

# DER RAKETENANTRIEB FÜR FLUGZEUGE

Dr. Ing. Eugen Sänger, ger. beeid. Sachverständiger für Flugzeugbau in Wien

Der Raketenantrieb für Flugzeuge ist keine Verbesserung des Luftschraubenantriebes. Er kann nicht daran denken, den Luftschraubenantrieb zu ersetzen oder zu verdrängen, denn die Anwendungsgebiete beider Antriebsarten liegen in ganz verschiedenen Räumen.

Wohl arbeiten beide nach denselben physikalischen Grundgesetzen, denn beim Antrieb stützt sich das Luftschraubentriebwerk auf den Luftstrahl durch den Propeller, das Raketenantriebwerk auf den Feuergasstrahl durch die Düse, in beiden Fällen sind also Luftstrahl, beziehungsweise Gasstrahl die treibenden Elemente (Abb. 1 und 2).

Aber schon in diesem gemeinsamen physikalischen Grundbild wird der wesentlichste Unterschied deutlich:

Um eine gewünschte Triebkraft zu erzeugen, schleudert das Schraubentriebwerk große Luftmassen mit geringer Geschwindigkeit nach rückwärts. Die Luftmassen werden aus der Umgebung des Flugzeuges angefaugt und, der geringen Geschwindigkeit entsprechend, mit geringem Energieaufwand, also recht wirtschaftlich, beschleunigt.

Um dieselbe Triebkraft zu erzeugen, schleudert das Raketenantriebwerk sehr kleine Gasmassen mit sehr großen Geschwindigkeiten nach rückwärts. Die Gasmassen entstehen durch die Verbrennung der an Bord mitgeführten Kraftstoffe, entsprechend der hohen Feuergasgeschwindigkeit ist der Energieaufwand beim Antrieb ein sehr hoher.

Da im Flugzeug aus Gewichtsgründen nur ein beschränkter Vorrat an energiependenden Kraftstoffen mitgeführt werden kann, reicht das sparfame Schrau-

bentriebwerk damit sehr lang, das wüftende Raketenantriebwerk nur kurze Zeit.

Das Raketenantriebwerk kann daher grundsätzlich nur als kurzzeitiger Antrieb verwendet werden.

Hier setzt aber ein entscheidender Vorteil des Raketenantriebwerkes ein: Die Umwandlung der Heizenergie des Benzins in die lebendige Energie des Propellerstrahles erfolgt im Flugzeug über Vergaser, Ventile, Zylinder, Zündung, Kolben, Pleuellstangen, Kurbelwelle, Untersetzungsgetriebe, Luftschraube usw. mit noch zahlreichen Nebenapparaten.

Dieser weite Energieweg macht den Vorgang verlustreich, daher der geringe Wirkungsgrad von etwa 30 Prozent des Flugmotors, und die ganze Anlage sehr schwer, daher ein Motorgewicht von bestenfalls ein Kilogramm für je ein Kilogramm Triebkraft an schnellen Flugzeugen.

Die Umwandlung der Heizwertenergie der Raketenkraftstoffe in die lebendige Energie des Feuergasstrahles erfolgt im Raketenantriebwerk durch Einpressen der Kraftstoffe in den Verbrennungsraum, stetige Verbrennung und Ausströmung durch die Feuerdüse.

Dieser kurze und gewalttame Energieweg ergibt hohe Wirkungsgrade von etwa 70 Prozent und außerordentlich geringe Gewichte der ganzen Anlage, so daß nach den Bauverfahren des Verfassers eine Triebkraft von 10 bis 50 Kilogramm auf ein Kilogramm Triebwerksgewicht kommt.

Ein Raketenmotor von gleichem Gewicht wie das gewöhnliche Propellertriebwerk in ein Flugzeug eingebaut, kann also seinen Antrieb wohl nur durch

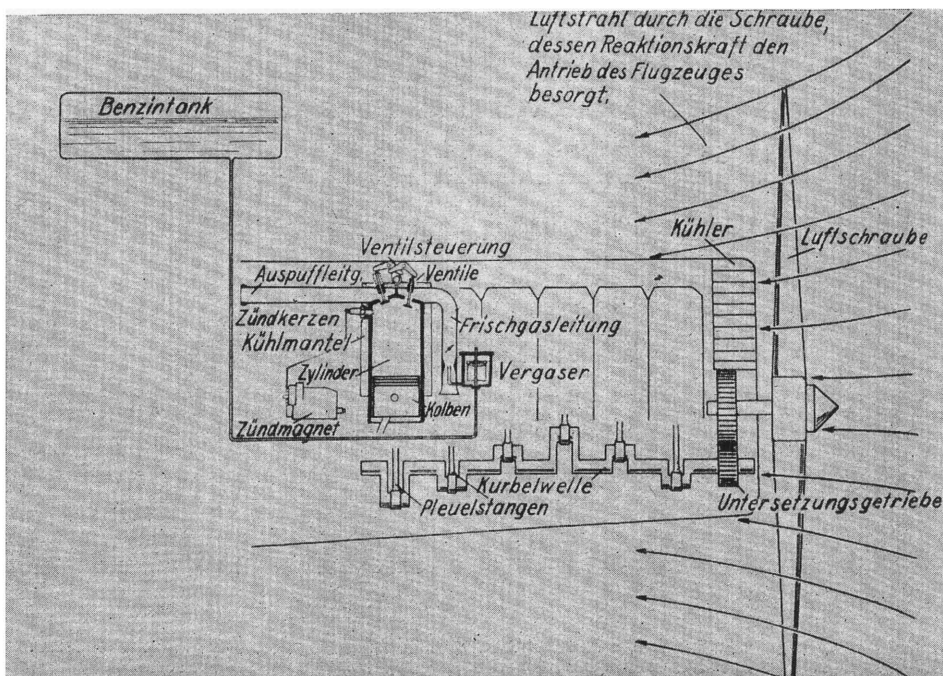


Abb. 1

Schematische Darstellung eines Propellertriebwerkes mit den wichtigsten Bestandteilen

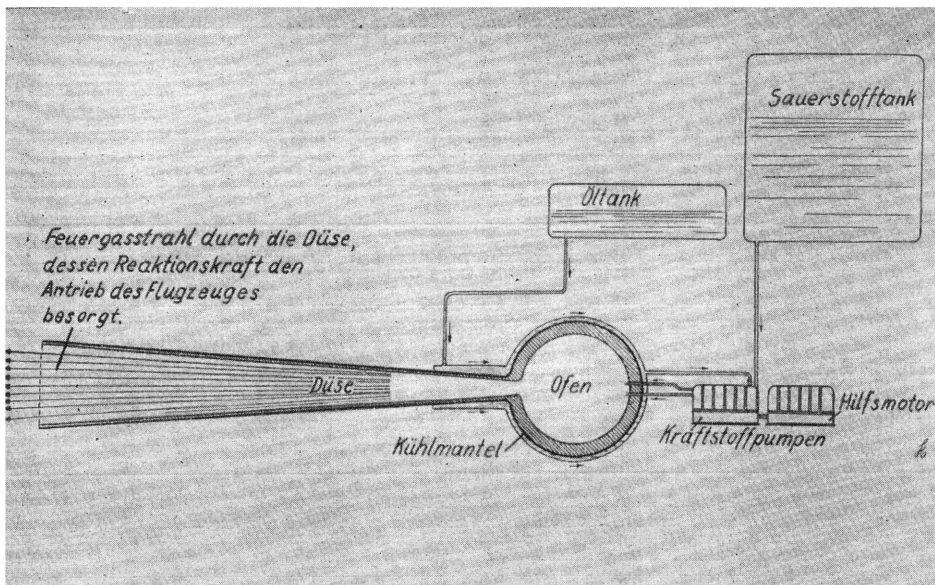


Abb. 2  
Schematische Darstellung des Raketentriebwerkes mit den wichtigsten Bestandteilen

kurze Zeit wirken lassen, diese Antriebskraft kann aber zehn- bis fünfzigfach größer sein als jene des Propellers.

Damit kristallisiert sich in aller Schärfe das Verwendungsgebiet des Raketenantriebes für kurzzeitige Gewaltleistungen.

Aber noch mehr: Aus den Propellertriebwerken erhält man ein Kilogramm Triebkraft je ein Kilogramm Triebwerksgewicht bei den heute als hoch geltenden Fluggeschwindigkeiten.

Beim italienischen Weltrekordflug über 700 Stundenkilometer betrug die Triebkraft nur mehr etwa 0,5 Kilogramm je ein Kilogramm Triebwerksgewicht und würde weiterhin mit wachsender Fluggeschwindigkeit immer kleiner werden, entsprechend dem mechanischen Gesetz, daß die gegebene, konstante Leistung aus dem Produkt Triebkraft mal Geschwindigkeit besteht, also bei Vergrößerung des einen Faktors (Geschwindigkeit) der andere Faktor (Triebkraft) entsprechend kleiner werden muß, damit das Produkt gleich bleibt.

Es ist dies für eine weitere Steigerung der Fluggeschwindigkeiten sicher keine angenehme Aussicht und einer der Hauptgründe für die geringfügigen Fortschritte trotz der ungeheuren aufgewendeten Mittel.

Dagegen ist die Triebkraft des Raketentriebwerkes unabhängig von der Fluggeschwindigkeit und vermindert sich auch bei den allergrößten Fluggeschwindigkeiten nicht im geringsten.

Der innere Grund zu dieser bemerkenswerten Tatsache liegt darin, daß die abgestoßenen Gasmassen nicht aus der Umgebung des Flugzeuges angefaugt, sondern von vornherein im Flugzeug mitgeführt werden, so daß der Antriebsvorgang von der äußeren Luft und deren Geschwindigkeit ganz und gar unabhängig ist.

Die gewichtsmäßige Überlegenheit des Raketentriebwerkes gegenüber dem Propellertriebwerk vervielfacht sich daher mit zunehmender Fluggeschwindigkeit noch und wird dort am größten, wo das Propellertriebwerk wegen der beschränkten Drehzahlen der Luftschrauben, wegen des Versagens der Kühl-

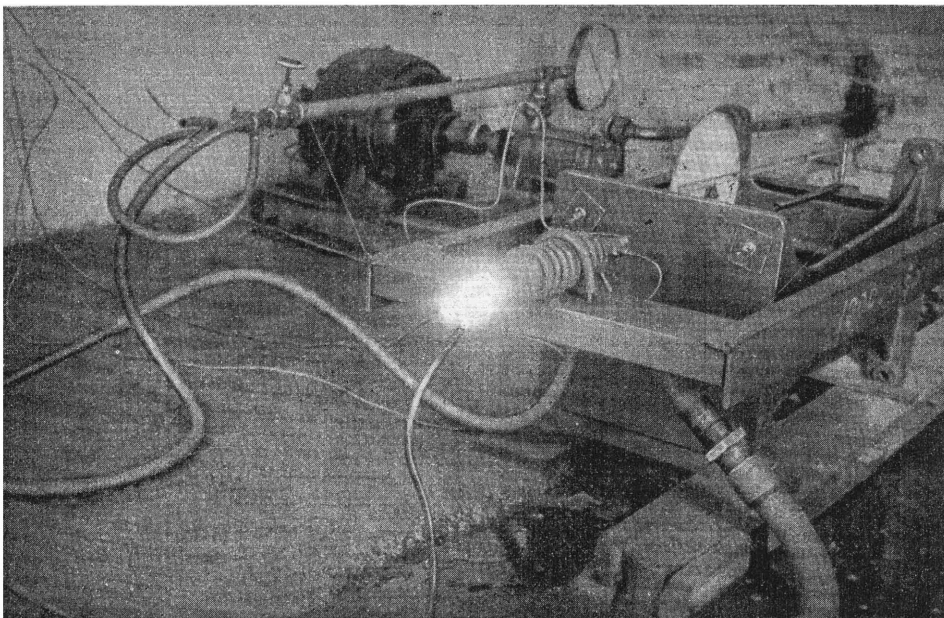


Abb. 3  
Bremsstandversuch mit laufendem Raketentriebwerk

anlage ufw. überhaupt nicht mehr mitkommt, also bei Fluggeschwindigkeiten von 1000 Stundenkilometern und darüber.

Der Raketentriebwerk ist also das ausgesprochene Triebwerk für den Hochgeschwindigkeitsflug.

Zugleich verliert dabei die Kurzzeitigkeit der Wirkung des Motors an Bedeutung, da im Hochgeschwindigkeitsflug in der gegebenen festen Betriebszeit eben beträchtlich größere Strecken zurückgelegt werden als bei normalen Fluggeschwindigkeiten.

Eine sehr wesentliche Steigerung der Fluggeschwindigkeiten, zum Beispiel über 1000 Stundenkilometer, kann man allerdings auch mit dem besten Triebwerk in Bodennähe nicht erreichen, da sonst die Start- und Landegeschwindigkeiten zu groß würden und die Flugicherheit in Frage stellen. Diese Ultrageschwindigkeiten werden sich nur in der Stratosphäre verwirklichen lassen, in Höhen über 20 Kilometer, in die kein Flugzeug mit Luftschraubenantrieb vorzudringen vermag.

Dabei kommt eine weitere grundsätzliche Eigenschaft dem Raketentriebwerk zu Hilfe: die Unabhängigkeit seiner Triebkraft nicht nur von der Fluggeschwindigkeit, sondern auch von der Luftdichte und Flughöhe.

Während das Schraubentriebwerk die umgebende Luft in dreifältiger Hinsicht zu seiner Wirkung braucht: ihren Sauerstoffgehalt zur Verbrennung des Benzins, ihre Masse zur Erzeugung des antreibenden

Schraubenstrahles und ihre Wärmeaufnahmefähigkeit zur Kühlung des Motors, beforgt das Raketentriebwerk alle diese Funktionen mit den eigenen Kraftstoffen und hängt damit vom Vorhandensein der äußeren Luft nicht mehr ab.

Wenn also die Triebkraft der Propellertriebwerke in Flughöhen über 15 Kilometer trotz Kompressoren und Abgasturbinen hoffnungslos erlahmt, beginnt dort das Raketentriebwerk mit unverminderter Triebkraft seine Vorteile bei den großen möglichen Fluggeschwindigkeiten voll zu entfalten.

Damit sind die Arbeitsgebiete beider Antriebsarten des Flugzeuges aus ihren physikalischen Bedingungen reinlich geschieden: das Schraubentriebwerk als wirtschaftlicher Dauerantrieb für Fluggeschwindigkeiten unter 1000 Stundenkilometer und Flughöhen unter 20 Kilometer, das Raketentriebwerk als kurzzeitiger Höchstleistungsantrieb für außerordentliche Steigleistungen, für Fluggeschwindigkeiten über 1000 Stundenkilometer und Flughöhen über 20 Kilometer.

Von diesen grundsätzlichen Erwägungen wurde ausgegangen, als vor mehreren Jahren an der Wiener Technischen Hochschule und mit weitgehender Unterstützung derselben (besonders von Seite des Verbandes der Freunde der Technischen Hochschule) die Arbeiten zur Entwicklung des Raketentriebwerks begannen.

Aus dem ersten Problem, der Wahl der zweckmäßigsten Kraftstoffe, entwickelten sich in der Folge die Konstruktionsgrundsätze des Motors.

Soll die Verbrennung des Brennstoffes unabhängig vom Sauerstoff der umgebenden Luft vor sich gehen, eine aus baulichen und betrieblichen Gründen von vornherein feststehende Forderung, so muß der nötige Sauerstoff an Bord mitgeführt und bereitgehalten werden, wie dies bei Pulverraketen seit je üblich war.

Die aus Gewichtsgründen beschränkte Kraftstoffladung verlangt Kraftstoffe von größter Energiekonzentration, in deren unmittelbarer Folge außergewöhnliche Verbrennungstemperaturen und Auspuffgeschwindigkeiten auftreten.

Während die Temperaturen der Pulververbrennung nicht wesentlich über 3000 Grad Celsius gehen und demgemäß die Auspuffgeschwindigkeiten und Leistungen in engen Grenzen bleiben, sind aus den Arbeiten der Ballistiker Gemische von Kohlenwasserstoffen mit flüssigem Sauerstoff bekannt, deren Verbrennungstemperaturen über 6000 Grad Celsius steigen<sup>1</sup>, offenbar unter nur geringem Feuergaserfall, und deren Auspuffgeschwindigkeiten demgemäß gegen 4000 Sekundenmeter zu erwarten waren. Derartige Gemische boten überdies den Vorteil, daß ihre Bestandteile (zum Beispiel Dieselöl und flüssiger Sauerstoff) getrennt getankt werden konnten, also für sich vollständig harmlose Stoffe darstellen, und daß ihre Vermischung erst im Verbrennungsraum vollständig stetig in aller kleinsten Mengen erfolgt, die jeweils nach ihrer Berührung sogleich verbrennen.

Dadurch konnte jede Gefahr einer unbeherrschbaren Verbrennung oder Explosion von vornherein ausgeschaltet werden. Die Verbrennungstemperatur selbst überstieg allerdings die Schmelzpunkte aller bekannten Baustoffe.

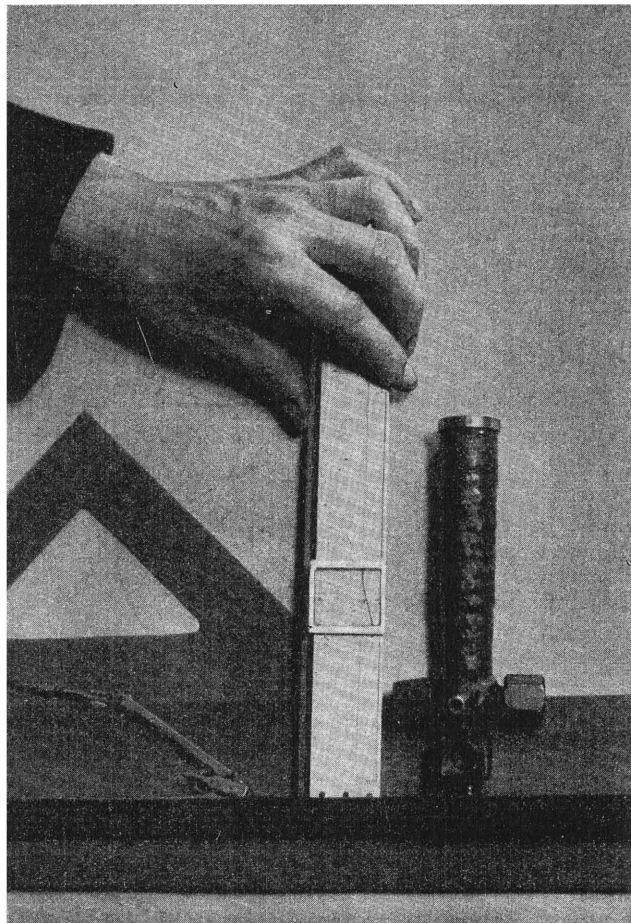


Abb. 4

Größenverhältnis des Dr. Sänger'schen Raketentriebwerks zu einem Rechenschieber. Der Raketentriebwerk entspricht in seiner Wirkung einem 45 PS Flugmotor

<sup>1</sup> Steitbacher; Schieß- und Sprengstoffe 1933, Seite 88/89.



Damit ergab sich, daß die Wände des Verbrennungsraumes durch ein entsprechendes Kühlsystem vor der Zerstörung geschützt werden mußten, ähnlich wie ja in jedem Automotormotor die Flammentemperatur beträchtlich höher liegt als der Schmelzpunkt des zum Bau verwendeten Stahles oder Leichtmetalles, so daß letztere durch Kühlung vor dem Schmelzen bewahrt werden müssen.

Die an 14 Modellen von Raketenmotoren mit aller Sorgfalt vorgenommenen über 300 Bremsstandversuche, zum Teil von halbstündiger Dauer (siehe Abb. 3), ergaben nach Auswertung des umfangreichen Zahlenmaterials alle wissenschaftlichen Unterlagen für den Bau flugfähiger Raketenmotoren, so daß damit an die Einführung des Raketenmotors in die Flugpraxis geschritten werden konnte<sup>2</sup>.

Die Größenverhältnisse derartiger Raketenmotoren von 30 Kilogramm Schub zeigen die Abb. 4 und 5.

Einer Anregung des bekannten österreichischen Jagdfliegers und Mitarbeiters Prof. Junkers, Hauptmannes Fiala v. Fernbrugg, folgend, wurde zunächst ein Raketenmotor entwickelt, der lediglich als kurzzeitige Steighilfe für Jagdflugzeuge dienen soll.

Die Steigzeit der modernsten Jagdflugzeuge in die Arbeitshöhe der Bombenflugzeuge beträgt bekanntlich acht bis zehn Minuten. Dieser Zeitraum stellt eine rechtzeitige Abwehr des Bombenangriffes in Frage. Deshalb soll das übliche Jagdflugzeug mit einem zusätzlichen Raketenmotor ausgestattet werden, der dem Flugzeug erlaubt, mit seiner gewöhnlichen Horizontalgeschwindigkeit auch unter einem steilen Winkel aufzusteigen und so die Arbeitshöhe von zum Beispiel 6000 Meter in einem Zeitraum von nur eineinhalb Minuten zu erreichen.

Nach Erreichung dieser Höhe hat der Raketenmotor seine Kraftstoffe vollständig aufgebraucht und das Jagdflugzeug übt seine Arbeit, nur vom üblichen Motor allein angetrieben, aus. Das Gewicht des zu-

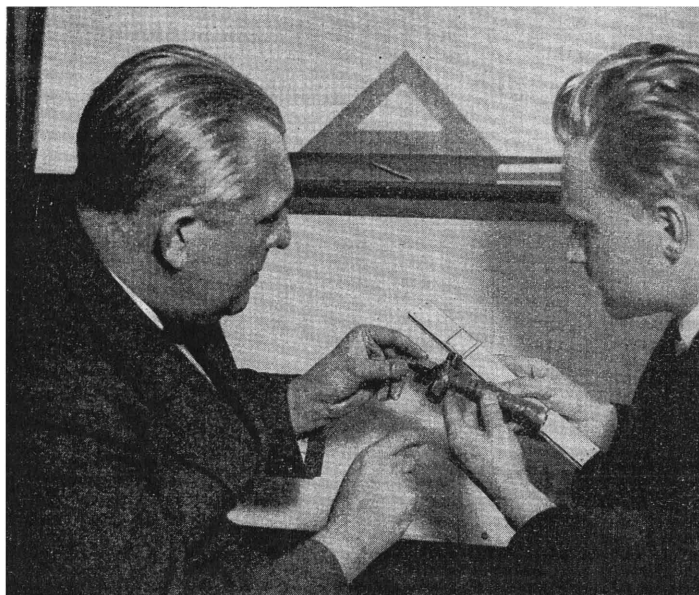


Abb. 5

Der Erfinder Dr. Sänger (rechts) erklärt seinem Kollegen Fiala-Fernbrugg seine Rakete

fätzlichen Raketenmotors von 1000 Kilogramm Schub beträgt dabei 80 Kilogramm.

Wie eingehende Untersuchungen erwiesen haben, wird das Jagdflugzeug unter Beihilfe des Raketenmotors ohneweiters in der Lage sein, die bestehenden Weltrekorde für Flughöhe und Fluggeschwindigkeit anzugreifen.

Durch diese einführende Verwendung des Raketenmotors soll der Boden geebnet werden für seine spätere Verwendung in Stratosphärenflugzeugen, die vorzüglich Verkehrszwecken über transozeanische Reifewege dienen sollen<sup>3</sup>.

<sup>2</sup> Sänger; Neuere Ergebnisse der Raketenflugtechnik; Zeitschr. Flug-Wien, Sonderheft 1, 1934.

<sup>3</sup> Sänger; Raketenflugtechnik, R. Oldenbourg-München 1933.

## Österreichisches Luftsportprogramm 1935

Ing. Herbert v. Rubelli

Als zu Beginn des Jahres 1933 der Österreichische Aero-Club mit den Ausschreibungen seiner ersten internationalen Nachkriegsveranstaltung, des „Ersten Internationalen Österreichischen Alpenfluges 1933“, in die Öffentlichkeit trat, fehlte es nicht an Stimmen, die die Abhaltung einer so groß aufgezogenen Veranstaltung als Wagnis bezeichneten, bis der Wiederhall, den der geplante Wettbewerb in den Fliegerkreisen des In- und Auslandes fand, das Unternehmen in vollem Maße rechtfertigte.

Damit hatte sich Österreich nach vieljähriger Pause wieder in die Reihe jener Länder gestellt, welche durch Abhaltung großzügiger internationaler Wettbewerbe den Luftsportgedanken hochzuhalten und zu fördern sich bestreben.

Der Erfolg der Erstlingsveranstaltung, des Alpenfluges

1933, führte zur Abhaltung einer weiteren leichten Konkurrenz im gleichen Jahre, des „Sternfluges nach Gastein 1933“, der gleichfalls eine namhafte Beteiligung ausländischer Flieger und einen wohl gelungenen Verlauf brachte. Das Vorjahr sah im „Pfingstflug durch Österreich“, einem Gesellschaftsflug durch das ganze Bundesgebiet, die erste lufttouristische Veranstaltung des inzwischen zum Nationalen Luftfahrtverband ausgedehnten Österreichischen Aero-Clubs.

Dem heurigen Jahre blieb es vorbehalten, erstmalig einen für alle österreichischen Segelflieger zugänglichen Segelflugwettbewerb auf dem Gaisberg bei Salzburg veranstaltet zu sehen, der zunächst noch als geschlossene nationale Veranstaltung ausgeschrieben werden mußte, um den heimischen Segelfliegern untereinander die Kräfte zu