforderungen an die Messtechnik. Sondenmesstechniken sind intrusiv und können somit zu einer lokalen Beeinflussung der Verbrennung führen. Dies geschieht hauptsächlich durch Strömungsbeeinflussung, lokales Abkühlen der Strömung und



04

OH\* Verteilung in einer Überschallflamme.

katalytische Effekte an der Sondenoberfläche. Daher empfiehlt sich der Einsatz von Lasermesstechniken. Hier wird zwischen linearen (z. B. Laser-Induzierte Fluoreszenz (LIF), Raman Streuung und Particle Image Velocimetry (PIV)) und nicht-linearen Messtechniken (z. B. Coherent Anti-Stokes Raman Spectroscopy (CARS)) unterschieden. Im Vergleich zu den linearen Messtechniken, bei denen das Signal aus diffus gestreutem Licht besteht, zeichnen sich nicht-lineare Messtechniken durch hohe Signalintensität aus. Diese ist darin begründet, dass der Signalstrahl in Phase (kohärent) mit dem Auslesestrahl und somit ein gerichteter, laser-ähnlicher Strahl mit geringer Divergenz ist. Nachteilig an den nicht-linearen Techniken ist allerdings der komplexe optische Aufbau. Umwelteinflüsse wie z. B. Vibrationen, die durch die Testanlage induziert werden, können daher zum Versagen des hochsensiblen optischen Aufbaus führen. Aus diesen Gründen eignet sich insbesondere die nicht-lineare Messtechnik Laser-Induzierte Thermische Akustik (LITA) für die Vermessung von Überschallflammen. Diese zeichnet sich durch einen vergleichsweise einfachen und somit robusteren optischen Aufbau aus. Mit LITA wird direkt die lokale Schallgeschwindigkeit in einem Testvolumen gemessen.

Bisher wurde LITA für den Einsatz an der Überschallverbrennungsanlage des Instituts für Thermodynamik der Luft- und Raumfahrt (ITLR) validiert. Dies geschah durch Untersuchung verschiedener Referenzfälle wie Messungen in vorgemischten, laminaren, flachen Flammen und turbulenten Überschallfreistrahlen mit unterschiedlichen Totaltemperaturen bis zu einer Temperatur von  $T_t = 1.300$  K. Bei dem Vergleich der LITA Messungen mit konventionellen Messtechniken und Angaben aus der Literatur konnte eine sehr gute Übereinstimmung festgestellt werden. Außerdem wurden erste Messungen

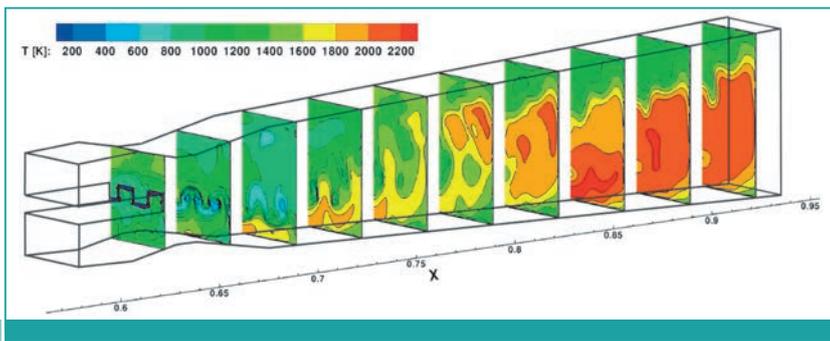
in einem rotationssymmetrischen, chemisch reagierenden Überschallfreistrahle durchgeführt. Ein solcher Freistrahle gilt als Referenzfall für die Überschallverbrennung. Zudem zeichnet er sich durch sehr gute optische Zugänglichkeit aus und die Anzahl der Messpunkte kann, bedingt durch die Symmetrie, verringert werden. Messungen wurden entlang der Freistrahlachse und in mehreren Ebenen senkrecht zur Freistrahlachse vorgenommen. Die mit LITA gemessenen Schallgeschwindigkeitsverläufe geben die Flammposition, die aus OH\* (Hydroxyl-Radikale) Chemilumineszenzaufnahmen (04) ermittelt wurde, sehr gut wieder.

Zukünftig sind LITA Messungen in einer Scramjet Brennkammer, die momentan am ITLR erforscht wird, geplant. Bei Messungen in einer Brennkammer kommt erschwerend die eingeschränkte optische Zugänglichkeit hinzu. Um eine Beschädigung der Fenster durch die fokussierten Laserstrahlen zu vermeiden, ist eine Strahlbeeinflussung notwendig. Durch Vergrößerung des Laserstrahldurchmessers können zum einen die Zonen hoher Energie aus dem Bereich der Fenster bewegt werden und zum anderen wird die Signalintensität gesteigert. Eine weitere geplante Modifikation des optischen LITA Aufbaus wird die simultane Messung von Schallgeschwindigkeit und Strömungsgeschwindigkeit ermöglichen.

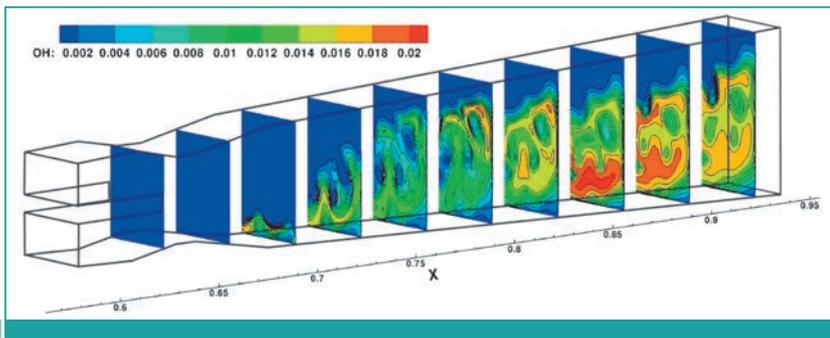
#### Projekt B4

- **Numerische Untersuchung der Flammstabilität in Überschallbrennkammern** ( Y. Simson, P. Gerlinger, M. Aigner, *Institut für Verbrennungstechnik der Luft- und Raumfahrt*)

Dieses Teilprojekt widmet sich der numerischen Untersuchung und Auslegung von Überschallbrennkammern mit zentraler Brennstoffinjektion. Dabei wird gasförmiger Wasserstoff über einen wellenförmigen



05a



05b

Berechnete Temperatur- (a, oben) und OH-Verteilungen (b, unten) an verschiedenen Schnitten in der Brennkammer.

Zentralkörper eingeblasen, der durch seine Geometrie gegenläufig rotierende Wirbelpaare erzeugt und dadurch sehr gute Mischungseigenschaften aufweist. Die Simulationen werden mit dem hierfür entwickelten Programm TASCUM3D (Turbulent All Speed Combustion Multigrad Solver) durchgeführt. Es löst die dreidimensionalen, kompressiblen Erhaltungsgleichungen unter Verwendung detaillierter Chemie. Die zeitliche Genauigkeit ist von 3. Ordnung und die räumliche von 6. Ordnung.

Zur Vorbereitung und Begleitung einer Testkampagne in Novosibirsk (Russland) wurde ein Scramjet-Demonstrator-Modell unter Flugbedingungen numerisch untersucht. Das Teilprojekt war mit der Auslegung der Brennkammer betraut. Mischungsverhalten, Selbstzündung und Flammenstabilität wurden analysiert. Aufgrund des verwendeten 3D-Einlaufs herrscht am Brennkammereintritt ein stark dreidimensionales, inhomogenes Strömungsfeld mit einem relativ niedrigen Temperaturniveau und hohen Machzahlen. Ohne weitere Maßnahmen war so keine stabile Zündung zu erreichen. Daher wurde die Verwendung von Zündkeilen untersucht. Die durch die Keile generierten Stöße bewirken lokal eine Erhöhung der Temperatur und führen so sowohl in der Simulation als auch im Experiment zur gewünschten Selbstzündung.

(05) zeigt oben die berechnete Temperatur- und unten die entsprechende OH-Verteilung in einigen Schnitten durch die Brennkammer. Die Zündung erfolgt in der Nähe des unteren Keils nahe der Brennkammerwand, wo Wasserstoff und Luft schon hinreichend gut vermischt sind. Weiter stromab bildet sich eine inhomogene, aber stabile Flamme aus. Die Zündkeile wurden im Versuch in Novosibirsk eingesetzt und bewirkten auch in der Praxis eine stabile und zuverlässige Zündung.

#### Projekt C4

- **Mehrfeldformulierung für gradierte Hochtemperatur-Werkstoffe** (C. Messe, B. Kröplin, *Institut für Statik und Dynamik der Luft- und Raumfahrtkonstruktionen*)

Aufgrund der aerodynamischen Aufheizung und der Verbrennungsvorgänge unterliegt die Struktur (Hülle, Brennkammer und Düse) enormen thermomechanischen Belastungen, was letztendlich zu hoher Beanspruchung und somit zu einer fortschreitenden Schädigung der Struktur führen kann. Die Wahl eines geeigneten Materials in Kombination mit passendem Kühlkonzept ist daher von entscheidender Bedeutung. Innerhalb dieses Projekts wurde eine entsprechende gekoppelte Mehrfeldformulierung entwickelt, so dass neben den Materialeigenschaften auch das Schädigungsverhalten mitbetrachtet werden kann. Für die Betrachtung des Schädigungsverhaltens werden hierarchische Modellierungsansätze für Faserkeramiken entwickelt und für gradierte Werkstoffe erweitert bzw. modifiziert und numerisch umgesetzt.

Für die notwendige Diskretisierung der einzelnen Bauteile wurden zunächst die in Dickenrichtung veränderlichen Materialeigenschaften durch Finite Elemente, mit unterschiedlichen Verfahren in Dickenrichtung, beschrieben. Danach erfolgte die Gradierung in verschiedenen Richtungen, so dass die Finiten Elemente auch für komplexe Strukturen und Geometrien, wie beispielsweise abrupte Querschnittsänderungen bei Brennkammergeometrien eingesetzt werden können.

Da die Materialeigenschaften temperaturabhängig sind, muss das mechanische (Verschiebungs-) Feld in jedem Materialpunkt zusammen mit dem thermischen Feld numerisch gelöst werden. Im Rahmen der Schädigungssimulation werden im Einzel-

## ZUSAMMENFASSUNG

Als Antriebssysteme zukünftiger, hyperschallschneller Fluggeräte aber auch von wiederverwendbaren Raumtransportsystemen stellen luftatmende, mit Verbrennung bei Überschall arbeitende, integrierte Triebwerke (Scramjets) im Machzahlbereich  $M > 5$  eine Alternative zur klassischen Raketentechnologie dar. Das wissenschaftliche Ziel der in diesem Graduiertenkolleg vernetzten Projekte ist es, sowohl experimentell als auch numerisch die Grundlagen zu schaffen, um einen Scramjet-Demonstrator zu erarbeiten und seine Entwicklung zu ermöglichen. Hierzu werden Probleme auf den Gebieten der Aero- und Gasdynamik, der Thermodynamik mit besonderem Schwerpunkt im Bereich der Überschallverbrennung sowie der Materialforschung beim Einsatz hochfester Faserkeramiken im Bereich der Brennkammer untersucht. Gleichzeitig sind aber auch entsprechende Gesamtsystemanalysen notwendig. Eine Besonderheit bei diesem Graduiertenkolleg ist, dass die Wissenschaftler aus verschiedenen Universitäten in Deutschland kommen. Neben der Universität Stuttgart beteiligen sich Wissenschaftler der RWTH Aachen, der TU München und dem DLR Köln an diesem GRK.

nen die Erkenntnisse aus mikroskopischen Simulationen in die mesoskopische Modellierung eingebracht und implementiert. Des Weiteren werden Ansätze aus dem Bereich der gekoppelten Mehrfeldprobleme verwendet, und bereits implementierte Festigkeitsvorhersagen für Faserverbundwerkstoffe um Degradationsterme und variable Eigenschaften in Dickenrichtung (Gradierung) erweitert.

Grundsätzliches Ziel ist die Fertigstellung der mesoskopischen und makroskopischen Modellierung für Faserkeramiken auf der Materialskala. Durch die Implementierung der entstandenen Materialbeschreibungen in das kommerzielle FE-Programmpaket ABAQUS steht ein umfassendes Entwurfswerkzeug zur Berechnung der Lebensdauer bzw. des Schädigungsverhaltens bei komplexen Triebwerks-Geometrien zur Verfügung.

#### Projekt C5

- **Eine Entwurfssprache zur systematischen thermomechanischen Konstruktionsoptimierung von Scramjets**

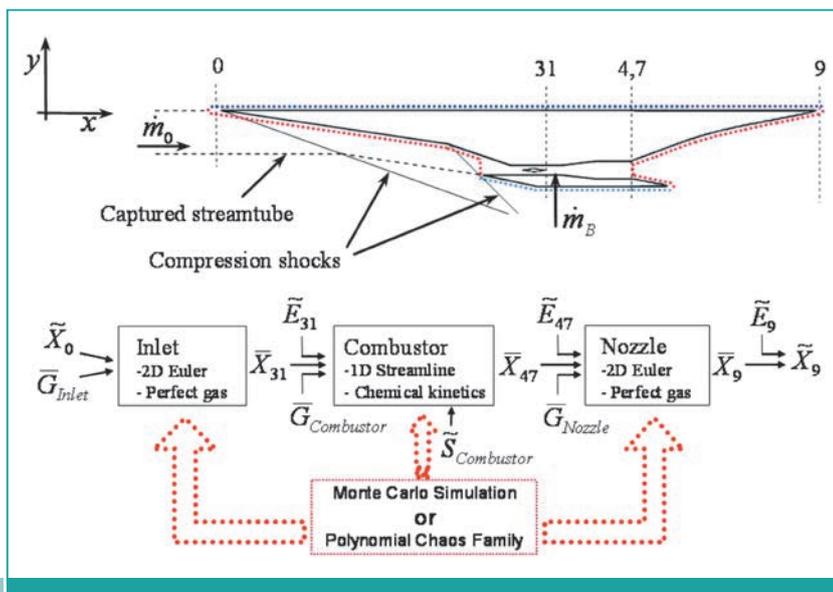
(J. Bürkle, S. Rudolph, B. Kröplin, *Institut für Statik und Dynamik der Luft- und Raumfahrtkonstruktionen*)

Ein Scramjet als luftatmendes Raumtransportsystem stellt nicht nur eine Herausforderung hinsichtlich der erforderlichen physikalischen Modellierung dar, sondern auch der Entwurf des Gesamtsystems selbst stellt durch die erfolgreiche Beherrschung der multidisziplinären Kopplungen der Subsysteme im Gesamtsystem „Scramjet“ eine Herausforderung dar. Diese Überlegungen machen klar, dass es sich beim Scramjet um ein komplexes, multidisziplinär gekoppeltes Gesamtsystem handelt, da viele Subsysteme miteinander hinsichtlich ihrer Auslegung interagieren und z.B. auch die Gestaltfindung der

äußeren Form die Leistung mit beeinflusst. Durch die Existenz derartiger Kopplungen, die sich mathematisch in einem gekoppelten nichtlinearen Gleichungssystem äußern, wird der Entwurf des Gesamtsystems deutlich erschwert. Als illustratives Beispiel wird hier im Folgenden kurz auf das Kühlungssystem eines Scramjet eingegangen.

Im Rahmen dieses Teilprojekts werden Methoden erforscht, das Entwurfsproblem durch Automatisierung und Anwendung von Konzepten aus dem Software Engineering zu beheben. Hierzu werden die einzelnen Systemkomponenten (z.B. Tank, Treibstoff) und ihre möglichen Beziehungen untereinander in der Unified Modeling Language (UML) modelliert und mit ihren jeweiligen Gleichungen hinterlegt. Dazu passend werden Regeln aufgestellt, wie die einzelnen (System-) Komponenten im Verlauf des (System-) Entwurfs dazukommen, verändert werden, wieder entfernt werden. Ein Compiler erzeugt aus dieser Beschreibung das aktuelle Systemmodell, das als Entwurfsgraph bezeichnet wird. Dieser Entwurfsgraph enthält damit das gesamte Systemmodell, d.h. alle Systemkomponenten und ihre Beziehungen.

Aus diesem Entwurfsgraphen und den für die einzelnen Komponenten hinterlegten Gleichungen kann anschließend automatisiert das (typischerweise nichtlineare) Gleichungssystem des Gesamtsystems erzeugt werden. Dieses wird dann automatisch in sequenziell zu lösende Teilgleichungssysteme zerlegt und gelöst. Man erhält dadurch nicht nur einen Parametersatz, der die Lösung darstellt, sondern kann auch Sensitivitäten für das Gesamtsystem erstellen. Durch diese Automatisierung können sehr schnell mittels Änderungen an den Regeln, die den Entwurfsgraph erzeugen, andere Auslegungspunkte des Gesamtsystems untersucht werden.



06

Systematischer Aufbau des Scramjet Gesamtsystems.

Zudem wird derzeit die Einbindung numerischer Modelle mit flexibler Input-Output-Zuweisung in die Systembeschreibung untersucht.

#### Projekt C7

- **Probabilistisches Design eines Scramjet Antriebssystems** (G. Schütte, V. Shevchuk, S. Staudacher, *Institut für Luftfahrtantriebe*)

Der Betrieb der einzelnen Komponenten im Überschall schränkt den Lösungsraum für das gesamte Scramjet Antriebssystem stark ein. Diese Limitierung wird durch die heute noch vorhandenen Unsicherheiten bei der Modellierung weiter verstärkt. Um

trotzdem ein System mit hoher Erfolgswahrscheinlichkeit auslegen zu können, ist den erforderlichen Annahmen und Vereinfachungen Rechnung zu tragen. Der stochastische Charakter der Eingangsdaten führt dabei zu einem Verlust an Genauigkeit und somit einem Verlust an Verlässlichkeit der Ergebnisse. Um diese Unsicherheiten bei der Modellierung eines derart komplexen Systems in die Berechnung zu integrieren, wurden die wesentlichen Parameter des Systems als stochastische Variablen interpretiert (06). Auf diese Weise enthält jeder Parameter neben seinem Erwartungswert eine zusätzliche Information über die erwartete Streuung. Diese Informationen wurden aus Vergleichen des vereinfachten Modells mit höherwertigen Methoden wie detaillierten numerischen Simulationen oder Windkanalexperimenten gewonnen. Die Berücksichtigung der spezifischen Unsicherheiten bei der Schubvorhersage lässt eine unzureichende Sicherheit für positiven Nettoschub bei niedrigen Äquivalenzverhältnissen erkennen. Eine Steigerung des Äquivalenzverhältnisses bewirkt zwar eine Erhöhung des Nettoschub und somit eine Erhöhung der Eintrittswahrscheinlichkeit eines positiven Nettoschubes, allerdings erhöht sich im Gegenzug das Risiko für einen thermisch blockierten Antrieb. Durch Änderungen der Konfiguration lassen sich diese Risiken beeinflussen, jedoch birgt die isolierte Optimierung einzelner Komponenten ebenfalls ein hohes Risiko.

Uwe Gaisbauer, Bernhard Weigand

## DANKSAGUNG

Die Mitglieder des Graduiertenkollegs 1095 bedanken sich ganz herzlich bei der Deutschen Forschungsgemeinschaft (DFG) für die Finanzierung der Forschungsaktivitäten.

## LITERATUR

- 1 U. Gaisbauer, B. Weigand, B. Reinartz, H.P. Kau, W. Schröder: *Research training group GRK 1095/1: „Aero-Thermodynamic Design of a Scramjet propulsion system, 18th Int. Symp. on Air Breathing Engines“*, ISABE, 2007, China.
- 2 B. Weigand, U. Gaisbauer: *An overview on the structure and work of the DFG Research Training Group GRK 1095: „Aero-thermodynamic design of a scramjet propulsion system“*, Proc. 16th AIAA/DLR/DGLR Int. Space Planes and Hypersonic Systems and Technol. Conf., 19.–22. Oct. 2009, Bremen, 2009.

## Kontakt

Universität Stuttgart  
 Institut für Thermodynamik der Luft- und Raumfahrt  
 Pfaffenwaldring 31, D–70569 Stuttgart  
 Tel. +49 (0) 711/685-62318  
 Fax +49 (0) 711/685-62317  
 E-Mail: [itlr@itlr.uni-stuttgart.de](mailto:itlr@itlr.uni-stuttgart.de)  
 Internet: <http://www.uni-stuttgart.de/itlr>

## DIE AUTOREN

### BERNHARD WEIGAND

wurde 1962 in Somborn (Hessen) geboren. Nach dem Studium des allgemeinen Maschinenbaus an der TU Darmstadt promovierte er im Fach Thermodynamik an der TU Darmstadt. 1992 wechselte er zur ABB Kraftwerke AG in Baden (Schweiz), wo er zunächst als Entwicklungsingenieur, später dann verantwortlich für die gesamte Kühlauslegung aller neuen Gasturbinenschaufeln und für die Grundlagenentwicklung auf dem Gebiet der Kühlung und der Wärmeübertragung war. Am 1.4.1999 übernahm er die Leitung des Instituts für Thermodynamik der Luft- und Raumfahrt an der Universität Stuttgart. Von 2002 bis 2006 war er Dekan der Fakultät Luft- und Raumfahrttechnik und Geodäsie und von 2006 bis 2009 war er Prorektor für Struktur an der Universität Stuttgart. Seit 2005 ist er der Sprecher des GRK 1095.

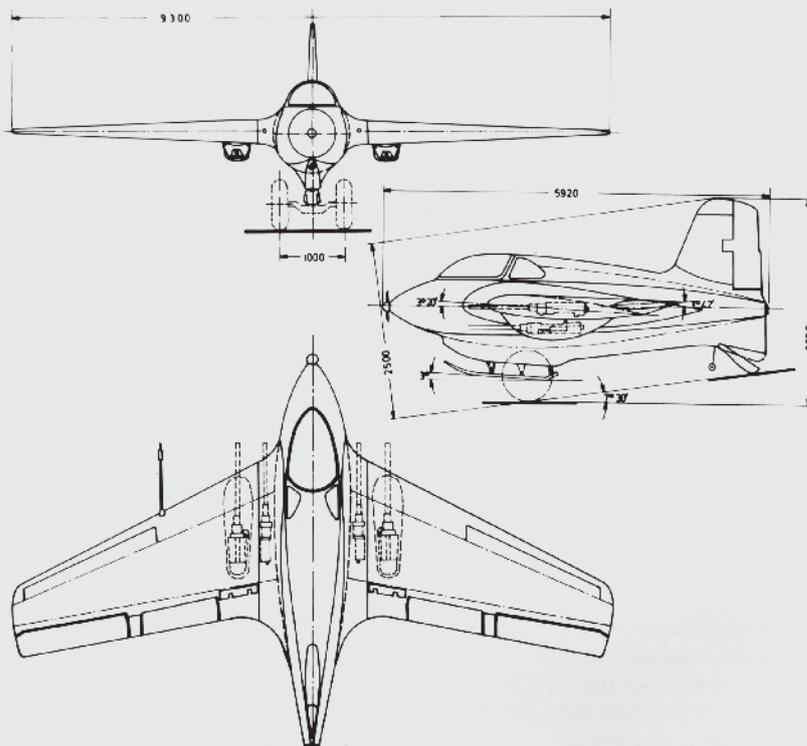


### UWE GAISBAUER

wurde 1969 in Mannheim geboren. Nach dem Studium der Luft- und Raumfahrttechnik an der Universität Stuttgart promovierte er im Fach Strömungsmechanik an der Universität Stuttgart. Seit Februar 2006 leitet er die Abteilung Gasdynamische Versuchsanlagen am Institut für Aerodynamik und Gasdynamik an der Universität Stuttgart. Er war Mitinitiator des GRK 1095 und leitet das assoziierte DFG-Projekt „Windkanaluntersuchungen eines Scramjet-Demonstratortriebwerkes unter flugrelevanten Bedingungen“ im Rahmen dessen ein Triebwerksmodell unter entsprechenden Flugbedingungen in Novosibirsk (Russland) am ITAM erfolgreich getestet wurde.



# Alexander Lippisch, die Me 163 und der Deltaflügel



Flugzeuge mit Deltaflügeln kennt man zum Beispiel von der inzwischen außer Dienst gestellten Concorde und vom Eurofighter. Diese Konfiguration ist eine bedeutende Alternative zu den am meisten verbreiteten Flugzeugen mit einer Rumpfröhre, daran angebrachten geraden oder gepfeilten Flügeln und dem Höhen- und Seitenleitwerk am Heck. In diesem Artikel wird den Ursprüngen der Delta-Konfiguration nachgegangen. Sie liegen in Deutschland bei den Konstruktionen, Entwürfen und Ideen von Alexander Lippisch (1894–1976) sowie in den USA bei den frühen Deltaflüglern der Firmen Convair und Douglas. Die Beiträge von Alexander Lippisch stehen im Vordergrund, obwohl seine fortschrittlichsten Entwürfe am Ende des zweiten Weltkrieges nicht mehr realisiert werden konnten.

## 1. Einleitung

Die Unternehmer-Persönlichkeiten wie Willy Messerschmitt, Ernst Heinkel, Claudius Dornier, Hugo Junkers und Kurt Tank sind wahrscheinlich viel bekannter als Alexander Lippisch, denn jedermann verbindet mit ihnen große Flugzeug-Firmen und berühmte Flugzeug-Typen. Es gab jedoch hinter diesen Männern eine andere Gruppe von Leuten, die mit ihren Ideen, Konzepten und Entwürfen den Flugzeugbau maßgeblich mitgestaltet haben. Wenige Beispiele erläutern diese Aussage: Ernst Heinkel gebührt das Verdienst, zur richtigen Zeit von seinen Mitarbeitern den großen Schritt zu Stromlinienflugzeugen wie He 70 und He 111 verlangt und die Verantwortung für das unternehmerische

Risiko übernommen zu haben. Entworfen haben diese Flugzeuge aber die Brüder Siegfried und Walter Günter. Messerschmitts berühmtes Jagdflugzeug Me 109 ist mindestens ebenso sehr ein Werk von Robert Lusser, der damals Messerschmitts Projektbüro leitete, wie von Messerschmitt selbst. Der technisch maßgebliche Mann für die Entwicklung der Junkers Ju 52 war in ähnlicher Weise der damalige Junkers-Chefkonstrukteur Ernst Zindel. Zu dieser Gruppe kann man auch Alexander Lippisch, von 1939 bis 1943 Leiter der Abteilung L (für Lippisch) bei Messerschmitt rechnen. Da seine Abteilung nicht voll in die Firma Messerschmitt integriert war, nimmt Lippisch unter seinen genannten Kollegen eine gewisse Sonderstellung ein. Alle diese Männer – Frauen gab es in dieser Funktion kaum – hatten Unterstützung von zahlreichen „unsichtbaren Händen“. Dieser in der Geschichtsschreibung verbreitete Ausdruck meint hier die Mitarbeiter, die bei der rechnenden Aerodynamik, der Konstruktion, in den Werkstätten und als Erprobungspiloten ihre Beiträge leisteten. Sie genießen leider viel weniger Aufmerksamkeit als ihre Chefs.

Die hier besonders betrachtete Periode des Schaffens von Alexander Lippisch umfasst die Zeit von 1937 bis 1945; in diese Zeit fällt der letzte Teil seiner Tätigkeit bei der Deutschen Forschungsanstalt für Segelflug (DFS) und seine Zeit bei Messerschmitt, wo er von 1939 bis 1943 die Abteilung L leitete. Nach seinem Ausscheiden bei Messerschmitt im Frühjahr 1943 übernahm er die Leitung der Luftfahrt-Forschungsanstalt Wien und entwickelte dort Konzepte für besonders schnelle Flugzeuge bis hin zu Plänen für den Flug mit Überschallgeschwindigkeit. Diese Ideen konnten vor dem Ende des 2. Weltkriegs nicht mehr in Flugzeugen realisiert werden. Sie sind jedoch von bleibender Bedeutung als einer der Ursprünge des Deltaflügels, wie wir ihn von militärischen Flugzeugtypen wie der französischen Mirage bis zum Eurofighter aber auch von der französisch/englischen Concorde kennen. Nach dem 2. Weltkrieg war Lippisch in den USA bei der Avionik-Firma Collins Radio tätig und betrieb etwas später ein eigenes Ingenieurbüro, in dem er sich mit Bodeneffekt-Geräten befasste.

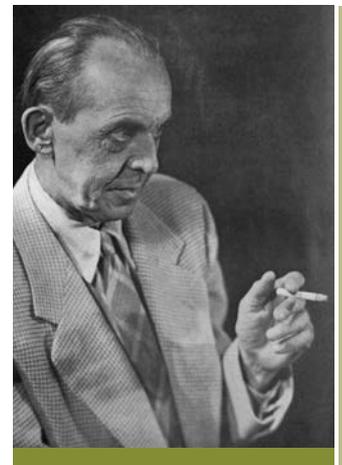
#### ABSTRACT

*During the years 1937 to 1943 Alexander Lippisch designed and developed the rocket fighter/interceptor Messerschmitt Me 163, first at the Deutsche Forschungsanstalt für Segelflug DFS, from 1939 onwards at the Messerschmitt works, department L. This aircraft – a tailless design almost without the conventional control surfaces at the tail – in an experimental version reached a speed of 1003 km/h in 1941. The military variant was used in combat near the end of world war II only in a very limited way. Lippisch left Messerschmitt in the spring of 1943. He moved to Vienna to pursue research in the field of high speed flight and to develop his tailless design to the modern form of Delta-wing aircraft. In this paper emphasis is put on Lippisch's relationship to Messerschmitt as a protagonist of conventional aircraft design. Lippisch's importance as the – maybe – „inventor“ of the Delta-wing airplane is discussed.*

Lippisch selbst hat über sein Leben und seine Arbeit zwei Bücher veröffentlicht: Alexander Lippisch, Erinnerungen, Steinebach-Wörthsee, ohne Jahr, nach Lippischs Tod ca. 1982 erschienen und ders., Ein Dreieck fliegt, Stuttgart 1976.

In der Sekundärliteratur zu den Themen seiner Arbeiten wird Lippisch ebenfalls gewürdigt. Das betrifft die Literatur zur Geschichte der Segelflugzeuge, zur Geschichte der Messerschmitt-Flugzeuge, insbesondere der Me 163, und zu den Arbeiten im Rahmen der deutschen Forschung zu Flugzeugen mit Pfeil- und Deltaflügeln. Eine lesenswerte Zusammenfassung hinsichtlich der für diesen Aufsatz bedeutenden Flugzeuge, auch im Vergleich zu anderen Entwicklungen, gibt zum Beispiel Bernd Krag in dem von Hans-Ulrich Meier herausgegeben Band, Die Pfeilflügelentwicklung in Deutschland bis 1945, Bonn 2006. Lippischs Nachlass befindet sich bei der Iowa State University in Ames, Iowa, USA und ist dort für die historische Forschung zugänglich.

Alexander Lippischs Leben, seine Flugzeuge und seine weiterführenden Ideen sind durch die Literatur gut bekannt. Einige Gesichtspunkte verdienen jedoch weitere Klärung. Dazu gehört insbesondere sein Verhältnis zu Messerschmitt und im Anschluss daran die Frage, warum Lippisch mit seinem Konzept des Deltaflügels nicht so erfolgreich war, wie er sich das selbst vorstellte. Dazu ist es nötig, die Entwicklung der Me 163 und Lippischs andere Projekte aus seiner Zeit bei Messerschmitt zu betrachten und auf seine Arbeiten in Wien einzugehen. Lippischs Arbeiten vor der Me 163 interessieren dabei nur insofern, als sie Voraussetzungen für diese Entwicklung schufen.

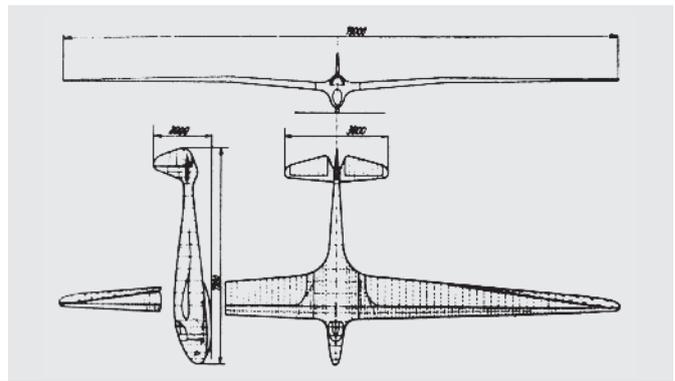
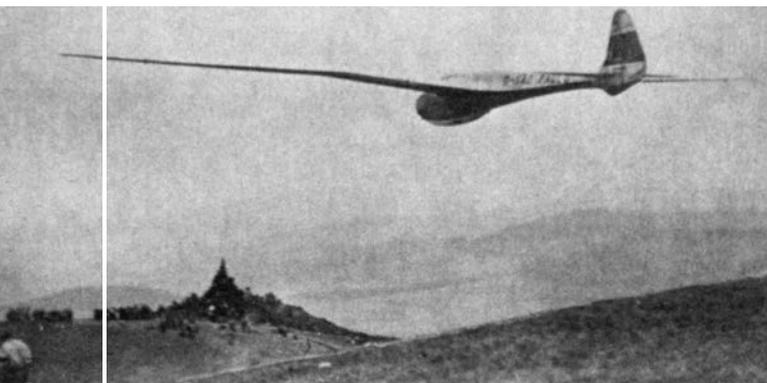


Alexander Lippisch

## 2. Der Weg zum Raketenjäger Messerschmitt Me 163

Lippisch erhielt im Jahr 1937 vom Reichsluftfahrtministerium (RLM) den Auftrag, ein Jagdflugzeug mit einem Sonderantrieb – wenig später wurde klar, dass es sich um eine Walter-Rakete handeln würde – zu untersuchen und zu entwickeln. Zunächst soll kurz dargestellt werden, unter welchen Voraussetzungen dieser Auftrag entstand und an Alexander Lippisch vergeben wurde.

einer getrennten Abteilung auf die Entwicklung von schwanzlosen und Nurflügel-Flugzeugen konzentriert. Im Rahmen dieser Untersuchungen entstanden eine ganze Reihe von motorlosen und motorisierten Flugzeugen. Wegen des dreieckigen Grundrisses der Flügel und in Anlehnung an den griechischen Buchstaben  $\Delta$  nannte Lippisch die motorisierten Typen DELTA. Diese Typenreihe gipfelte 1936 in der DELTA IVc. Dieses Flugzeug wurde mit guten Flugeigenschaften ohne Einschränkungen



02

Fafnir II

Alexander Lippisch war 1937 nicht in einer der großen Flugzeugfirmen tätig, sondern bei der Deutschen Forschungsanstalt für Segelflug DFS. Er war damals in der Segelfliegerei eine sehr bekannte und angesehene Persönlichkeit, denn von ihm stammten die Konstruktionen breit eingeführter und vielfach gebauter Übungssegelflugzeuge und sehr erfolgreicher Leistungsegler, zuletzt des Typs Fafnir II, der beim Rhön-Wettbewerb 1934 mit einem Weltrekord im Streckenflug und weiteren ersten Preisen für den Piloten Heini Dittmar Furore gemacht hatte.

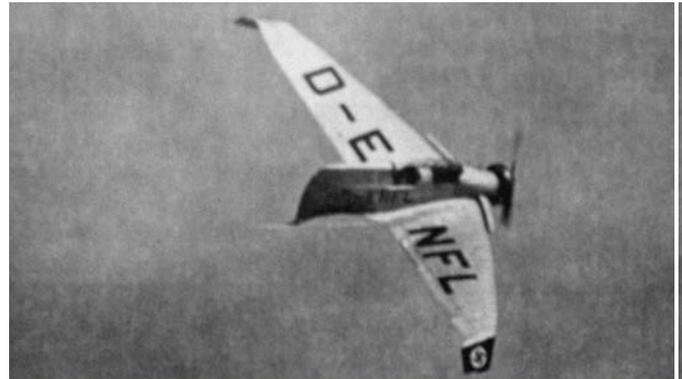
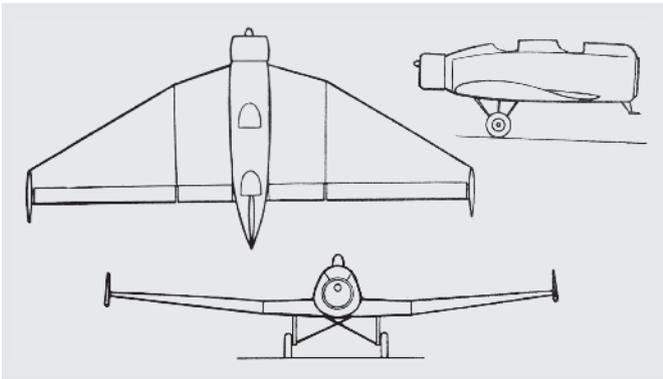
Lippisch hatte als Leiter der Technischen Kommission dieser Wettbewerbe auch gute persönliche Kontakte in der Segelflug-Szene. Da zahlreiche deutsche Flieger aller Tätigkeitsbereiche ihre fliegerischen Wurzeln beim Segelflug hatten, war Lippisch in Fliegerkreisen gut vernetzt. Neben dieser Tätigkeit, die sich mit konventionellen Flugzeugkonfigurationen befasste, verfolgte Lippisch etwa seit 1927 eine spezielle Idee, nämlich die der schwanzlosen Flugzeug-Konfiguration ohne vom Flügel getrenntes Leitwerk am Ende eines angemessenen langen Rumpfes oder auch nur Leitwerkträgers. Dazu hatte er 1935 die Leitung des Segelflugzeugbaus bei der DFS an Hans Jakobs abgegeben und sich selbst in

als Sportflugzeug zugelassen, aber nie in die Serienfertigung durch eine Flugzeugbaufirma genommen. Die DFS selbst war auf Serienfertigung nicht eingerichtet. Entsprechend den Möglichkeiten bei der DFS waren alle diese Flugzeuge verhältnismäßig schwach motorisiert und auf niedrige Geschwindigkeiten ausgelegt. Die Delta IVc war zum Beispiel mit einem Motor von nur 75 PS ausgerüstet. Lippisch war jedoch überzeugt, dass sein Konzept besonders auch für schnelle Militärflugzeuge geeignet sei, und legte bei verschiedenen Gelegenheiten entsprechende Ideen vor.

Die Raketentechnik erregte schon in den 1920er Jahren erhebliches Aufsehen. Als wichtige und bekannte Akteure dieser Zeit seien Max Valier und Fritz von Opel genannt. Ihre zunächst wenig erfolgreichen Bemühungen schlossen auch einen Versuch ein, mit Raketenantrieb zu fliegen, an dem Lippisch im Sommer 1928 beteiligt war. Die Raketenentwicklung war seither ohne dieselbe öffentliche Anteilnahme weitergegangen. In Peenemünde war 1937 die Gruppe um Wernher von Braun mit der Entwicklung von ballistischen Raketen als unbemannten Waffensystemen beschäftigt. Walther Thiel hatte sich gegen Ende 1936 von Brauns Gruppe angeschlossen und mit Untersuchungen zum An-

trieb der V2 begonnen. Dieser Raketenmotor sollte einen Schub von 25 Tonnen entwickeln. Viel kleinere Raketenmotore waren in Vorläufern der V2 mit wechselndem Erfolg erprobt worden. Seit 1935 hatte von Braun auch Kontakt zu Ernst Heinkel, um Raketenmotore als Flugzeugantriebe zu untersuchen. Diese Entwicklungslinie führte schließlich zu Heinkels Raketenflugzeug He 176, das im Juni 1939 seinen erfolgreichen Erstflug hatte. Die He 176 war aber als Prototyp für ein militärisch

enger Zusammenarbeit mit Heinkel durchgeführt werden. Lippisch nennt in seinen Erinnerungen als Grund dafür die bei Heinkel besser mögliche Geheimhaltung. Man geht aber wohl nicht fehl in der Annahme, dass bei Heinkel auch viel bessere Möglichkeiten für den Bau von hoch belasteten Flugzeugen für hohe Geschwindigkeiten vorhanden waren als bei der DFS. Für den späteren Wechsel zu Messerschmitt nannte Lippisch selbst im Jahr 1942 eben diesen Grund.



03

*Delta IVc*

einsetzbares Flugzeug nicht geeignet; sie war dafür mit nur fünf Metern Spannweite und entsprechend engem Rumpf viel zu klein. Auch von Brauns Idee eines Abfangjägers, der aus einem Startgestell senkrecht starten sollte, wurde als unrealistisch abgelehnt.

Neben den ballistischen Raketen und Heinkels Versuchsflugzeugen wurden Raketen auch als Starthilfen für sehr schwer beladene Flugzeuge erfolgreich erprobt. Bei Hellmuth Walter in Kiel waren Raketenantriebe nach dem Walter-Verfahren in der Entwicklung und Erprobung. Bei diesem Verfahren wurde die katalysierte Zersetzung von Wasserstoffsuperoxid  $H_2O_2$  zu Wasser und Sauerstoff ausgenutzt, um das entstehende heiße Wasserdampf-/Sauerstoffgemisch zum Antrieb von Kraftmaschinen oder direkt als Raketenantrieb einzusetzen. Bei diesem Stand der Raketentechnik und der Anwendung von Raketen lag der Versuch verhältnismäßig nahe, ein besonders schnelles Jagdflugzeug mit Raketenantrieb zu entwickeln. Man glaubte damals, Lippischs schwanzlose Flugzeuge seien für den Einbau eines Raketenantriebs besonders geeignet und erteilte ihm in seiner Funktion bei der DFS den Auftrag für eine entsprechende Entwicklung. Der Bau des Flugzeugs sollte in

Die Vorarbeiten, um aus der DELTA IVc das Projekt X – erst später Me 163 – zu entwickeln, begannen 1937 und 1938 naturgemäß mit theoretischen Überlegungen, Windkanalmessungen und Versuchen mit frei fliegenden Modellen. Am Jahresanfang 1939 wechselte Lippisch mit einer Reihe seiner Mitarbeiter und mit dem Projekt X von der DFS zu Messerschmitt – nicht zu Heinkel, wie man nach der geplanten Zusammenarbeit hätte erwarten können. Die Gründe für diesen Wechsel sind bei allen Beteiligten zu suchen. Nach Lippischs Erinnerungen standen dafür die folgenden Überlegungen im Vordergrund: Bei der DFS wurde eine Umorganisation und Umorientierung vorbereitet, die zum Umzug nach Braunschweig und später nach Aining führte sowie die Aufgaben stärker auf die Rüstung ausrichtete. Lippisch hatte den Eindruck, bei diesen Planungen an den Rand gedrängt zu werden und wollte sich damit nicht abfinden. Er suchte deshalb nach einer Alternative zur Fortsetzung seiner Arbeiten. Heinkel war zwar am Auftrag des RLM für das Projekt X interessiert, Lippisch selbst hatte aber den Eindruck, zusammen mit seinen Mitarbeitern bei Heinkel nicht besonders erwünscht zu sein. Damit schied für Lippisch diese Möglichkeit aus. Messerschmitt

stand in einer dauernden Konkurrenz zu Heinkel um schnelle Flugzeuge und entsprechende Aufträge des RLM. Lippisch war mit Willy Messerschmitt aus dessen Zeit bei der Segelfliegerei auch persönlich bekannt und erreichte die Zustimmung aller Beteiligten zu einer Verlagerung des Projektes mit einer Gruppe von Mitarbeitern zu Messerschmitt. Das Einverständnis des RLM für den Wechsel zu erhalten, scheint nach Lippischs Erinnerungen nicht schwierig gewesen zu sein. Da die Bf(Me) 109 als Standard-Jagdflugzeug bereits ausgewählt und Heinkel als Hersteller von Jagdflugzeugen – auch mit der He 176 – aus dem Rennen war, ist das gut verständlich. Der Wechsel zu einer großen Firma, die hauptsächlich Militärflugzeuge entwickelte und baute, entsprach der damaligen Situation der deutschen Luftfahrt und der Natur des an Lippisch vergebenen Auftrags. Auch mit Lippischs eigener Vorstellung von den Anwendungsmöglichkeiten seiner Ideen passte er gut zusammen. Wie oben schon erwähnt, waren auch die technischen Voraussetzungen für das Projekt X bei Messerschmitt viel günstiger als bei der DFS, deren Erfahrungen und Einrichtungen hauptsächlich auf Segelflugzeuge ausgerichtet waren. Sein Projekt X – bei Messerschmitt alsbald in Me 163 umbenannt – stammte aber nicht von Ideen aus der Firma Messerschmitt oder gar von Willy Messerschmitt persönlich. Für die Unterstützung durch Messerschmitt selbst und die Integration in das Geschehen bei Messerschmitt war das zusammen mit der verlangten Geheimhaltung nicht förderlich.

Lippisch schloß sich mit diesem Schritt einer Firma an, die ganz überwiegend Rüstungsprojekte betrieb. Sehr viel später sah Lippisch dieses Engagement kritisch. Kurz vor seinem Tod schrieb er in seinen Erinnerungen: „... ich muß gestehen, daß ich von dieser Rüstungsraserei gelebt habe ... . Und dann frage ich mich, ist es wahrhaftig notwendig, daß ich so alt werden muß, um endlich einzusehen, daß ich und daß die meisten Menschen um mich auf falschem Wege sind?“

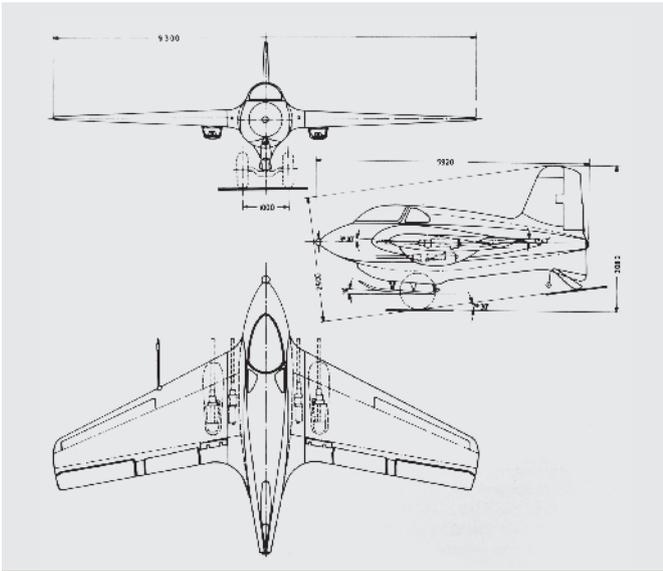
Bei Messerschmitt entwickelte und baute man in der Abteilung L (für Lippisch) zunächst eine Forschungs- und Erprobungsvariante des Raketenjägers, die Me 163A. Sie war der späteren Einsatz-Ausführung Me 163B äußerlich ähnlich, aber nicht auf die größere militärische Zuladung an Treibstoff, Waffen und Munition ausgelegt. Als Triebwerk verwendete man den Walter

Raketenmotor nach dem oben angedeuteten Prinzip. Die fliegerische Erprobung übernahm der sehr erfolgreiche Segelflieger Heini Dittmar, der schon bei der DFS Lippischs schwanzlose Typen eingeflogen und so mitentwickelt hatte. Er erreichte im Lauf des Jahres 1941 mit diesem Flugzeug schrittweise immer höhere Geschwindigkeiten und am 2. Oktober 1941 eine Horizontalgeschwindigkeit von 1003 km/h, allerdings nicht unter offiziellen Rekordbedingungen. Kurz vor diesem Flug – 830 km/h waren bereits erreicht – schrieb Lippisch eine Ausarbeitung zum Thema Nurflügel<sup>1</sup>, die in seinem Nachlass handschriftlich erhalten ist. Adressat und genaues Datum sind nicht erkennbar. Nach einer ausführlichen Darstellung des langen Weges zur Me 163A kommt er darin zu dem Ergebnis: „Wenn damit heute die Grundlagen zur industriellen Verwendung dieser Flugzeuggattung geschaffen sind so ist doch die Arbeit an diesen Problemen keinesfalls als beendet anzusehen. Vielmehr sollten gerade die neuesten Erfolge endlich zu der Einsicht führen, daß eine wesentlich breitere Basis der einschlägigen Arbeiten unbedingt geschaffen werden muß wenn der auf diesem Gebiet vorhandene Vorsprung voll ausgenützt werden soll. Die Messerschmitt A.G. als derzeitiger Nutznießer dieses Ideengutes hat die Verantwortung für die Durchführung dieser Aufgaben übernommen.“

Mit den „neuesten Erfolgen“ bezog Lippisch sich nicht nur auf die überlegene Geschwindigkeit, sondern besonders auch darauf, dass die Flugeigenschaften der Me 163A von den Piloten, die sie flogen, als sehr angenehm und befriedigend beurteilt wurden. Dieses Urteil wurde später auch von dem sehr angesehenen britischen Testpiloten Eric Brown bestätigt, der die Me 163B nach dem Krieg geflogen hat. Die Flugeigenschaften der schwanzlosen Flugzeuge in den Griff zu bekommen, war ein Problem, das ihre Einführung lange sehr behindert hatte. Die hohe Geschwindigkeit ist neben der schwanzlosen Auslegung sicher auch dem Raketenantrieb zuzuschreiben. Das hebt Lippisch aber nicht hervor. Damit hat Lippisch seine Überzeugung von der Überlegenheit seines Konzeptes und seinen Anspruch auf breitere Unterstützung und Anwendung deutlich ausgedrückt. Unterschwellig erkennt man schon hier Zweifel, ob Messerschmitt Lippischs Erwartungen gerecht wird.

Dittmars Flug mit über 1000 km/h verschaffte der Me 163 einen neuen Schub. Bei Messerschmitt wurde die Entwicklung der mi-

<sup>1</sup> Die begriffliche Unterscheidung zwischen schwanzlosen und Nurflügel-Flugzeugen ist nicht ganz scharf. Lippisch selbst verwandte hier das Wort Nurflügel.



04

Me 163 B

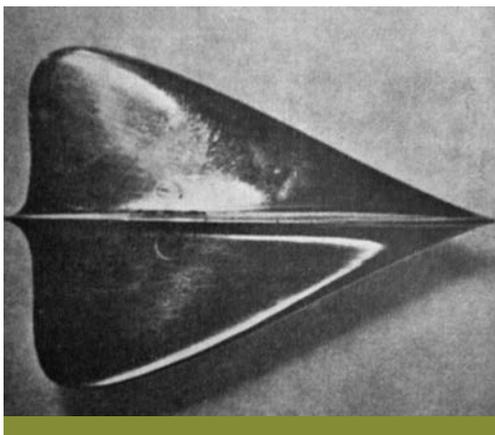
litärischen Variante Me 163B vorangetrieben und bei der Luftwaffe wurde im Frühjahr 1942 das Erprobungskommando 16 gebildet, das die Entwicklung mit Fronterfahrungen unterstützen und die Möglichkeiten des Einsatzes untersuchen und entwickeln sollte.

Dabei kam es besonders darauf an, die taktischen Verfahren für ein derart schnelles Flugzeug zu erproben. Neben der hohen Geschwindigkeit spielte die sehr kurze Flugzeit von nur wenigen Minuten bei Vollschub die entscheidende Rolle für die Methoden, auf anfliegende feindliche Flugzeugverbände zum Angriff zu kommen. Als Kommandeur dieses Erprobungskommandos wurde der erfolgreiche Jagdflieger Wolfgang Späte – er hatte im Frühjahr 1942 bereits 80 Abschüsse und war Ritterkreuzträger – bestimmt. Späte war auch ein erfolgreicher Segelflieger – 1938 Gesamtsieger des Rhön-Wettbewerbs – und brachte Erfahrungen als Erprobungsflieger bei der DFS sowie einige Semester Ingenieurstudium in Darmstadt mit. Lippisch kannte er persönlich gut. Das militärische Einsatzflugzeug Me 163B wurde erheblich schwerer als die Me 163A. Es sollte ein stärkeres Raketentriebwerk von Hellmuth Walter bekommen, das nach dem sogenannten „heißen“ Walter-Verfahren arbeitete. Dabei wurde nicht nur die Zersetzung von Wasserstoffsuperoxid benutzt, sondern als zweite Komponente C-Stoff (30 Prozent Hydrazinhydrat, 57 Prozent Methanol, 13 Prozent Wasser) eingesetzt, der mit 80prozentigem Wasserstoffsuperoxid spontan zündet und ver-

brennt. Es war vorgesehen und von Walter zugesagt, dass dieses Triebwerk zeitgleich mit den ersten Exemplaren der Me 163 B im Sommer 1942 zur Verfügung stehen sollte. Der Bau der Flugzeuge erreichte dieses Ziel auch, die Lieferung der Triebwerke jedoch nicht – sie kamen erst über ein Jahr später und hatten auch dann noch nicht den technischen Stand erreicht, den man von einem Serientriebwerk hinsichtlich Handhabungssicherheit, Zuverlässigkeit und Treibstoffverbrauch erwartete. Über die Verzögerungen und Schwierigkeiten, die dadurch besonders auch beim Erprobungskommando 16 entstanden, berichtete Wolfgang Späte ausführlich in seinem nach dem Krieg in verschiedenen Ausgaben erschienenen Buch *Me 163, Der streng geheime Vogel Me 163*.

### 3. Lippischs Weggang von Messerschmitt

Alexander Lippisch verließ im Frühjahr 1943 die Firma Messerschmitt und übernahm Anfang Mai 1943 die Leitung der Luftfahrtforschungsanstalt Wien, um dort Forschungen zu neuen Konzepten zum Hochgeschwindigkeitsflug aufzunehmen. Ein Wechsel zu diesem Zeitpunkt ist auf den ersten Blick überraschend, denn die Arbeit an der Me 163 B war weit fortgeschritten, überlegene Geschwindigkeit stand in Aussicht, die Flugeigenschaften auch dieser Einsatzversion wurden von den Piloten als sehr gut beurteilt und so schien der Zeitpunkt nahe zu sein, an dem Lippisch mit der Me 163 die Früchte jahre-



langer Arbeit an seinem Lieblingsprojekt, dem schwanzlosen Hochleistungsflugzeug, hätte ernten können. Warum sollte also ein Mann wie Lippisch, der sich über viele Jahre auch von zahlreichen Rückschlägen und Verzögerungen bei der Entwicklung schwanzloser Flugzeuge nicht hatte beirren lassen, weggehen und die Früchte der eigenen Arbeit anderen überlassen? Um diese Frage zu beantworten, ist es erforder-

lich, die Situation bei Messerschmitt und Alexander Lippischs Sicht der Dinge genauer zu betrachten.

Schon 1942 hatte Lippisch die Idee, seinem „Interzeptor“ eine erheblich andere Flügelform – man würde heute erst diese Form einen echten Deltaflügel nennen – zu geben. Ein Windkanalmodell zu Lippischs Vorstellung ist bis nach dem Krieg erhalten geblieben. Die Eigenschaften und Leistungen dieser Flügelform waren bis dahin aber nicht erforscht und erprobt.

Lippisch forderte, die Erforschung des Fliegens mit sehr hohen Geschwindigkeiten zu intensivieren, und er soll in diesem Zusammenhang sogar davor gewarnt haben, den Raketenjäger zu bauen. Welche Themen dafür spätestens seit 1941 anstanden, beschreibt Hans Galleithner in seinem Beitrag „Effekte hoher Machzahlen bei Hochgeschwindigkeitsflugzeugen“ in dem oben erwähnten Buch von Hans-Ulrich Meier zur Pfeilflügelentwicklung. Erst 1944

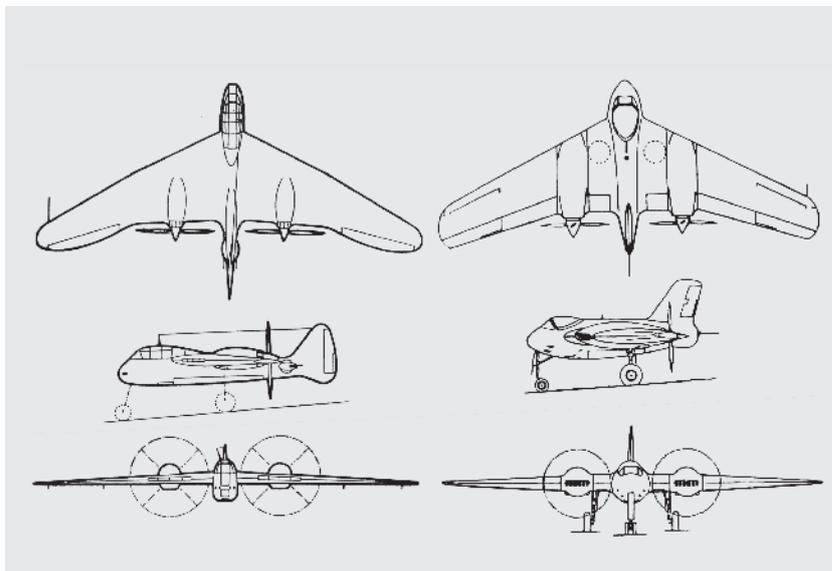
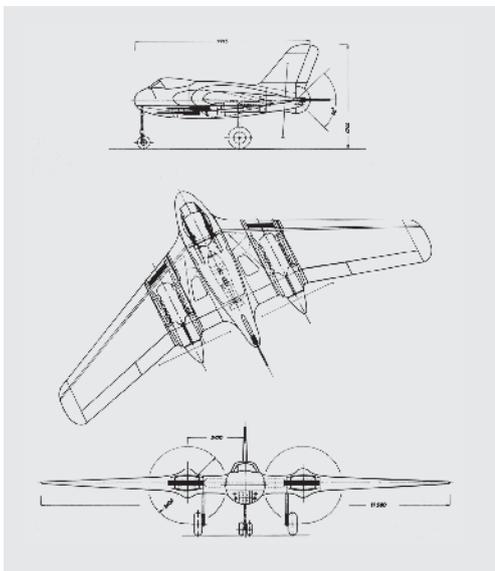
konnte Lippisch erreichen, dass sein Modell im Windkanal in Göttingen vermessen wurde. Angesichts der Kriegssituation ist es vielleicht verständlich, dass niemand das Entwicklungsrisiko und den zu erwartenden Entwicklungsaufwand übernehmen wollte. Für Lippisch selbst war das dem Unverständnis seiner Zeitgenossen geschuldet.

Da die Entwicklung der Walter-Raketentore sich offensichtlich verzögerte, entwarfen Lippisch und seine Mitarbeiter eine ganze Reihe von Alternativen zur Raketen-Me 163 mit konventionelleren Antrieben – Kolbenmotoren und Turbinenluftstrahl-Triebwerken. Diese Entwürfe können zum Teil auch daraus begründet werden, dass Lippisch den hohen Brennstoffverbrauch der Raketenmotoren gut kannte und sah, dass im militärischen Einsatz daraus starke Einschränkungen entstehen mussten. Eine Realisierung konnte Lippisch jedoch nicht durchsetzen – auch nicht den Bau von Prototypen.

Lippisch engagierte sich mit Entwürfen für schwanzlose Flugzeuge auch in einem anderen Anwendungsbereich, der bei Messerschmitt damals eine gute Gelegenheit für neue Ideen zu bieten schien – schnelle mittelgroße Bomber und Zerstörer mit zwei Motoren. Messerschmitt hatte in diesem Feld einen schweren Rückschlag zu verkraften: Die Me 210 erwies sich in einem weit fortgeschrittenen Stadium der Entwicklung und Fertigstellung als Fehlschlag. Lippischs Gruppe beteiligte sich an der Suche nach einem besseren Flugzeug dieser Kategorie mit einem

05

Überschall-Delta



06

Li P 10 und Me 329

schwanzlosen Entwurf Li P10, von dem mehrere Varianten unter verschiedenen Bezeichnungen bekannt geworden sind. In diesem Fall erreichte Lippisch den Bau einer Attrappe, kam aber nicht darüber hinaus. Messerschmitt, das RLM und die Luftwaffe entschieden sich dafür, die konventionell ausgelegte Me 410 als Ersatz zu bauen.

Alexander Lippisch hatte Gelegenheit, seine Vorstellung vom schwanzlosen Flugzeug bei zwei Veranstaltungen vor großem Fachpublikum vorzustellen. Sein Vortrag am 6. November 1942 auf der 9. Wissenschaftssitzung der deutschen Akademie der Luftfahrtforschung ist in den Schriften der Akademie als Heft 1064/43 gKdos (geheime Kommandosache, also höchst geheim und sicher nicht in großer Auflage hergestellt) gedruckt erschienen und in Lippischs Nachlass erhalten. Die zweite Gelegenheit war am 14.4.1943 bei einer Sitzung der Lilienthalgesellschaft für Luftfahrtforschung. In beiden Fällen versuchte Lippisch, die grundsätzliche Überlegenheit des schwanzlosen Flugzeugs gegenüber der normalen Konfiguration zu begründen, drang mit seinen Argumenten bei der versammelten Prominenz aus der Forschung und von den wichtigen Flugzeugfirmen jedoch nicht durch.

Wolfgang Späte war als Kommandeur des Erprobungskommandos 16 bei der zweiten Veranstaltung zugegen. Er schreibt dazu: *„... der überwiegenden Mehrheit der Anwesenden war klar: Mit der Me 163 war zum ersten und letzten Mal durch das RLM ein schwanzloses Projekt in Entwicklung gegeben worden. Antz (Fliegerstabsingenieur Dipl.-Ing. Hans Antz, der für die Me 163 zuständige Mann im RLM, Verf.) brachte zu einem kleinen Kreis in seiner Nähe leise die Quintessenz des Gehörten zum Ausdruck: ... Für Lippisch war es ein Dämpfer, den er mal nötig hatte.“*

Lippisch selbst dürfte einen ähnlichen Eindruck gewonnen haben wie „die überwiegende Mehrheit der Anwesenden“. Alle diese frustrierenden Erfahrungen fasste Lippisch in seinen Erinnerungen wie folgt zusammen: *„Man konnte sich einfach nicht entschließen, ruhmreiche, aber vollkommen veraltete Typen wie die Me-109 durch modernere, womöglich gar schwanzlose, zu ersetzen. Die Atmosphäre in Augsburg wurde durch all das nicht gerade verbessert und es kam schließlich dazu, daß ich, nachdem ein Einsatz der Me-163 B mit Raketentriebwerk noch in weiter Ferne lag, aus der Messerschmitt AG ausschied. (...) Am 28. 4. 1943 wurde die ‚Abteilung L‘ in Augsburg aufgelöst und ich übernahm*

## ZUSAMMENFASSUNG

*Alexander Lippisch hat von 1937 bis 1943 den Raketenjäger Me 163 entwickelt, anfänglich noch bei der DFS, dann in der Abteilung L bei Messerschmitt. Eine experimentelle Version dieses Flugzeugs – eine schwanzlose Konstruktion fast ohne konventionelles Leitwerk – erreichte 1941 eine Geschwindigkeit von 1003 km/h. Die militärische Variante wurde in sehr begrenztem Maße vor dem Ende Krieges noch eingesetzt. Lippisch verließ Messerschmitt 1943 um in Wien Forschungen zum Flug mit sehr hohen Geschwindigkeiten und zur Weiterentwicklung der schwanzlosen Flugzeuge zu Deltaflüglern aufzunehmen. In diesem Beitrag wird Lippischs Verhältnis zu Messerschmitt und zu den Repräsentanten des konventionellen Flugzeugbaus untersucht. Seine Bedeutung als „Erfinder“ des Deltaflügels wird diskutiert.*

*die von den Österreichern gegründete Luftfahrt-Forschungsanstalt in Wien.“* Diese Formulierung zeugt von einem sehr ausgeprägten Selbstbewusstsein auch noch Jahrzehnte nach den Ereignissen. Sie ist jedoch sehr subjektiv und man tut gut daran, auch andere Gesichtspunkte in Betracht zu ziehen.

Zum Zeitpunkt der oben genannten Vortragsveranstaltung am 14. April 1943 war die Me 163B noch nicht mit Raketenantrieb geflogen. Das geschah erst einige Wochen später, am 24. Juni 1943. Erste – wenige – militärische Einsätze erfolgten tatsächlich erst im Herbst 1944. Wie gut Lippisch diese Verzögerung im Frühjahr 1943 schon voraussehen konnte, kann man bezweifeln. Zeitlich parallel lief bei Messerschmitt die Entwicklung des später sehr berühmten Düsenjägers Me 262.

Wolfgang Späte erhielt als erster Luftwaffenpilot drei Tage nach der besprochenen Veranstaltung, am 17. April 1943, Gelegenheit sie zu fliegen. Er schrieb dazu: *„So sehr ich auch schon mit der Sache der Me 163 verwachsen war, ihr die Fahne vorantrug, diese Me 262 war mehr. Viel mehr konnte sie werden ...“*

Wenige Wochen danach machte auf Spätes Hinweis hin auch der General der Jagdflieger, Adolf Galland, einen ersten Flug mit der Me 262 und war ähnlich begeistert. Offenbar war man bei Messerschmitt doch nicht so wenig zu modernen Flugzeugkonzepten geneigt, wie Lippisch das formuliert, nur eben wirklich nicht schwanzlos.

Ganz unabhängig davon, ob Lippisch mit seiner Überzeugung von der Überlegenheit seines Konzeptes Recht hatte, hat er selbst sicher auch nicht wenig zu der von ihm beklagten Atmosphäre bei Messerschmitt beigetragen. Schon am 27. Mai 1942, etwa ein Jahr vor den oben berichteten Ereignissen, schrieb er ein Papier mit der Überschrift „Entwicklung schwanzloser Flugzeuge“. Es beginnt mit der Aussage:

„Es ist seit Jahrzehnten bekannt, dass die Bauform schwanzloser Flugzeuge, oder sogen. Nurflügelflugzeuge in Bezug auf die erreichbaren Leistungen der normalen Flugzeugbauweise überlegen ist.“

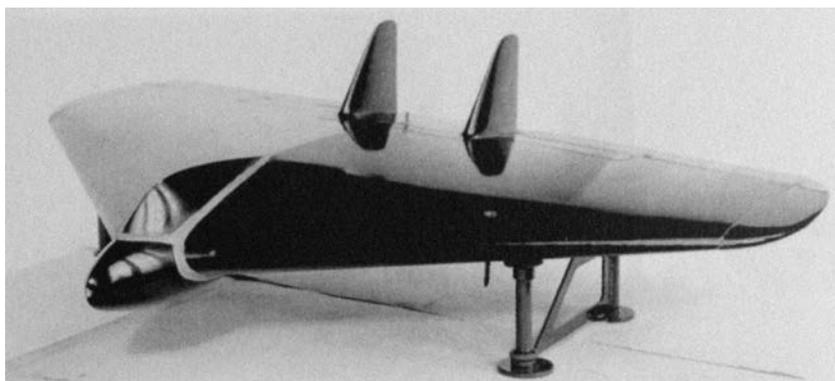
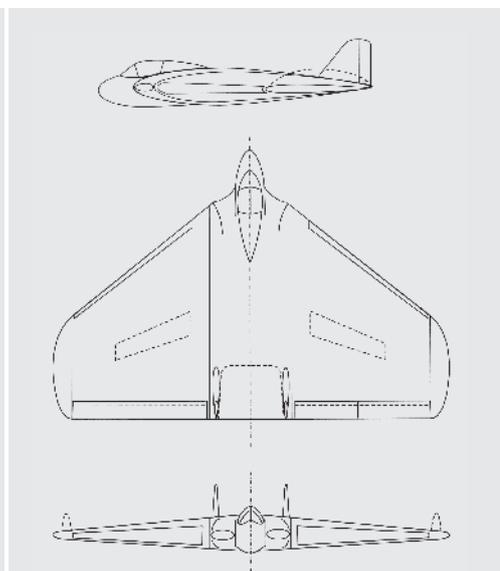
Im weiteren beruft sich Lippisch darauf, durch seine Arbeiten seien auch die Flugeigenschaften dieser Flugzeuge kein Problem mehr. Er fährt dann fort: „Um in kürzester Zeit frontverwendungsfähige schwanzlose Flugzeuge zu schaffen muss ein selbständiges Entwicklungswerk hierfür bereitgestellt werden.“ Den Personalbedarf für dieses Entwicklungswerk beziffert Lippisch auf 500 Mann. Als erstes Projekt beschreibt er die vorgesehene Entwicklung des schon oben erwähnten Schnellbombers Li P 10.

Vom 27. November 1942, genau ein halbes Jahr später, gibt es einen handschriftlichen Entwurf von Alexander Lippisch für eine „Denkschrift über die Errichtung einer Entwicklungsanstalt für Flugzeugbau.“ Sie beginnt mit dem Satz: „Die Flugzeugentwicklung der letzten Jahre hat den Erwartungen nicht entsprochen.“ Der Tenor der Denkschrift ist im Folgenden etwas anders als im vorherigen Dokument: Lippisch beklagt die lange Dauer der Entwicklung neuer Flugzeuge mit überlegenen Leistungen und schreibt: „Die qualitative Überlegenheit lässt sich deshalb auf dem Wege der üblichen Fertigung innerhalb des schwerfällig arbeitenden Industrie-Apparates nicht erreichen.“

Er behauptet, er könne im Rahmen der geforderten Entwicklungsanstalt und aufgrund seiner 25-jährigen praktischen Erfahrung im Flugzeugbau und in der flugtechnischen Forschung diese Dauer wesentlich verkürzen, indem er durch Forschung gewonnene Erkenntnisse sofort umsetze. Erst ganz am Ende der Denkschrift teilt Lippisch mit, worum es ihm wirklich geht: „Der durch die Entwicklung des

schwanzlosen Flugzeugtyps gewonnene wesentliche Vorsprung vor der Entwicklung auf der Seite der Gegner kann nur auf dem vorgezeigten Wege zur vollen Auswirkung gebracht werden.“ Die Adressaten dieser beiden Denkschriften sind nicht erkennbar, es ist jedoch leicht vorstellbar, welche Reaktion Lippischs Haltung, die darin zum Ausdruck kommt, bei den Leuten auslösen musste, die den „schwerfällig arbeitenden Industrie-Apparat“ betrieben und nicht berücksichtigten, was laut Lippisch „seit Jahrzehnten bekannt“ war. Wolfgang Späte hatte auch nach dem Krieg noch engen Kontakt mit Alexander Lippisch während dessen Tätigkeit in den USA. Er teilt in seinem Buch den Weggang von Lippisch nach Wien nur kurz mit und fügt hinzu: „Kurz nach der beschriebenen Tagung der Lilienthal-Gesellschaft war angeblich ein recht aggressives Schreiben von Lippisch auf dem Schreibtisch von Professor Messerschmitt gelandet.“ Ob eine Beziehung zu den oben zitierten Dokumenten besteht, ist nicht bekannt. Sein Projekt Li P10 hat Lippisch dem RLM auf einem direkten Weg, an Willy Messerschmitt und seiner Firma vorbei, angeboten. Dazu muss er sich sehr stark gefühlt haben. Nachdem er damit nicht durchdrang, dürfte diese Maßnahme ihm kaum Freunde geschaffen haben.

Ein Hinweis auf andere Einflussnahmen findet sich im Manuskript eines Vortrags, den Lippisch am 6. November 1944 in Wien im Haus der Technik hielt. Dort steht: „... als es sich dann herausstellte, daß wir in der Lage waren, wesentlich überlegene Flugzeugtypen zu schaffen, begann ein Konkurrenzkampf über den ich hier lieber nicht berichten möchte. Er führte schließlich dazu, dass es gelang mich von meinen alten Mitarbeitern zu trennen, wohl mit der Absicht meine Arbeitsfähigkeit so weit als möglich zu untergraben. Unter diesen Voraussetzungen kam ich im März 1943 nach Wien.“ Danach wäre es nicht nur Lippischs



Li P 11, 3-Seitenriss und Windkanalmodell

eigene Entscheidung gewesen, Messerschmitt zu verlassen.

Eine weitere, wieder etwas andere Begründung für Lippischs Wechsel nach Wien gab seine Frau Gertrud 1976 kurz nach Lippischs Tod in einem Interview für die Cedar Rapids Gazette (Lippisch wohnte während seiner Zeit in den USA in Cedar Rapids). Danach war Lippisch nach der Lösung der Probleme mit der Me 163 – soweit sie das Flugzeug, nicht das Triebwerk, betrafen – einfach nicht mehr an der Me 163 interessiert.

#### 4. Alexander Lippisch in Wien und der Delta-Flügel

Lippischs Arbeiten an der Luftfahrtforschungsanstalt in Wien befassten sich mit zwei Bereichen: zum einen bezogen sie sich auf Sonderformen des Staustrahltriebwerks für Flugzeuge, die hier nicht besprochen werden sollen, da sie in der Folgezeit keine wichtigen Folgen hatten. Zum anderen setzte Lippisch seine Bemühungen um die schwanzlosen Flugzeuge fort. Das für die spätere Entwicklung wohl bedeutendste Projekt dieser Art war der Entwurf eines Flugzeugs mit einem Antrieb durch zwei Strahltriebwerke, von dem es unter den Bezeichnungen Li P11 und Delta-VI Varianten als Bomber und als Jagdflugzeug gab (07). Windkanalmessungen zu diesem Flugzeug sind in Göttingen noch durchgeführt worden, sie erreichten Lippisch durch die Verhältnisse bei der Besetzung Wiens durch die rote Armee aber nicht mehr. Auch eine weit fortgeschrittene Holzattrappe des Flugzeugs ging auf der Flucht aus Wien verloren.

Der Schritt von der Me 163 zu dieser Konfiguration war für Lippisch nicht allzu groß: Das Flugzeug war insgesamt größer, die Pfeilung der Flügelvorderkante war höher, die Hinterkante war bis auf die Unterbrechung in der Mitte gerade, wie schon bei Lippischs früheren Delta-Typen. Dieser Grundriss gleicht stark den modernen Delta-Flüglern, das Flügelprofil war jedoch verhältnismäßig dick. Dieser Entwurf ist insofern wichtig, als er nach dem Krieg, wohl ohne Lippischs Wissen und Beteiligung, sehr wahrscheinlich als Ausgangspunkt für die Entwicklung des erfolgreichen US-Navy-Jägers Douglas Skyray gedient hat. Nach mehreren Entwicklungsstufen sah die letztlich in Serie gefertigte Skyray aber doch wieder etwas anders aus. Diesen Zu-

sammenhang hat Bernd Krag in seinem oben erwähnten Beitrag zu Hans-Ulrich Meier, Die deutsche Pfeilflügelentwicklung bis 1945, ausführlich herausgearbeitet.

Lippisch ließ in Göttingen auch noch ein Modell eines erheblich radikaleren Delta-Flügels vermessen, den er für geeignet hielt, um damit Überschallgeschwindigkeit zu erreichen. Dieses Modell (05) stammt nach Lippischs Angaben schon aus dem Jahr 1942! Er schrieb in einem nicht genau datierbaren Papier – wahrscheinlich aus den 1950er Jahren: „It was Dr. Lippisch's opinion from the beginning that more time should have been spent in developing a new low aspect ratio delta-wing for the interceptor.“ Sehr wahrscheinlich hängt das gezeigte Modell mit dieser Forderung zusammen.

Der letzte Entwurf, der hier erwähnt werden soll, ist die P14, zu der Lippisch schreibt (Ein Dreieck fliegt, S. 106f): „In den letzten Kriegsmonaten entstand ein Entwurf für einen Strahljäger P14. Er wurde konzipiert aus dem Gedankengang heraus, daß bei Benutzung eines Strahltriebwerks ein Deltaflügel mit sehr dünnen Profilen verwendet werden kann. Von diesem Projekt existiert leider nur noch ein Modell.“ Hier ist der Hinweis auf den Einsatz sehr dünner Profile wichtig.

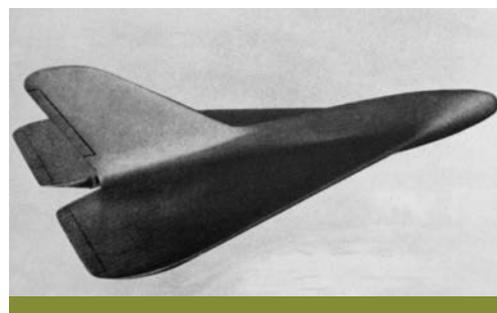
Da Lippisch in Wien keine Möglichkeiten zum Bau von Flugzeugen hatte und wegen des nahen Kriegsendes gibt es über tatsächliche Leistungen, Eigenschaften und Entwicklungschancen seiner damaligen Entwürfe keine praktischen Erfahrungen. Es ist jedoch offensichtlich, dass er mit seinen Gedanken schon sehr nahe an später erfolgreiche Delta-Flugzeuge heran kam. Deshalb lohnt sich ein Blick darauf, wie Lippischs Einfluss auf diese Typen später und bis heute eingeschätzt wird.

Lippischs eigene Sicht lässt sich recht einfach darstellen. In seinen Erinnerungen (vor 1976) schreibt er: „Es berührt einen doch manchmal recht eigenartig, wenn man diese modernsten Neukonstruktionen mit – von kleinen Feinheiten abgesehen – dem gleichen Deltaflügel



Douglas Skyray

08



Li P 14

09

abgebildet sieht, den man vor 30 Jahren konzipiert und als Modell im Windkanal gemessen hat. Allerdings haben damals selbst die Herren in Göttingen die von mir vorgeschlagene Konzeption noch nicht verstanden.“ Hier kommt wieder Lippischs ungebrochenes Selbstbewusstsein zum Ausdruck, und auch ein Seitenhieb auf seine deutschen Zeitgenossen fehlt nicht. Zu der Rezeption seiner Ideen in den USA schreibt er: „Im Jahre 1946 konnte ich auch zusammen mit Lt. Robiczek eine größere Vortragsreise in Kalifornien durchführen. Leider haben dabei nur die Ingenieure von Convair meine Anregungen aufgegriffen und in ihren Werken mit dem Bau von Delta-Flugzeugen begonnen.“ Lippischs zweites Buch, Ein Dreieck fliegt, zeigt auf dem Umschlagbild neben drei Skizzen seiner Konstruktionen die Concorde, an der er nicht direkt beteiligt war. Nach Lippischs Verständnis gehen also alle Delta-Flugzeuge vom ersten praktisch realisierten Typ, der Convair F102, bis zur Concorde auf seine Ideen zurück.

Als Beispiel für eine amerikanische Sicht kann ein Artikel aus etwa derselben Zeit wie Lippischs Bücher dienen: Richard P. Hallion, Lippisch, Gluhareff and Jones: The emergence of the Delta Planform and the Origins of the Sweptwing in the United States, *Aerospace Historian*, Vol. 26, No 1, Spring/March 1979. Der Autor fasst zusammen: „In brief, indigenous American sweptwing and delta work stems from a unique Gluhareff-Jones connection; when German data was acquired on these planforms, such data served merely to confirm the correctness of conclusions reached earlier by Gluhareff and Jones.“ Michael Gluhareff war zu der betreffenden Zeit bei Sikorsky tätig und ist hauptsächlich durch Beiträge zur Hubschraubertechnik bekannt geworden. Seine von Hallion herangezogene Beschäftigung mit Pfeil- und Deltaflügeln war dabei eine Nebentätigkeit, die bei Sikorsky neben den Hubschraubern nicht weiterverfolgt wurde. Robert T. Jones war ein renommierter Aerodynamiker, der bei der NACA tätig war. Hallion führt auch die Entwicklungen bei Convair auf frühere eigene Ideen der Convair-Leute zurück. Zum Kontakt mit Lippisch zitiert er einen der Convair-Ingenieure mit der Aussage: „We had heard about Dr. Lippisch's work, and this gave us some moral support, but not much else ... We had heard of Dr. Lippisch's work on models and a glider which was never flown but tested at NACA. We did not go along with many of his ideas, such as a very

thick airfoil.“ Mit Lippischs Modellen und dem glider sind das Modell Li P13 und die für Versuchszwecke und niedrige Geschwindigkeiten ausgelegte DM 1 gemeint, die Lippisch auch in seinen Büchern beschreibt. Warum Lippischs Ideen für Flügel mit dünnen Profilen hier nicht erwähnt werden, ist nicht bekannt. Es ist kaum vorstellbar, dass er sie in den Gesprächen mit Convair nicht erwähnt haben soll. Der Kontext des obigen Zitats ist mir nicht bekannt.

Ein anderer amerikanischer Autor, E. T. Wooldridge, würdigt Lippisch in seinem Buch *Flying Wonders, The Story of the Flying Wings*, Washington 1983, auf andere Weise: „Alexander Lippisch died in 1976. ... his experiments paved the way for the thousands of aircraft bearing the distinctive Lippisch imprint“ und weiter: „The most popular application of the tailless concept was the delta-winged configuration pioneered by Dr. Alexander Lippisch in Germany in the 1930s. ... In the United States, Convair, with an assist from Dr. Lippisch, produced the first delta design to fly.“

Bernd Krag beschreibt an der oben genannten Stelle ausführlich die von Lippisch unabhängigen Entwicklungsarbeiten zur Douglas Skyray, die im Jahr 1953 einige Wochen lang den absoluten Geschwindigkeitsweltrekord und Steigzeitrekorde hielt. Am Schluss kann er jedoch ein wenig „deutsche Brille“ doch nicht vermeiden, wenn er schreibt: „Dieses Flugzeug verkörperte am besten Lippisch's Idee von einem Nurflügelflugzeug für hohe Geschwindigkeiten ...“ Der sehr renommierte amerikanische Flugzeugaerodynamiker John D. Anderson jr. bezeichnet in seinem 1999 erschienen Buch „*Aircraft performance and design*“ die deutschen Forschungen zu Pfeil- und Delta-Flügeln mit Bezug auf andere amerikanische Autoren als „a gift to the victors“ (S. 38).

## 5. Schluss und weitere Forschungsfragen

Es bleibt dem Leser überlassen, wie er Lippisch in seiner Tätigkeit für die Me 163 und seine anderen Schwanzlos-Projekte während seiner Zeit bei Messerschmitt einschätzen will. Die Wahrheit dürfte wie so oft zwischen den Extremen liegen: Man kann ihn als verkanntes Genie sehen, der seiner Zeit so weit voraus war, dass er unter den Bedingungen der Kriegszeit von

seinen Zeitgenossen nicht akzeptiert werden konnte. Dafür spricht, dass die Weiterentwicklung der Me 163-Konfiguration zum echten Deltaflügler später zu sehr erfolgreichen Flugzeugen führte. Man könnte ihn aber auch als undiplomatischen Sturkopf mit einer seinerzeit unrealistischen fixen Idee beschreiben, der mit dem Kopf durch die Wand wollte. Dafür spricht seine beschriebene Haltung hinsichtlich seiner schwanzlosen Flugzeuge und gegenüber der etablierten Standard-Konfiguration der Flugzeuge.

In heutiger Ausdrucksweise muss man wohl feststellen, dass Alexander Lippisch mit seinen Ideen zum Deltaflügel das Stadium der Invention erreichte; das Stadium der Innovation zu erreichen blieb jedoch Anderen vorbehalten.

Für weitere Arbeiten zur Geschichte der schwanzlosen, Nurflügel- und Delta-Flugzeuge bietet sich ein genauerer Vergleich zu dem amerikanischen Flugzeugbauer Jack Northrop an. Einige seiner experimentellen Typen sehen Lippischs DELTAS und der Me 163 verblüffend ähnlich. Andere haben stärkere Ähnlichkeiten mit den Flugzeugen der Gebrüder Horten.

Methodisch wäre es wünschenswert, zu Lippischs Tätigkeit in Deutschland eine Analyse des Akteursnetzwerks durchzuführen. Die Liste der Institutionen und Personen, die darin zu berücksichtigen wäre, ist lang. Ich nenne als zentral wichtige Akteure: Lippisch selbst mit seiner Gruppe von Mitarbeitern, Willy Messerschmitt, andere Repräsentanten aus der Flugzeugindustrie besonders Ernst Heinkel und seine Mitarbeiter, das RLM mit dem Generalluftzeugmeister Ernst Udet und seinem Nachfolger Erhard Milch sowie dem zuständigen Sachbearbeiter Antz als Auftraggeber, Hellmuth Walter und seine Firma als Triebwerkshersteller, die Luftwaffe als Endnutzer, repräsentiert zum Beispiel durch Adolf Galland und Wolfgang Späte. Etwas mehr am Rand stehen die aerodynamische Versuchsanstalt in Göttingen, wo die meisten Messungen zu Lippischs Flugzeugen durchgeführt wurden und die Raketenteile um Wernher von Braun mit ihren anfangs konkurrierenden Raketentriebwerkern. Auch an die Institutionen der Luftfahrtforschung wie die deutsche Akademie der Luftfahrtforschung und die Lilienthalgesellschaft müsste man denken.

#### DER AUTOR

#### DR. PHIL., DIPL.-PHYS. REINHARD NEUNHÖFFER,

geboren am 24. September 1939 in Rottweil am Neckar. Nach Schulbesuch und altsprachlichem Abitur in Stuttgart Studium der Physik in Stuttgart und Kiel. Diplom-Physiker in Stuttgart 1967. Danach drei Jahre am Institut für die Pädagogik der Naturwissenschaften in Kiel als Assistent des Institutsdirektors. Von 1970 bis 1996 Tätigkeit bei Carl Zeiss in Oberkochen und Göttingen mit Zuständigkeit für die Aus- und Weiterbildung von Service-Technikern und Vertriebsingenieuren. Ab WS 1996/1997 Seniorenstudium der Geschichte der Naturwissenschaft und Technik an der Universität Stuttgart. Promotion zum Dr. phil. im Jahr 2001. Seit dem WS 2007/2008 Lehrbeauftragter am Lehrstuhl für Geschichte der Naturwissenschaft und Technik des Historischen Instituts der Universität Stuttgart mit Lehrauftrag für die Geschichte der Luft- und Raumfahrt.



#### Kontakt

Universität Stuttgart, Historisches Institut,  
Abt. für Geschichte der Naturwissenschaften und Technik  
Keplerstraße 17, D-70174 Stuttgart  
Tel. +49 (0) 711/685-82312, Fax +49 (0) 711/685-82767,  
Tel. +49 (0) 711/4416749  
E-Mail: reinhard.nfr@t-online.de

Northrops Erfolge und Fehlschläge mit seinen „flying wings“ kamen wahrscheinlich in einem ähnlichen Akteursnetzwerk von Geld- und Auftraggebern, Forschern, Konstrukteuren und Entwicklern, Militärs und Industriellen zu Stande. Ein Vergleich könnte auch hier interessant sein.

Wie auch immer man Alexander Lippischs Beiträge und Verdienste im Detail einordnet und bewertet: Von seinen frühen Delta-Typen der 1930er Jahre spannt sich ein Bogen bis zu modernsten Typen, seit dem Ausscheiden der Concorde hauptsächlich im militärischen Bereich.

Reinhard Neunhöffer

#### Abbildungsnachweise

- Bilder 1; 2; 3; 5; 6/rechter Teil: Alexander Lippisch, *Erinnerungen*, Luftfahrtverlag Axel Zuerl, Steinebach-Wörthsee, ohne Jahr.
- Bilder 4/1. Teil; 6/linker Teil; 9: Alexander Lippisch, *Ein Dreieck fliegt*, Motorbuch Verlag, Stuttgart 1976
- Bild 7: Hans-Ulrich Meier (Hrsg.), *Die Pfeilflügelentwicklung in Deutschland bis 1945*, Die deutsche Luftfahrt, Band 33, Bernard & Graefe Verlag Bonn, 2006.
- Bilder 4/2. Teil; 8: Wikipedia, dort als gemeinfrei gekennzeichnet