

Geometrische Werkzeuge zur Auslegung Adaptiver Aerodynamischer Komponenten

J. Trapp
R. Zores
Th. Gerhold
H. Sobieczky

DLR Institut f. Strömungsmechanik
Bunsenstr. 10
D-37073 Göttingen

Einleitung

Der Entwurfsingenieur in allen technischen Bereichen, so auch für Luft- und Raumfahrtprojekte, hat in den letzten Jahren enorme Hilfestellung durch schnelle und leistungsfähige Rechner erhalten. Dabei spielen Arbeitsplatzrechner eine wesentliche Rolle, weil sie sowohl für Rechen- als auch für Zeichen- und Konstruktionsaufgaben genutzt werden können.

In der Aerodynamik kann die angewandte Luftfahrtforschung diesen Vorteil in vielfacher Hinsicht nutzen: die klassische Wissensbasis strömungsmechanischer Verfahren wird zusammen mit neuen schnellen Algorithmen zur Lösung mathematischer Probleme und der Software zur graphischen Visualisierung auf die Workstation gebracht und kann so einen komfortablen und - für eine Reihe anspruchsvoller Aufgaben - bereits nahezu vollständig ausgerüsteten Arbeitsplatz bilden [1].

Einer Entwicklung von Entwurfskonzepten für Flugzeuge einer neuen Generation kommt diese Entwicklung auf dem Gebiet der Rechner und ihrer Software sehr entgegen. Bei der DLR werden neben den Verfahren für die Hochleistungsrechnung auch schnelle Methoden für den Vorentwurf entwickelt, welche auf den Arbeiten im Gebiet der klassischen Aerodynamik und Gasdynamik aufbauen. Einem wirtschaftlichen Einsatz der daraus entstehenden Rechenprogramme steht dann oft nur der Mangel an geeigneter Vorgabe von Anfangs- oder Randbedingungen einer praxisnahen aerodynamischen Problemstellung im Wege. Seit mehreren Jahren wird daher an sog. Geometriegeneratoren [2] gearbeitet, welche es erlauben, diesem Mangel abzuweichen.

Mit der daraus entstandenen Software wurde ver-

sucht, neue Konzepte der Aerodynamik mit einem sehr mächtigen Werkzeug jeweils schnell und effizient aufzugreifen:

CAD - Computer Aided Design - stellt eine Verbindung her zwischen den Berechnungen zur Auslegung eines Modells oder Konstruktionsteils und der numerisch gesteuerten Werkzeugmaschine. Hier soll ein Geometriegenerator Daten als Preprocessor liefern, welche auch verwendet werden beispielsweise bei

CFD - Computational Fluid Dynamics -, wo für numerische Analysis mit mehr oder weniger aufwendigen Verfahren Randbedingungen und Rechenetze benötigt werden. Durch identische Ausgangsdaten des Preprocessors für CAD und CFD ist eine einheitliche Datenqualität gesichert. Schliesslich wird in steigendem Masse der Entwurfsprozess durch

MDO - Multidisciplinary Design Optimization - bestimmt, hier werden Eingaben für nicht nur aerodynamische Auslegung, sondern auch zur Berechnung struktureller, wirtschaftlicher und anderer Kriterien benötigt. Dabei wird eine parametrische Variation einzelner Modelle oder Produktkomponenten benötigt. Hier soll die Wissensbasis - u. a. - aus der Strömungsmechanik einfließen, um die für die Beherrschung z. B. aerodynamischer Phänomene notwendigen Steuerungsmechanismen modellieren zu können.

Letztere Möglichkeit der gezielten Variation von Resultaten stellt auch die Grundlage dar für eine Auslegung mechanischer Bauteile am Fluggerät, welche durch Adaptation der Strömungsberandung eine Optimierung der Flugleistung bei verschiedenen Betriebsbedingungen erlauben.

Motivation aus der Gasdynamik

Es waren systematische, auf den gasdynamischen Eigenschaften kompressibler Strömung begründete Entwurfsverfahren für transsonische Profile [3] und Tragflügel [4], welche den Blick geschärft haben für die Rolle kleiner, in ihren Stetigkeits- und Krümmungseigenschaften aber sorgfältig gestalteter Formänderungen: Reduktion oder Elimination von Verdichtungsstößen im schallnahen Bereich wurde erreicht durch Konturänderungen in der Größenordnung von einigen Promille der Flügeltiefe. Auch legte die Möglichkeit, systematischen Entwurf stoss-freier Tragflügel für variable Betriebsbedingungen (Machzahl, Auftriebsbeiwert) durchführen zu können, frühzeitig (1980) das Konzept "Adaptiver Transsonischer Tragflügel" nahe [5].

Resultate dieser semi-inversen Methoden ("Fiktives Gas") sollten in der Folge durch direkte Formgeneration [2] simuliert werden: Oberflächendefinition wurde mit lokalen Deformationsfunktionen ("Bumps") erweitert, welche den beabsichtigten Effekt - Stossfreiheit bei bestimmten Betriebsbedingungen - genähert erreichen. Dabei ist die Näherung meist ausreichend, weil die Gleitzahl des Tragflügels optimal bei nicht ganz verschwindendem Stoss wird. Diese Tatsachen sind inzwischen bekannt und haben den Wert exakt stossfrei entworfener Tragflügel relativiert. Der Wert liegt nun hauptsächlich in unserer Wissensbasis über die Sensitivität transsonischer Strömungen und die bei beabsichtigter Optimierung auftretenden Deformationen.

Softwareentwicklung

Der hier verwendete Geometriegenerator für Flugzeuge erfasst als wesentliche Parameter, zunächst für den Tragflügel, die Grundrissform, Twistachse, Twist (individueller Anstellwinkel der Flügelsektionen), eine Dickenverteilungsfunktion der Sektionen und eine Mischvorschrift für einen Satz von (in der Regel extern vorgegebenen) Basisprofilen, um die Sektionen an jeder spannweitigen Stelle definieren zu können. Zusätzliche, über die Spannweite verteilte Deformationsfunktionen erlauben die Modellierung von Feineinstellungen, wie sie bei numerischer Optimierung auftreten oder welche als adaptive Vorrichtungen mechanisch realisiert werden können.

Hinzu kommt der Rumpf. Dieser ist, auch bei komplexen Formeinzelheiten, bei gegebenen Umrisslinien und zusätzlichen Forderungen an lokale

Eigenschaften durch einen Satz geeigneter Funktionen modellierbar.

Neben Tragflügel und Rumpf ist der Übergang (Filets) zwischen diesen Komponenten von wesentlicher Bedeutung für die aerodynamische Qualität des Flugzeugs. In der hier entwickelten Software sind daher Optionen vorgesehen, diesen Übergang in allen Einzelheiten zu gestalten.

Flügel-Rumpfkonfigurationen bilden die Grundlage des Vorentwurfs. Zur Vervollständigung der Konfiguration können aber mit denselben Funktionen (für Flügel oder Rumpf) auch Triebwerke (Pylons und Nacelles), Flap Track Fairings und das gesamte Leitwerk erzeugt werden. In [6] und [7] werden die Basisfunktionen illustriert und Beispiele für vollständige Konfigurationen gezeigt.

Attraktiv für den zukünftigen Anwender dieser Methode zur Formgeneration ist eine neue Version des Geometriegenerators mit einem in der Sprache C++ programmierten Berechnungsteil und einem in Java geschriebenen und mit einer komfortablen graphischen Benutzeroberfläche ausgestatteten Eingabeprogramm. Durch den intuitiv erfaßbaren Aufbau des Eingabeprogrammes soll der Einstieg in diese Formgebungsmethode erleichtert und auch weniger erfahrenen Anwendern die Nutzung des Programms ermöglicht werden. Aus den im wesentlichen über die Maus, wahlweise aber auch die Tastatur, einzugebenden charakteristischen zweidimensionalen Kurven werden die Parameter gewonnen, aus denen das Berechnungsprogramm einen dreidimensionalen Körper generiert. Dabei erzeugt das Eingabeprogramm eine Eingabedatei für das Berechnungsprogramm, die zu alten Versionen kompatibel ist. Die Verwendung desselben Formats stellt zum einen die Kompatibilität zu älteren Versionen sicher, erleichtert den Umstieg und erlaubt einen einheitlichen Einsatz in MDO-Verfahren. Die Trennung von Eingabe- und Berechnungsprogramm, sowie die Verwendung plattformunabhängiger Sprachelemente erlauben zudem den Einsatz auf allen gängigen Workstation-Typen, und sogar auf PC's, bei minimalem Wartungs- und Portierungsaufwand. Hierfür ist im wesentlichen die Verwendung der Sprache Java verantwortlich, die sehr gut zur Gestaltung von Benutzeroberflächen geeignet ist. Sie unterstützt außerdem die Möglichkeit, das Verfahren in Teilen oder als Ganzes als Dienstleistungsprogramm im World Wide Web des Internets anzubieten.

Es ist zu erwarten, daß die Entwicklungszeit vollkommener neuer Konfigurationen unter Verwendung

des graphischen Eingabeprogrammes drastisch sinken wird und vor allem der ungeübte Benutzer zu einer höheren Qualität gelangt. Dies wird unter anderem dadurch erreicht, daß der Benutzer durch Einschränkung auf den gültigen Parameterraum und das Festlegen bestimmter Eigenschaften, wie etwa der Krümmungstetigkeit entlang bestimmter Kurven, weniger Fehler machen kann, als bei der rein zahlengesteuerten Eingabe. Weiterhin kann das Eingabeprogramm als Kontroll- und Dokumentationswerkzeug für den Geometriegenerator genutzt werden. Das im folgenden illustrierte Beispiel eines generischen Transportflugzeugs ist z.T. mit dieser Software erstellt worden.

Beispiel: Versuchsträger für die Adaptronik

In Zusammenarbeit mit der Luftfahrtindustrie wurde die Funktionalität des Geometriegenerators in den vergangenen Jahren auf die Erfordernisse einer Hochdeckerkonfiguration erweitert [8]. Diese vor allem den Flügel - Rumpfübergang betreffende Aufgabe hat zur Definition einer Konfiguration geführt, welche sich - ausser zu CFD Validierungsaufgaben - auch als Modell experimenteller Untersuchungen mit adaptiven Bauteilen eignet. Hier soll theoretisch durch Optimierungsstrategien und experimentell durch modulare und adaptive Bauteile der Strömung ein grösserer Auftriebsanteil im Flügelwurzelbereich abgerungen werden.

Die aus diesen Erwägungen entstandene Konfiguration **DLR-F9** soll dazu dienen, allen beteiligten Bereichen der theoretischen, numerischen und experimentellen Bearbeitung als ein genau definier-

tes, anspruchsvolles und praxisrelevantes Beispiel zur Verfügung zu stehen. Wie eingangs unter CAD, CFD und MDO erwähnt, sind dies verschiedene Arbeitsgruppen, welche mit Daten einer Quelle arbeiten sollten - hier eben den Resultaten des Geometriegenerators.

Im **Bild 1** ist die Hochdeckerkonfiguration im 1x1m Transsonischen Windkanal Göttingen (TWG) dargestellt. Dabei wird ein Flugzeugmodell von 1.2m Spannweite verwendet um den interessierenden Bereich der speziellen Untersuchungen - die Strömung im Flügelwurzelbereich - möglichst gross zu gestalten. Dadurch werden "Stutzflügel" notwendig, von welchen wir verlangen, dass die verkürzte Form die lokale Strömung im Wurzelbereich nicht beeinflusst. Dies wird durch Endscheiben am Stutzflügel erreicht, welcher am verbleibenden Flügel die Auftriebsverteilung erhalten soll, wie weiter unten erklärt wird.

Bild 2 zeigt Stationen am Weg von der Geometrieerstellung zur Konstruktionszeichnung: Die interaktive Version des Geometriegenerators erlaubt eine graphische Darstellung gewählter Funktionen und schafft Daten, welche nachfolgend die Erstellung eines CATIA Datensatzes für die numerisch gesteuerte Fräsung des Modells ermöglicht.

Als Austauschformat wird hierfür der IGES-Standard [9] verwendet. In Zukunft soll der Datentransfer sowohl für CAD-, als auch für CFD-Weiterverarbeitung zwecks besserer Kontrolle über die Flächeneigenschaften über eine interne IGES-Schnittstelle erfolgen.

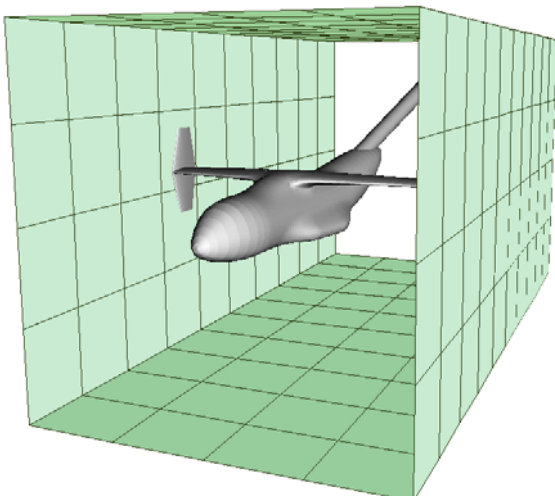


Bild 1

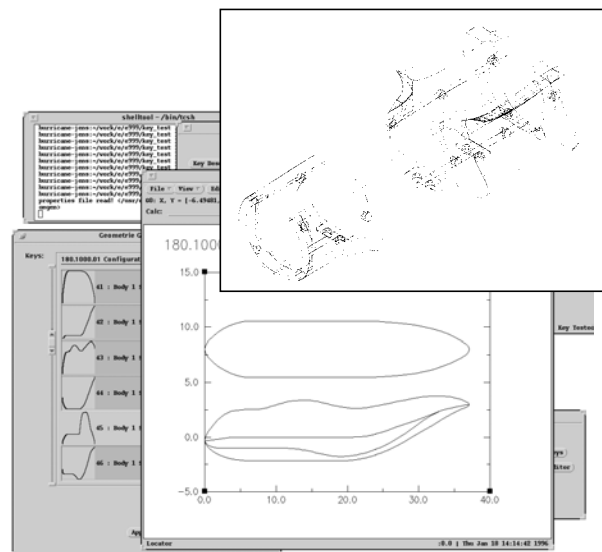


Bild 2

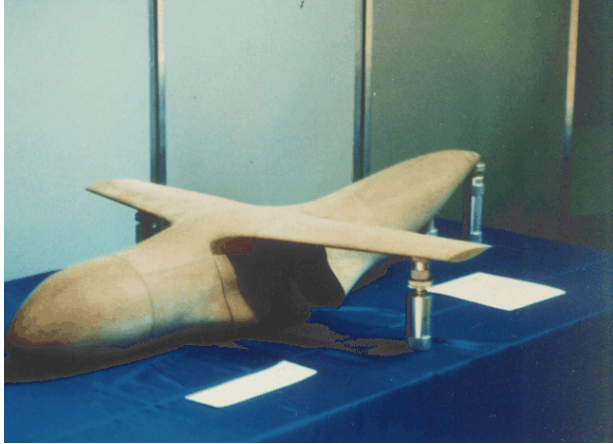


Bild 3

Bild 3 zeigt das Ergebnis einer Probefräsung in Kunststoff. Die mathematisch exakt vorgeschriebene Form der Flügelwurzel stellte grosse Anforderungen sowohl an CATIA, als auch an die Fertigkeit der Modellwerkstatt.

Für eine CFD Analysis erstellt das Verfahren ICEM CAD/CFD Tetra [10] aus den Geometriedaten ein unstrukturiertes 3D Raumnetz aus Tetraedern: **Bild 4** zeigt Netzlinien in der Symmetrieebene und auf der Rumpfoberfläche. Dieses Netz besteht aus 0.5 Mill. Rechenpunkten, welche 2.5 Mill. Tetraeder bilden.

Auf diesem Rechennetz wurde durch Lösung der Eulergleichungen eine numerische Simulation mit dem DLR - τ -Code [11] durchgeführt. Dieser dreidimensionale unstrukturierte Code ist ein finites Volumen Schema zur Lösung der Euler- oder Reynolds gemittelten Navier-Stokes Gleichungen.

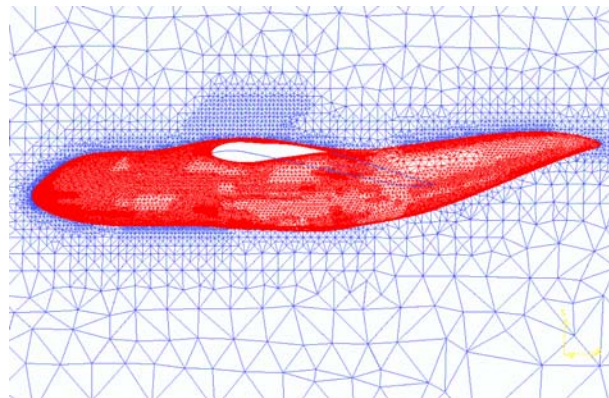


Bild 4

Eine duale Netztechnik wird verwendet um Kontrollvolumen zu generieren, daß sie die Punkte des Ausgangsnetzes umhüllen. Die Grenzflächen der Kontrollvolumen werden dabei durch die Mittelpunkte der Zellen, der Zellflächen und der Zellkanten des Ausgangsnetzes definiert. Somit besteht ein Kontrollvolumen aus mehreren Oberflächenfacetten. Jede dieser Facetten kann einer Kante der Ausgangszellen zugeordnet werden, die jeweils zwei Netzpunkte verbindet. Die Strömungsvariablen werden in diesen Netzpunkten abgespeichert. Diese kantenbasierte Datenstruktur benötigt zum einen wenig Speicher, zum anderen ist sie unabhängig von den Zelltypen des Ausgangsnetzes, so daß der Strömungslöser auf hybriden Netzen rechnen kann. Die verschiedenen Zelltypen müssen lediglich im 'Preprocessing' berücksichtigt werden. Momentan werden Tetra- und Pentaeder unterstützt. Pentaeder werden eingesetzt um in viskosen Rechnungen durch entsprechende 'Aspect-Ratios' der Zellen eine effektive Auflösung der wandnormalen Gradienten zu gewährleisten.

Zur Diskretisierung der viskosen Flüsse werden zentrale Differenzen verwendet. Die konvektiven Flüsse können wahlweise durch zweite Ordnung Upwind-Verfahren (Roe- oder AUSM-Typ Riemannlöser) mit TVD-Eigenschaft oder durch zentrale Diskretisierung mit künstlicher Dissipation bestimmt werden. Zur Berechnung turbulenter Strömungen werden gegenwärtig Turbulenzmodelle implementiert. Zur Diskretisierung der zeitlichen Gradienten wird ein Runge-Kutta Schema verwendet. Zur Beschleunigung der Konvergenz gegen stationäre Lösungen werden lokale Zeitschritte und ein Mehrgitterverfahren eingesetzt, welches die verschiedenen Netzlevel durch Agglomeration der Kontrollvolumen automatisch erzeugt.

Den Rechnungen mit verschiedenen CFD Verfahren folgen Experimente im Transsonischen Windkanal Göttingen (TWG). Die Entwicklung der Entscheidungstechnologie stellt eine eigene Aufgabe an zu adaptierenden Komponenten dar, ihre erfolgreiche Bewältigung wird dazu beitragen, in kleinen Windkanälen spezielle Untersuchungen an bestimmten lokalen Phänomenen machen zu können, ohne eine zu starke Verfälschung durch Wandeinflüsse fürchten zu müssen. Die Auslegung der Endscheiben wird durch ein spezielles Aerodynamik - Expertensystem für den transsonischen Profilentwurf unterstützt. Dabei wird auf der Basis eines 2D Euler verfahrens mit gekoppelter Grenzschichtrechnung und der "simple sweep theory" eine dreidimensionale konturierte Fläche gewonnen [12]. Diese Stromfläche dient als Basis für die Endscheibengeometrie.

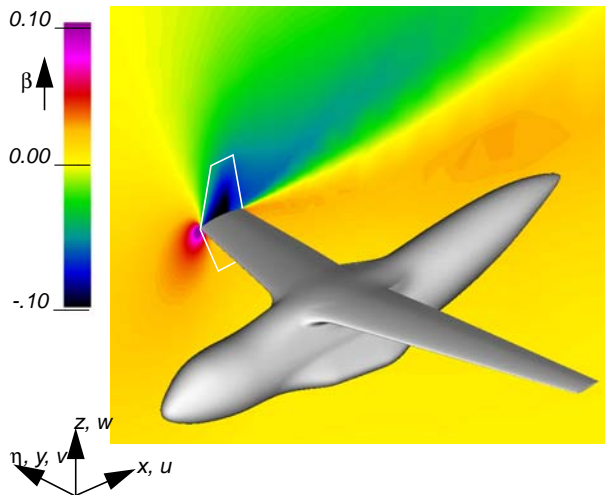


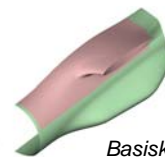
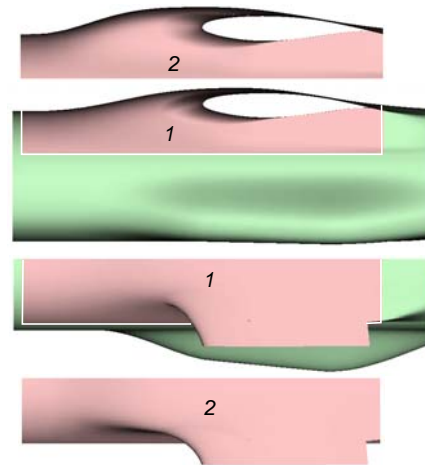
Bild 5

Da eine Vielzahl von Anstellwinkeln und Machzahlen zu berücksichtigen ist, ist hier die Schnelligkeit des Expertensystems ein wichtiger Parameter bei der Auslegung adaptiver Komponenten.

Gleichzeitig liegen dazu erste Ergebnisse der CFD Simulation mit DLR - τ vor. Die Rechnungen dienen der Konstruktion und Adaptation der Endscheiben, womit trotz Stützflügel die Strömungsqualität im Rumpfbereich annähernd jener bei vollständigem Flügel gleichen soll. In **Bild 5** ist die Strömungsrichtung quer zu der Ebene der anzubringenden Endscheibe (bei $\eta = 60\%$ der Flügelspannweite) ausgewertet und dargestellt.

Das Modell DLR-F9 ist für Untersuchungen mit adaptiven Komponenten am Rumpf und Flügelansatz besonders geeignet, weil die im Modell notwendigerweise anzuordnenden Servoeinrichtungen der Adapttronik hier genug Platz im Rumpf finden. In einem ersten Schritt werden verschiedene Einsätze der Rumpfoberseite numerisch und experimentell untersucht, um das Potential möglicher Verbesserungen abschätzen zu können. **Bild 6** zeigt den Bereich dieser Einsätze: Als Alternative zu einem "Fillet 1" wird eine Rumpfaufdickung mit "Fillet 2" weit vor dem Tragflügel versucht. Details dieser Illustration zeigen, dass bei der Geometriedefinition mit Variationen hier sowohl das Fillet als auch die Rumpfddefinition beteiligt sind: Auf diese Weise kann der Flügelansatz weit vorgezogen werden, was einer angestrebten (aus der transsonischen 'area rule' folgenden) verbesserten Querschnittsverteilung in axialer Richtung entspricht.

In einem weiteren Schritt wird einer dieser Einsätze mit einer flexiblen Kontur versehen, wobei elastisch-



Basisconfiguration (Fillet 1)

Modifikation (Fillet 2)

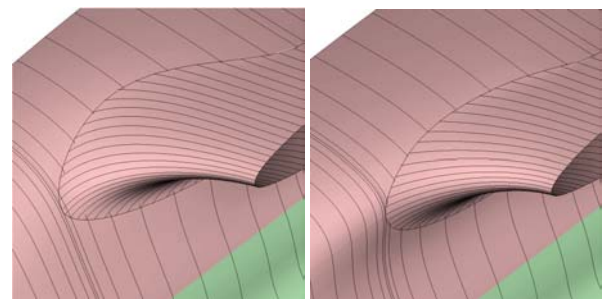


Bild 6

pneumatische Elemente ebenso wie sog. 'smart materials' zur Anwendung kommen sollen. Diese Formänderungen werden auf das Rumpfdach zwischen den Flügelansätzen begrenzt sein. Über den Versuchsträger DLR-F9 und Resultate aus CFD, Experiment und deren Kopplung durch adaptive Komponenten wird zu gegebener Zeit berichtet.

Zusammenfassung und Ausblick

Der gegenwärtige Stand der Möglichkeiten, mit unseren Verfahren der Geometriedefinition zur Lösung anwendungsorientierter Aufgaben der Aerodynamik beizutragen, wurde am Beispiel des neuen Versuchsträgers DLR-F9 gezeigt. Diese Konfiguration ist durch parametrisch variierbare Definition ihrer Komponenten für aerodynamische Optimierung geschaffen und Experimente mit adaptiven Bauteilen stellen dazu ein mechanisches Gegenstück dar.

Neben dieser Anwendung des Geometriegenerators werden neue informatische Methoden für eine Wei-

terentwicklung der Software nutzbar gemacht. Vernetzte Rechner, schnelle Visualisierungsmethoden und kooperatives Arbeiten auf Datennetzen werden Vorentwurfsstudien stark beschleunigen und einen Parallelbetrieb von Experiment und schnellen numerischen Analysen ermöglichen.

Conf. Proc. CP 578, (1995)

12. Zores, R., Sobieczky, H.: Auslegung von End-scheiben in kleinen Windkanälen. Beitrag AG-STAB Tagung Göttingen, Nov. 1995

Schrifttum

1. Sobieczky, H.: Theoretical Knowledge Base for Accelerated Transonic Design. AIAA-96-2115 (1996).
2. Sobieczky, H.: Geometry Generation for Transonic Design. Recent Advances in Numerical Methods in Fluids, Vol. 4, Ed. W.G. Habashi, Swansea: Pine-ridge Press, pp. 163-182 (1985)
3. Sobieczky, H., Fung, K-Y., Seebass A. R., Yu, N. J.: New Method for Designing Shock-free Transonic Configurations. AIAA Journal Vol. 17, No. 7, pp. 722-729 (1979)
4. Fung, K-Y., Sobieczky, H., Seebass A. R.: Shock-free Wing Design. AIAA Journal Vol. 18, No. 10, pp. 1153-1158 (1980)
5. Sobieczky, H., Seebass, A. R.: Adaptive Airfoils and Wings for Efficient Transonic Flight. ICAS paper 80-11.2 (1980)
6. Sobieczky, H., Stroeve, J.: Generic Supersonic and Hypersonic Configurations, AIAA-91-3301CP, (1991)
7. Sobieczky, H., Choudhry, S. I., Eggers, Th.: Parameterized Supersonic Transport Configurations. Proc. 7th European Aerospace Congress, Toulouse 25-27 Oct. '94 (1994)
8. Sobieczky, H.: Geometriedefinition für ein Transportflugzeug. DLR IB 221-92 C 32 (1992)
9. Smith, B. et al.: Initial Graphics Exchange Specification (IGES) Version 4.0. US Dept. of Commerce publication NBSIR 88-3813, (1988)
10. ICEMTM CFD/CAE Manual set, Version 3.1.2.1, Reference manual by Control Data, (1993)
11. Friedrich, O., Hempel, D., Meister, A., Sonar, Th.: Adaptive Computation of Unsteady Flow Fields with the DLR-t-Code. 77th AGARD FDP Meeting