

Mitteilung

Fachgruppe: Transportflugzeugkonfigurationen

Erweiterung des inversen 3D Flügel Entwurfsverfahrens für Anwendungen im Bereich der Verschneidung Flügel-Rumpf

Thade Gruner¹, Thomas Streit²

¹TU Braunschweig, Universitätspl. 2, 38106 Braunschweig, Deutschland, t.gruner@tu-braunschweig.de

²DLR, Lilienthalplatz 7, D-38108 Braunschweig, Deutschland, th.streit@dlr.de

Das dreidimensionale inverse Entwurfsverfahren für transsonische Tragflügelgeometrien des DLR ermöglicht den Entwurf immer leistungsstärkerer und effizienterer Tragflügel. Nach der Vorgabe einer Zieldruckverteilung kann automatisiert zu einer dazugehörigen Geometrie gefunden werden. In der Prozesskette des Entwurfsverfahrens wird im inversen Modul aus der gegebenen Druckdifferenz zwischen der Druckverteilung der aktuellen Geometrie und der vorgegebenen Zieldruckverteilung die notwendige Geometriemodifikation iterativ berechnet [1],[2]. Die Druckverteilung der aktuellen Geometrie wird hier durch RANS-Lösungen bestimmt. Durch den starken dreidimensionalen Charakter der Strömung im Bereich des Übergangs vom Flügel zum Rumpf des Flugzeuges ist die Zieldruckverteilung nur durch Profilierung schwer zu erreichen. Es ist zu vermuten, dass auch Geometriemodifikationen der Verschneidungslinie von Flügel und Rumpf in spannweitischer Richtung zu der gewünschten Zieldruckverteilung führen können. Das inverse Entwurfsverfahren wird deshalb so erweitert, dass die berechneten Geometriemodifikation, zusätzlich zur Richtung innerhalb der Profilebene, anteilig in spannweitischer Richtung aufgeprägt werden können, um so im Bereich des Übergangs vom Flügel zum Rumpf eine Verbesserung im Entwurf von Flügelgeometrien zu erhalten.

Die Validierung der Verfahrensänderung erfolgt an einem konstruierten Beispiel. Es folgt ein Vergleich des originalen Verfahrens mit dem neu implementierten Verfahren.

Für alle Untersuchungen wurde eine strukturierte Diskretisierung der „ECOWING-Konfiguration“ [3] des DLR verwendet und die Strömungslösung mit dem Strömungslöser „Flower“ erzeugt.

Die Zieldruckverteilung für die Validierung wird durch eine vorgegebene Verschiebung der Verschneidungslinie von Flügel und Rumpf in spannweitischer Richtung erzeugt. Diese Verschiebung ist cosinusförmig und hat ihr Maximum an der Flügelvorderkante und wird in Richtung Hinterkante zu Null. Die Verschiebung der Verschneidungslinie und die Anpassung des Rechengitters sind in Abbildung 1a zu sehen. Abbildung 1b zeigt die Druckverteilungen der Ursprungsgeometrie und der modifizierten Geometrie bei 12,5% der Spannweite.

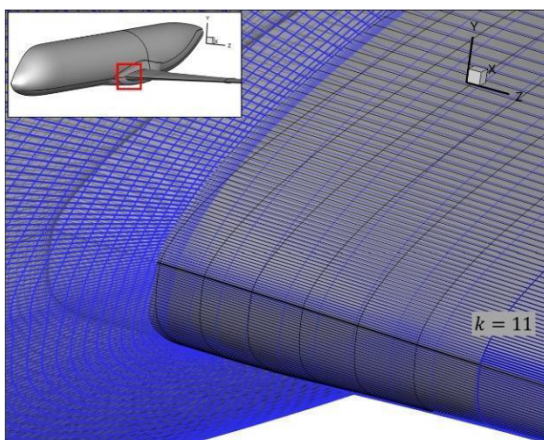


Abbildung 1a Deformation der Diskretisierung für die konstruierte Zieldruckverteilung [4]

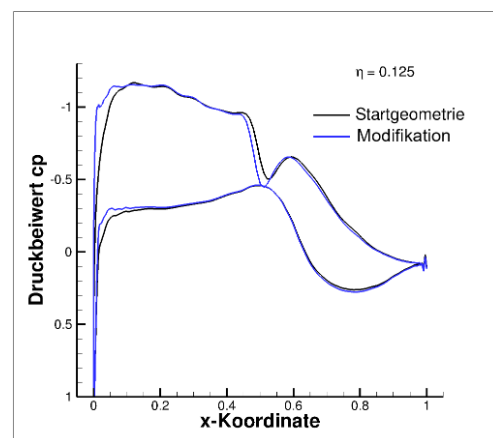


Abbildung 1b Druckverteilungen der Geometrien

Abbildung 2 zeigt das Ergebnis des modifizierten inversen Entwurfes nach Vorgabe der konstruierten Zieldruckverteilung, bei dem ausschließlich Geometriemodifikationen in spannweitischer Richtung zulässig waren. Bis auf einen kleinen Bereich an der Flügelvorderkante, ist das Verfahren in der Lage die vorgegebene Zieldruckverteilung sehr gut anzunähern. Auffällig ist, dass sich die erstellte Geometrie stark von der Geometrie der Zieldruckverteilung unterscheidet, obwohl sich die beiden Druckverteilungen stark ähneln.

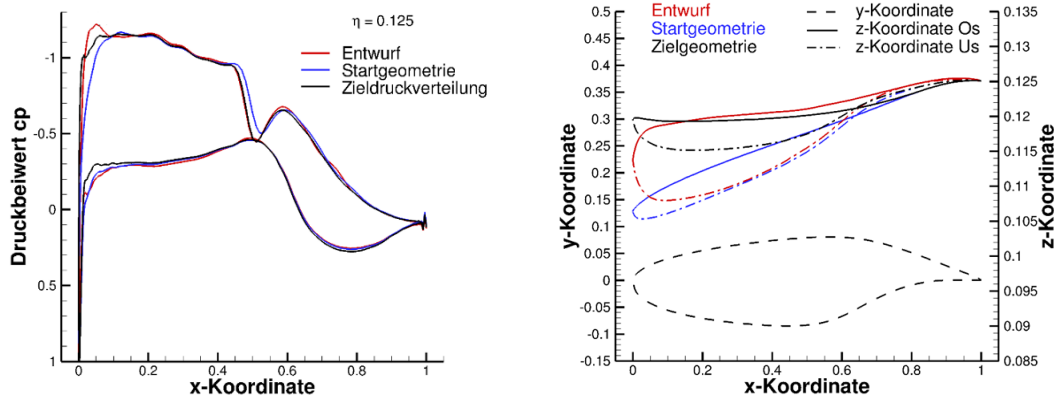


Abbildung 2 Ergebnis des Entwurfes in spannweitischer Richtung nach Vorgabe der konstruierten Zieldruckverteilung (links: Druckverteilung, rechts: Geometrie) [4]

Nachdem gezeigt wurde, dass das modifizierte inverse Entwurfsverfahren grundsätzlich konvergieren und Ergebnisse liefern kann, wird eine fiktive Druckverteilung als Zieldruckverteilung vorgegeben, die die Verdichtungsstoßposition im Bereich des Übergangs von Flügel zum Rumpf in Richtung Hinterkante verschiebt. Dabei werden die ursprüngliche Entwurfsmethode (Entwurf in y-Richtung), die modifizierte Entwurfsmethode (Entwurf in z-Richtung) und eine gemischte Entwurfsmethode (in der die Geometriemodifikationen in beide Koordinatenrichtungen aufgeprägt werden) verglichen (siehe Abbildung 3).

Hier stellt sich heraus, dass der Entwurf in z-Richtung besonders gut den vorgegebenen Verdichtungsstoß abbildet. Das ursprüngliche Verfahren kann das Druckniveau bei 20% der Profiltiefe und auch die Nachexpansion nach dem Stoß besser abbilden. Der gemischte Entwurf kombiniert die Vorteile des ursprünglichen und des modifizierten Verfahrens und liefert insgesamt das beste Ergebnis.

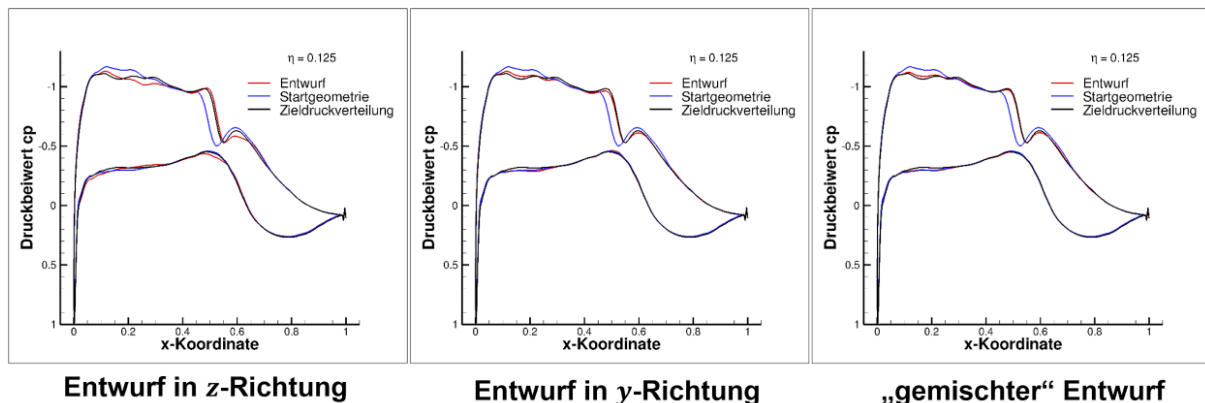


Abbildung 3 Vergleich der entworfenen Druckverteilungen nach Vorgabe einer Zieldruckverteilung mit anderer Verdichtungsstoßposition [4]

Neben den gezeigten Ergebnissen wurden weitere Beispiele untersucht und auch Untersuchungen bezüglich der Diskretisierung des Verfahrens durchgeführt. Hierzu werden Ergebnisse im Vollbeitrag gezeigt.

Es konnte gezeigt werden, dass eine Zieldruckverteilung im inversen Entwurf auch nur durch Modifikationen der Geometrie in spannweitischer Richtung erreicht werden kann. Das Ziel, das inverse Entwurfsverfahren des DLR zu erweitern, wurde damit erreicht und in Kombination mit dem ursprünglichen Verfahren konnte sogar eine Verbesserung in der Entwurfsqualität bewirkt werden.

Literatur

- [1] Streit, T. and Hoffrogge, C., "DLR transonic inverse design code, extensions and modifications to increase versatility and robustness", *Aeronautical J*, 2017, **121**, (1245), pp 1733-1757, <https://doi.org/10.1017/aer.2017.101>
- [2] Bartelheimer, W.: „Ein Entwurfsverfahren für Tragflügel in transsonischer Strömung“. Dissertation. Köln: Deutsche Forschungsanstalt für Luft- und Raumfahrt, 1996
- [3] Ruberte Bailo, J., Seitz, A., Streit, T., "Belly-Fairing Design Space Exploration for a Forward Swept Natural Laminar Flow Aircraft", 57th International Conference on Applied Aerodynamics, Bordeaux, France, March 1923.
- [4] Gruner, T., "Erweiterung des inversen 3D Flügel Entwurfsverfahrens für Anwendungen im Bereich der Verschneidung Flügel-Rumpf", Studienarbeit, 2024, DLR-IB-AS-BS2024-52