

**Zeitschrift:** Prisma : illustrierte Monatsschrift für Natur, Forschung und Technik  
**Band:** 6 (1951)  
**Heft:** 4

**Artikel:** "Leduc 0-10" : ein Flugzeug mit Antriebsrohr  
**Autor:** [s.n.]  
**DOI:** <https://doi.org/10.5169/seals-653786>

### **Nutzungsbedingungen**

Die ETH-Bibliothek ist die Anbieterin der digitalisierten Zeitschriften. Sie besitzt keine Urheberrechte an den Zeitschriften und ist nicht verantwortlich für deren Inhalte. Die Rechte liegen in der Regel bei den Herausgebern beziehungsweise den externen Rechteinhabern. [Siehe Rechtliche Hinweise.](#)

### **Conditions d'utilisation**

L'ETH Library est le fournisseur des revues numérisées. Elle ne détient aucun droit d'auteur sur les revues et n'est pas responsable de leur contenu. En règle générale, les droits sont détenus par les éditeurs ou les détenteurs de droits externes. [Voir Informations légales.](#)

### **Terms of use**

The ETH Library is the provider of the digitised journals. It does not own any copyrights to the journals and is not responsible for their content. The rights usually lie with the publishers or the external rights holders. [See Legal notice.](#)

**Download PDF:** 01.02.2025

**ETH-Bibliothek Zürich, E-Periodica, <https://www.e-periodica.ch>**

ist, die kartographischen Aufnahmen durch Flugzeuge jedoch durchgeführt werden sollen, müßte man bei geringen zusätzlichen Kosten die Flugbeobachtungen an den wenigen klaren Tagen aus 600 m Höhe vornehmen. Dabei könnte trotzdem eine einigermaßen sichere Abschätzung der Tierzahl erfolgen. Vervollständigte man dann diese Beobachtungsflüge durch Drei-Mann-Expeditionen an jene Punkte, wo größere Herden beobachtet wurden, dann

könnte bei verhältnismäßig geringen Kosten eine sichere Grundlage für die Diskussion eines eventuellen Totalschutzes geschaffen werden. Angemessen wäre, diese Untersuchungen jedes fünfte Jahr zu wiederholen, um die Entwicklung des Bestandes zu verfolgen. Erst auf diese Art dürfte man sich eine sichere Meinung bilden können, wie diese aus der Eiszeit überkommene Tierart am besten für künftige Geschlechter bewahrt werden könnte.

## „LEDOC 0-10“ EIN FLUGZEUG MIT ANTRIEBSROHR

DK 629.133

Bekanntlich wird im Geschwindigkeitsbereich der kompressiblen Strömung etwa von 950 km/h an die bis dahin in der Aerodynamik maßgebende Reynoldsche Zahl hinfällig. Dafür gewinnt eine andere Größe, die sogenannte Machsche Zahl<sup>1)</sup> an Bedeutung. Die eigentliche Grenze der inkompressiblen Strömung wird sogar schon bei  $M = 0,6$  (etwa 700 km/h) überschritten. In dem sogenannten Unterschallbereich (subsonischer Bereich) von  $M = 0,6$  bis  $0,85$  sind jedoch bei der Verwendung von dünnen Schnellflugprofilen und bei Beachtung bestimmter Faktoren (Prandtl-Faktor) noch die Gesetze der inkompressiblen Strömung anwendbar. Je näher man aber an den Schallbereich herankommt, um so unangenehmer machen sich Verdichtungsstöße bemerkbar, die ein Zeichen der kompressiblen Strömung sind und je nach Profilform senkrecht oder schräg in die Strömung ragen können. Sie bilden bei nicht laminaren Profilen eine Widerstandsmauer und haben einen gewaltigen Energieverbrauch sowie Auftriebsverlust zur Folge. Andererseits können sie aber im sogenannten Antriebsrohr (aerothermodynamisches Rohr, Athodyd, Statoreaktor) durch nachfolgende Verlangsamung der Strömung zur Verdichtung der für die Verbrennung benötigten Luft herangezogen werden. Daraus ergibt sich, daß von bestimmten Geschwindigkeiten an der Kompressor und die Turbine, welche die wesentlichen Bestandteile des heute gebräuchlichen Strahlantriebes, der Strahlurbine, darstellen, überflüssig werden.

Da das Antriebsrohr also keinerlei rotierende Teile mehr benötigt, stellt es das einfachste Strahltriebwerk dar, das derzeit denkbar ist. Im Prinzip besteht es aus einem Rohr, das sich hinter der Lufteintrittsöffnung im sogenannten Diffusor konisch erweitert und in die einen gleichbleibenden Durchmesser aufweisende Brennkammer übergeht. An der Übergangsstelle sind Brenner angeordnet. Hinter der Brennkammer verengt sich das Rohr zu einer Düse, um schließlich wieder in einen konischen Abstrahl diffusor auszumünden. Im Eingangsdiffusor wird die Geschwindigkeit der einströmenden

Luft unter gleichzeitiger Druckzunahme vermindert. Anschließend wird in der Brennkammer Kraftstoff eingespritzt und verbrannt. Durch den Verbrennungsvorgang erfolgt eine Temperatur- und Geschwindigkeitszunahme der Luft, während sich die Luftdichte wieder verringert. Die heißen Brenngase verlassen schließlich unter weiterer Beschleunigung die Brennkammer durch die Düse und treten über den Abstrahl diffusor ins Freie. Hierbei werden Schubkräfte abgegeben, welche dem Vortrieb dienen. Sobald die Brenngase mit einer Geschwindigkeit ausströmen, die größer als die Schallgeschwindigkeit ist, entsteht beim Lufteintritt vor dem Diffusor ein senkrechter Verdichtungsstoß. Bei der nachfolgenden Verlangsamung der Strömung im Diffusor, in dem Unterschallströmung herrscht, erhält man bereits bei relativ niedrigen Machzahlen verhältnismäßig günstige Kompressionswerte, die mit zunehmender Geschwindigkeit rasch anwachsen.

Das erste Flugzeug, welches mit einem solchen Antriebsrohr versehen war, wurde schon im Jahre 1933 von dem französischen Ingenieur René Leduc verwirklicht. Diese Maschine sowie der 1937 entwickelte Vorgänger der jetzigen „Leduc 0-10“ kamen jedoch infolge der Kriegereignisse nicht mehr zum Fliegen. Die eigentlichen Flugversuche konnten erst 1946 aufgenommen werden und im April 1949 konnte eine Höhe von 11.000 m, eine Höchstgeschwindigkeit (bei halber Kraft) von 950 km/h und Steiggeschwindigkeiten um 20 m/sec erzielt werden. Das Antriebsrohr blieb jeweils maximal 20 Minuten in Betrieb und ließ sich während des Fluges anstandslos mehrmals ein- und ausschalten.

Das Leducsche Antriebsrohr dürfte besonders bei Überschallgeschwindigkeiten allen anderen Strahltriebarten hinsichtlich des spezifischen Treibstoffverbrauches überlegen sein. Der Konstrukteur hofft mit solchen Antriebsrohren einen thermischen Wirkungsgrad von 65% erzielen zu können! Theoretisch müßten sie in 30.000 m Höhe Geschwindigkeiten von 4000 bis 5000 km/h ermöglichen. Die Reichweite würde in diesem Falle bei Mitführen einer Brennstoffmenge, die 50% des Gesamtgewichts der Maschine ausmacht, 8000 km betragen.

<sup>1)</sup> Mach-Zahl  $M = \text{Eigengeschwindigkeit} / \text{Schallgeschwindigkeit}$