

Die Flugleistung des Lilium-„Jets“ und eVTOL's im Allgemeinen – eine Konzeptberechnung

Das Münchner Start-Up Lilium hat mit seinem eVTOL-„Jet“ in jüngster Vergangenheit verstärktes Medieninteresse geweckt und auch selbst mit seiner restriktiven Informationspolitik den Hype um Flugtaxi maßgeblich angekurbelt. Dies geschah insbesondere auch durch den am 4. Mai 2019 absolvierten 40-s-Erstflug des, angeblich vollgewichtigen, Prototyps. Nicht erst seitdem kursieren in der Fachwelt Diskussionen über die Wirtschaftlichkeit und Sinnhaftigkeit (/1/, /2/ et al), wie auch Überlegungen nach den besten Einsatzszenarien dieser neuartigen (e)VTOL-Konzepte. Insbesondere in /3/ sind viele Querschnittsfragen und die Vergleichbarkeit mit Hubschraubern eingehend und allgemeingültig erörtert.

Die Daten, die auf Lilium's Website bis dato (Stand 31.10.2019) zu erfahren waren, sind in Summe wenige und können größtenteils nur als Absichtsbekundungen gelten, jedoch keinesfalls als Nachweis über Flugleistung – also als „Proof of Concept“, wie es in der Fachsprache heißt. Auch der Erstflug oder das kürzlich verkündete Erreichen einer Fluggeschwindigkeit von 100 km/h beweisen bei weitem noch nicht, was Lilium bzgl. des Jets u.a. versprochen hat und interessanterweise nicht müde wird zu wiederholen /4/, /7/ et al:

- 300 km Reichweite,
- 1 Stunde Maximalflugzeit und
- „Fliegen so billig wie Taxifahren“

Die folgende Betrachtung prüft diese Versprechen. Sie kann als Vorlage zum „Selber-Nachrechnen“ dienen und in einer einfachen Excel-Tabelle gerechnet werden. Obwohl Lilium vorgeblich aus Wettbewerbsgründen viel daran setzt, möglichst keine harten Zahlen über das Design oder die Flugleistung preis zu geben, ist es mit ein wenig Recherche gelungen, wichtige Design-Parameter, wie z.B. die maximale Abflugmasse oder die Spannweite aus verschiedenen Berichterstattungen zu identifizieren. Ganz ohne Schätzwerte kommt diese Betrachtung zwar nicht aus, doch jene Werte wurden daher konsequent pro Lilium angenommen.

Die Betrachtung bedient sich einem einfachen 3-Phasen-Missions-Modell (3P-Modell). Daraus werden zunächst allgemein qualitative Erkenntnisse geschlussfolgert, die unabhängig von Liliums Konzept für „eVTOLs“ allgemein gültig sind, bevor dann die Zahlen zur Abbildung des Lilium-Jets eingesetzt werden. Anschließend werden alle Eingangswerte variiert, um ihre Sensitivitäten auf die erzielbare Reichweite und den Pro-Kopf-Verbrauch aufzuzeigen. Bevor das 3P-Modell beschrieben wird, bedarf es aber noch einer Klarstellung über die Triebwerke im Lilium-„Jet“:

Bei dem Triebwerk handelt es sich nicht um einen klassischen Jet. Gemäß der Hochglanzpräsentation auf Lilium's Website besteht es lediglich aus einem ummantelten Rotor hoher Blattanzahl, der elektro-magnetisch gespeist, also rein drehzahlgesteuert wird, sowie einem starren

Speichen- oder Leitrad (Stator), dass die Strömung hinter dem Rotor „entdreht“ und den Rotor lagert. Man sollte das Triebwerk deshalb auch eher „ducted E-Fan“ oder „Mantel-E-Rotor“ nennen, anstatt „Jet“. Jedenfalls gebraucht es nicht die Impulswirkung expandierender Heiß-Gase, wie es klassische Jets tun – dies ist mit Blick auf die maximalen Wirkungsgrade eine Schwäche gegenüber konventionellen Strahl- und Mantelstromtriebwerken; doch dazu später mehr.

Das 3P-Modell: „Schweben/Reiseflug/Schweben“

Dieses Modell gliedert die Flugmission in 3 Phasen für den vertikalen Start, den Reiseflug und die vertikale Landung. Beschleunigungs- und Verzögerungsphasen, sowie Steig- und Sinkflugphasen sind in diesem Modell der Einfachheit halber nicht explizit berücksichtigt. Dies ist insofern legitim, da Steigflugphasen mit Blick auf die Gesamtmissionszeit nur einen geringen Bruchteil ausmachen und deren benötigte Mehrenergie durch Minderenergie in entsprechender Sinkflugphase teilweise kompensiert wird. Signifikante Höhenunterschiede zwischen Start und Ziel oder eine Phase zum Hochfahren der Triebwerke sind ebenfalls nicht berücksichtigt. Außerdem sind in der Energiebilanz keine anderen elektrischen Verbraucher als die Triebwerke berücksichtigt. Das 3P-Modell entsteht in 2 Schritten:

1. Für die Schwebeflugphasen bei Start und Landung, also bei sehr geringer Geschwindigkeit ($v \approx 0$) und unter Vernachlässigung von Boden- und Coandă-Effekt, wird der Leistungsbedarf und daraus der Energiebedarf wie folgt ermittelt:

$$E_S = P_{S,A} \cdot t_S$$

Mit:

$$P_{S,A} = P_{S,erf} \cdot \eta_S^{-1}$$
$$P_{S,erf} = T_S \cdot \sqrt{\frac{T_S}{2 \cdot \rho \cdot A_r}}$$
$$T_S = MAM \cdot g$$

Darin sind:

MAM	Maximale Abflugmasse
g	Erdbeschleunigung = 9.81 m/s ²
T _S	der für den Schwebeflug erforderliche, vertikale Schub, der die Gewichtskraft vollends kompensiert
ρ	die Luftdichte
A _r	die Gesamttotorkreisfläche der Triebwerke
P _{S,erf}	die erforderliche Antriebsnettleistung zur Schubbereitstellung in der Schwebephase
η _S	der Gesamtwirkungsgrad des Antriebsstranges (maßgebend sind hierin die Verluste in der Rotor-aerodynamik)
P _{S,A}	die erforderliche Akkuleistung in der Schwebeflugphase
t _S	die Gesamtdauer der Schwebeflugphasen
E _{S,A}	der Energiebedarf für die Schwebeflugphase

Mit Ausnahme der Formel für den Nettoleistungsbedarf (P_{S,erf}) sind dies grundlegende physikalische Zusammenhänge, die keiner weiteren Erklärung bedürfen sollten. Die ausgenommene Formel für P_{S,erf} gilt prinzipiell

für alle „luftatmenden“ Antriebe und ist fester Bestandteil jeder guten Vorlesungsreihe über Luftfahrtantriebe – sie wurde der Fachliteratur /5/ entnommen und kommt insbesondere bei der Berechnung von Hubschrauberrotoren zum Einsatz. Sollte der Bodeneffekt berücksichtigt sein, würde sich die erforderliche Leistung um den Faktor $1/\sqrt{2} = 0.7$, also um 30%, verringern. Innerhalb des 3P-Modells soll der Bodeneffekt jedoch vernachlässigt werden, da die Schwebephase nicht nur den Start und die Landung (bei $v \sim 0$) abbilden, sondern auch implizit die Beschleunigungs- und Verzögerungsphasen ($0 < v$), für die kein Bodeneffekt vorausgesetzt werden sollte. Der Coandă-Effekt ist ohne weiteres nur sehr schwer abzuschätzen, spielt gegenüber dem Bodeneffekt jedoch eine untergeordnete Rolle und sollte genauso nicht für die Beschleunigungs- und Verzögerungsphasen angesetzt werden.

2. Für die Reiseflugphase bei Reisegeschwindigkeit (v_R) wird mit fast gleichen Formeln der Leistungs- und Energiebedarf ermittelt, wobei die Formelzeichen entsprechend der nun anderen Flugphase zu unterscheiden sind:

$$E_R = P_{R.A} \cdot t_R$$

Mit:

$$P_{R.A} = P_{R.erf} \cdot \eta_R^{-1}$$

$$P_{R.erf} = T_R \cdot v_R = MAM \cdot g \cdot GZ_R^{-1} \cdot v_R$$

Darin sind:

- GZ_R die Gleitzahl bei Reisefluggeschwindigkeit
- T_R der erforderliche Schub zum Halten der Reisefluggeschwindigkeit im Level
- $P_{R.erf}$ die erforderliche Netto-Antriebsleistung im Reiseflug
- $P_{R.A}$ die erforderliche Akkuleistung im Reiseflug
- E_R der erforderliche Energiebedarf für den Reiseflug

Die Formel für die erforderliche Nettoantriebsleistung im Reiseflug hat sich nun im Vergleich zur Schwebeflugphase geändert, denn nun ist nur noch entsprechend Gleitleistung bei Reisegeschwindigkeit Schub erforderlich – dieser ist also sehr viel geringer als jener im Schwebeflug. Die Formel entstammt der Fachliteratur über Flugmechanik. /6/ Wird nun ferner die vom Akku bereitgestellte, also verfügbare Energie durch $E_A = e_A \cdot AM$ ausgedrückt, worin AM die Gesamtmasse des Akkumulatoreinheit ist und e_A deren effektive Energiedichte, kann durch geeignete Umformung der Energiebilanz mit o.g. Formeln des 3P-Modells, welche dem Leser erspart bleiben soll, die Reichweite recht anschaulich formuliert werden. Darin ist das Verhältnis von Akkumasse zu maximaler Abflugmasse durch $\mu_A = AM/MAM$ substituiert:

$$R = v_R \cdot t_R = GZ_R \cdot \eta_R \cdot \left(\frac{\mu_A \cdot e_A}{g} - \frac{t_S}{\eta_S} \cdot \sqrt{\frac{MAM \cdot g}{2 \cdot \rho \cdot A_r}} \right)$$

Der Ausdruck innerhalb der Klammer muss positiv sein, um eine positive Reichweite zu erzielen, d.h. der linke Term in der Klammer muss mehr zur Reichweite beitragen, als der rechte Term von ihr abzieht. Das ist kein Selbstläufer.

Wird der Klammerausdruck einer Nullstellenbetrachtung unterzogen und nach t_S aufgelöst, erhält man die reell, maximal mögliche Schwebeflugdauer, ab der keine Reiseflugphase mehr möglich und damit keine Reichweite im Sinne des Modells mehr erzielbar ist:

$$t_{SP,max} = \frac{e_A \cdot \eta_S \cdot \mu_A}{\sqrt{\frac{MAM \cdot g}{2 \cdot \rho \cdot A_r}}}$$

Wird die erzielte Reichweite gegenüber der verfügbaren Energie und der Anzahl beförderter Personen (100kg pro Person & Gepäck) wie folgt bilanziert und umgeformt, erhält man schlussendlich den Pro-Kopf-Verbrauch und damit ein quantifizierbares und vergleichsfähiges Maß für die Beförderungs- oder auch Transportleistung:

$$PKV = \frac{e_A \cdot AM}{\frac{PM}{100kg} \cdot R} \cdot R$$

Anzahl der Insassen

$$PKV = \frac{1 \text{ Insasse} + \text{Gepäck}}{100kg} \cdot e_A \cdot \mu_A$$

$$PKV = \frac{e_A \cdot \mu_A}{GZ_R \cdot \eta_R \cdot \mu_P} \cdot \left(\frac{e_A \cdot \mu_A}{g} - \frac{t_S}{\eta_S} \cdot \sqrt{\frac{MAM \cdot g}{2 \cdot \rho \cdot A_r}} \right)$$

Darin sind:

- PKV der Pro-Kopf-Verbrauch
- PM die Gesamtmasse der Passagiere & Gepäck (inkl. Pilot)
- μ_P das Passagiermassenverhältnis = PM/MAM

Qualitative Folgerungen

Aus der Reichweitenformel lassen sich bereits wichtige, qualitative Aussagen über die erzielbare Reichweite treffen:

- R1. Sie skaliert linear, wenn die Reisefluggleitzahl oder der Wirkungsgrad im Reiseflug linear gesteigert werden.
- R2. Sie steigt linear-proportional, wenn das Akkumassenverhältnis, die Energiedichte oder der Wirkungsgrad im Schwebeflug linear gesteigert werden. Sie steigt auch, wenn die Gesamttrotorfläche der Triebwerke quadratisch gesteigert wird, bspw. durch lineare Steigerung des Rotor-Außendurchmessers.
- R3. Sie sinkt, wenn die Schwebeflugdauer gesteigert, oder die maximale Abflugmasse gesteigert wird, während dabei das Akkumassenverhältnis konstant bleibt.
- R4. Sofern es gelingt, die Gleitzahl und die Wirkungsgrade bei anders definierter Reisefluggeschwindigkeit konstant zu halten (also durch konstruktive Entwicklungsvorgabe) dann ist die Reichweite unabhängig von der anders definierten Reisefluggeschwindigkeit. Fliegt man schneller/langsamer, dauert es entsprechend kürzer/länger.

Aus der dargelegten Formel für den Pro-Kopf-Verbrauch lässt sich folgendes ableiten:

- V1. Der Pro-Kopf-Verbrauch sinkt asymptotisch gegen einen Grenzwert, wenn Gleitzahl, Wirkungsgrad im Reiseflug und Passagiermassenverhältnis erhöht werden.

- V2. Wird die Energiedichte oder das Akkumassenverhältnis und damit die aufgewendete Energie bei konstanter, maximaler Abflugmasse erhöht, sinkt der Pro-Kopfverbrauch asymptotisch gegen einen Grenzwert.
- V3. Der Pro-Kopf-Verbrauch erhöht sich, wenn bei konstanter Gleitzahl die maximale Abflugmasse erhöht, die Gesamttrotorfläche verringert oder der Wirkungsgrad im Schwebeflug verringert wird.

Um V2 zu verdeutlichen, sind 2 Fälle zu unterscheiden: Ließe man die Abzüge im rechten Term der Klammer, die sich für den Pro-Kopf-Verbrauch nachteilig auswirken, sehr klein oder null sein (also wenn es ideell keine Schwebeflugphase gäbe = konventionelles Starten und Landen, $t_s \rightarrow 0$), dann kürzten sich die Energiedichte und das Akkumassenverhältnis vollständig aus der Formel raus, was bedeutet, dass deren Änderung keinen Einfluss auf den Pro-Kopf-Verbrauch hätte.

Wäre jedoch der rechte Term signifikant, aber immer noch kleiner als der linke Term in der Klammer (Reichweite schwindet), bewirkte eine Erhöhung der Energiedichte oder des Akkumassenverhältnisses eine Verringerung des Pro-Kopf-Verbrauchs.

Die wichtigste, soweit finale qualitative Erkenntnis über das Elektrofliegen im Allgemeinen erschließt sich, wenn sowohl in der Reichweitenformel als auch im Pro-Kopf-Verbrauch die Schwebeflugphase gegen 0 geht. Dann kann bei konstanter Gleitzahl, Energiedichte und Wirkungsgrad im Reiseflug wenig überraschend gefolgert werden, dass das Akkumassenverhältnis der „Treiber“ der Reichweite ist, während das Passagiermassenverhältnis der „Treiber“ für effizienten Pro-Kopf-Verbrauch ist, wobei beide bei konstanter Restmasse miteinander konkurrieren. Das ist nichts Neues. Das gilt für Verbrenner und Brennstoffzellen ebenso. Nur ist die Energiedichte im Lithium-Akku sehr viel schlechter als die von erdöl-basierten Treibstoffen, während die von Wasserstoff sehr viel besser ist und 0 CO₂ emittiert. Nach wie vor gilt also: Mehr Reichweite muss durch höheren Pro-Kopf-Verbrauch erkauft werden. Je weiter also geflogen werden soll, desto ineffizienter wird es. Gibt man dann noch beträchtliche Reichweite auf, um mit obszön erhöhtem Energieaufwand vertikal zu starten und zu landen, kann es nicht effizienter werden. Wo ist hier also der durch Minister Scheuer mit 15 Millionen Euro /7/ geförderte Fortschritt durch Lufttaxis und Drohnen? Wer möglichst effizient fliegen will, fliegt also nicht weit oder nutzt Thermik als äußere, erneuerbare Energiequelle, wie ein Segel-, Drachen- oder Gleitschirmflieger. Es ist außerdem auffällig und nicht nur Zufall, sondern eine Folge aus den Naturgesetzen, dass sich diese Gefährte alle bei vergleichsweise geringen Geschwindigkeiten fortbewegen.

Der Lilium-Jet im 3P-Model

Gemäß Lilium's Website, ist der Flugapparat für 5 Insassen /3/ und sicher auch deren Gepäck, also einer Nutzlast von etwa PM = 500 kg konzipiert. Die maximale Abflugmasse, welche mittlerweile ein Firmengeheimnis zu sein scheint /8/, wurde beim Erstflug des Prototypen mit **MAM = 1500 kg**

erwähnt /9/. Durch bloße Anschauung wird die Masse der Akkumulatoreinheit wohlwollend auf AM = 500 kg geschätzt – viel mehr dürfte in die schlank und kurz wirkenden Tragflächen und die eng erscheinende Kabine schier aus Platzgründen schon nicht unter zu bringen sein. Damit folgt das Akkumassen- und Passagiermassenverhältnis zu $\mu_A = \mu_P = 1/3$. Für beide Verhältnisse gilt zunächst, dass sie jeweils so groß wie möglich sein sollten, jedoch in Summe kleiner 1 sein müssen, weil der restliche Flugapparat nicht masselos sein kann. Welches dieser Verhältnisse mit Präferenz zu maximieren ist, wird die anschließende Parameterevaluierung zeigen.

Wird für jedes der 36 Triebwerke eine Masse von 5 kg veranschlagt, ergibt sich dann eine Restmasse von 320kg für den verbleibenden Flugapparat (Struktur, Fahrwerk, Systeme – darunter die Klappen-Steuerung und dicke Starkstromleitungen zur Triebwerksversorgung, Klimaanlage / Heizung (?), Equipment & Interieur, Sitze etc.). Soweit erscheint das als eine gerade noch lösbare, in jedem Fall aber ambitionierte Konstruktions-Aufgabe und somit erscheinen die geschätzten Massen auch plausibel.

Die besten am Markt etablierten Li-Ion-Akku's erreichen eine Energiedichte von bis zu 240 Wh/kg. Werden diese in eine Akkumulatoreinheit zusammen geschaltet und mit Kühl-, Überwachungs- und Regelungssystem versehen, reduziert sich dieser Wert infolge dieser Maßnahmen auf immer noch sehr gut gemeinte **e_A = 220 Wh/kg**. Somit stünde der Flugmission eine gespeicherte Energie von E_A = 110 kWh zur Verfügung.

Zum Vergleich: Das weithin bekannte, für 5 Personen konzipierte Tesla-Model S stellt laut Wikipedia /10/ 100 kWh bereit und schafft damit bis zu 600 km. Somit läge sein Pro-Kopf-Verbrauch bei 3.3 kWh je 100km.

Die Gleitzahl ermittelt sich u.a. durch die Gesamtmasse, die Flügelfläche und die Flügelstreckung. Die beiden letzteren erhält man aus der bekannten /11/ Flügelspannweite von 11 m und der Bezugsflügelstreckung, welche anhand der nicht-perspektivischen Draufsicht (zu finden auf Lilium's Website) und eines computergestützten Skalierwerkzeugs hinreichend genau ermittelt werden kann:

$$S_w = 0,9 m \cdot 11 m = 9,9 m^2 \text{ und } \Lambda = \frac{(11m)^2}{S_w} = 12,2$$

Mit der Gesamtmasse und der Flügelfläche ergibt sich aus dem vertikalen Kräftegleichgewicht von Auftrieb und Gewichtskraft zunächst der Auftriebskoeffizient bei Reisefluggeschwindigkeit:

$$c_{A.R} = \frac{2 \cdot MAM \cdot g}{\rho \cdot S_w \cdot v_R^2} = 0,35$$

Er nimmt damit einen unter Aerodynamikern als üblich erachteten Wert (0,35-0,4 bei Reisegeschwindigkeit) ein, was suggeriert, dass die Bezugsflügelstreckung nicht allzu fehlerbehaftet ermittelt wurde.

Mit dem Auftriebskoeffizienten, der Flügelstreckung und dem Oswald-Faktor /12/ (hier sehr wohlwollend mit 0,95 angesetzt) folgt der Koeffizient für den auftriebsinduzierten Widerstand:

$$c_{Di.R} = \frac{c_{A.R}^2}{\pi \cdot 0,95 \cdot \Lambda} = 0,0033$$

Dieser ist unbedingt um die Beiwerte für verschiedene parasitäre Widerstände zu ergänzen, für die einschlägige Erfahrungswerte existieren /13/. Es sind jeweils die unteren Grenzwerte aus /13/ wohlwollend angesetzt:

$$c_{D0} = \frac{c_{D0.OR}}{0,01} + \frac{c_{D0.R}}{0,013} + \frac{c_{D0.T}}{0,0077} + \frac{c_{D0.LW}}{0,001} = 0,0317$$

Darin sind:

- $c_{D0.OR}$ Oberflächenreibung des Flügels inkl. Spalteffekte
- $c_{D0.R}$ Reibung und Formwiderstand des Rumpfs inkl. Spalteffekte
- $c_{D0.T}$ Reibung der Triebwerksgehäuse (Außenflächen)
- $c_{D0.LW}$ Reibung des Leitwerks

Schließlich folgt die Gleitzahl im Reiseflug mit:

$$GZ_R = \frac{c_{A.R}}{c_{D0} + c_{Di.R}} = 10$$

Wem sie nun trotz der wohlwollenden Annahmen zu pessimistisch – also zu niedrig erscheint, der sei auf die später anschließende Evaluierung der Parametersensitivitäten verwiesen.

Die Gesamtrorfläche folgt aus der Anzahl der Triebwerke und den Propeller- und Nabenradien in Höhe von $r_p = 10\text{cm}$ und $r_N = 4\text{cm}$, die ebenfalls mit computergestützten Skalierverfahren ermittelt und wohlwollend gerundet wurden. Die Rotorgesamtfläche ist dann:

$$A_r = 36 \cdot \pi \cdot (r_p^2 - r_N^2) \approx 1 \text{ m}^2$$

Zuletzt werden die Triebwerk-Wirkungsgrade benötigt. Für den Wirkungsgrad im Reiseflug wird $\eta_R = 60\%$ mit folgenden Begründungen geschätzt:

- Das Triebwerk arbeitet im Reiseflug bei seiner optimalen Auslegungsgeschwindigkeit, also dem optimalen Fortschrittsgrad im Sinne der Strahltheorie.
- Freie Propeller oder Hubschrauberhauptrotoren, die nach demselben, „luftatmenden“ Prinzip arbeiten, erzielen bei ihrer Auslegungsgeschwindigkeit einen Spitzenwirkungsgrad von bis zu etwa 75%. Das ist aus einschlägiger Fachliteratur (/5/, /14/ et al) bekannt; ebenso die Gründe dafür, die beim ummantelten Rotor mit vielen Blättern nicht gegeben sind und folglich von den 75% abzuziehen sind:
 - o Wenige Rotorblätter und der fehlende Mantel ergeben weniger Luft-Reibungsverluste und damit einen besseren Wirkungsgrad.
 - o Der weitaus höhere Rotorblatt-Durchmesser eines freien Propellers oder gar eines Hubschrauberrotors und damit die Schlankheit der Rotorblätter sorgen für weniger Verluste durch induzierten und Naben-Interferenz-Widerstand.

Für den Wirkungsgrad im Schwebeflug ist die einfache Strahltheorie nicht mehr ausreichend. Nach ihr würde sich bei 0 Fluggeschwindigkeit, also 0 Fortschrittsgrad, ein Wirkungsgrad von 0 ergeben. Damit würde der Akku-Leistungsbedarf unendlich groß werden, was, wie man weiß, nicht der Fall ist. Eine hinreichend genaue Berechnung ermöglicht die Blattelementtheorie. Sie bestimmt in Analogie zur Traglinientheorie, die auf Flügel angewendet wird, den

Gütegrad von Rotorblättern. Wie beim Flügel auch, ist dieser dann abhängig von vielen Parametern (Blattfläche, -verwindung, -schränkung, -schlankheit, -zuspitzung und -pfeilung, Spalt zur Ummantelung, und letztlich natürlich der Anströmung, am Blatt, die durch Blatteinstellwinkel, Drehzahl und Fluggeschwindigkeit bestimmt ist. Ohne zu tief in diese Theorie abzutauchen, kann ohne weiteres zumindest eines festgestellt werden:

Im Reiseflug (bei hoher Fluggeschwindigkeit) dreht infolge des vergleichsweise geringen erforderlichen Schubs der Rotor bauartbedingt bei entsprechend geringer Drehzahl, während im Schwebeflug (bei geringer oder keiner Fluggeschwindigkeit) er infolge des hohen erforderlichen Schubs bei sehr viel höherer Drehzahl rotieren muss. Diese unterschiedlichen Verhältnisse von Flug- und Umdrehungsgeschwindigkeit (=Fortschrittsgrade) erfordern zwei grundverschiedene, jeweils optimale Blatteinstellwinkel, auf die das Rotorblatt wiederum bauartbedingt (mangels Blattverstellung) nicht nachjustiert werden kann. Ist es für den Reiseflug optimal eingestellt, muss im Schwebeflug mit drastischen Abzügen beim Wirkungsgrad gerechnet werden und umgekehrt. Bei insgesamt 36 Triebwerken läge zwar dann die Idee nahe, z.B. die Hälfte auf Schwebeflug und die andere Hälfte auf Reiseflug zu optimieren und dann nur jene entsprechend der Flugphase beim jeweils optimalen Wirkungsgrad mit Leistung zu versorgen. Jedoch wirken dann im Reiseflug die nicht genutzten Triebwerke, egal ob sie stehen, im Leerlauf oder selbst unter Vollast laufen gegenüber den optimierten Triebwerken, wie eine Bremsklappe, die dann die Reisefluggleitzahl bedeutsam reduziert, womit also Reichweite schwindet und der Pro-Kopf-Verbrauch steigt.

Aus diesen Überlegungen heraus sollte zunächst der Wirkungsgrad im Reiseflug so gut wie möglich und für alle Triebwerke gleich sein und damit muss der Wirkungsgrad für den reinen Schwebeflug ($v \sim 0$) sehr viel geringer angesetzt werden. Da das 3P-Model insbesondere die Beschleunigungsphase nicht explizit abbildet, aber der Wirkungsgrad mit zunehmender Geschwindigkeit also anwächst, wird schließlich ein zeitlich gemittelter Schwebewirkungsgrad von $\eta_s = 20\%$ geschätzt, um den Modellfehler zu kompensieren.

Mit all den genannten Werten kann nun zunächst die maximale Schwebeflugdauer errechnet werden:

$$t_{SP,max} = 67,7 \text{ s}$$

Wird die minimale Schwebeflugdauer für Start und Landung mit gesamt einer Minute (!) reserviert, wobei aus Sicherheitsgründen hier deutlich mehr anzusetzen wäre, so resultiert eine Reichweite und Reiseflugphasendauer von:

$$R = 18,4 \text{ km}; t_R = \frac{R}{v_R} = 220 \text{ s} \approx 3,7 \text{ min}$$

Die Gesamtflugdauer betrage dann also etwa 4,7 min. Der Pro-Kopf-Verbrauch wäre dann:

$$PKV = 119,7 \frac{\text{kW} \cdot \text{h}}{100 \text{ km}}$$

und damit 36 mal größer als der Pro-Kopf-Verbrauch im vollbesetzten Tesla Model S.

Variationsrechnungen

Im ersten Moment wirken die Ergebnisse beim Abgleich mit den Versprechen von Lilium niederschmetternd. Um nun Einwände über die gewählten Eingangsparameter zu vermeiden, werden diese nun noch weiter pro Lilium variiert, einerseits, da es nicht 100%ig auszuschließen ist, bei einer der wenigen Schätzungen doch daneben zu liegen, andererseits um das Potential von Optimierung aufzuzeigen. Die Tabelle zeigt die gerechneten Variationen. Die Variationen #0 bis #9 gelten für das Konzept von Lilium und die restlichen Variationen sind losgelöst von Lilium's Konzept zu verstehen.

#1&2. In erster Variation wird das Akkumassenverhältnis und in zweiter Variation stattdessen das Passagiermassenverhältnis um jeweils den gleichen Wert erhöht. Diese beiden Variationen zeigen, dass mit Hinblick auf Reichweite und Pro-Kopf-Verbrauch mehr Masse auf den Akku, statt auf die Insassen, verwendet werden sollte, wenn Restmasse durch Leichtbau weiter eingespart werden kann.

#3. In Variation 3 ist statt der Massenverhältnisse die Gesamtrorfläche im Vergleich zur Erstberechnung (Variation #0) geändert. Ihre Verdopplung (infolge von 4cm mehr Außenradius) bewirkt eine Verdreifachung der Reichweite und etwa eine Viertellung des Pro-Kopf-Verbrauchs. Ferner erhöht sie die maximale Schwebzeit um fast die Hälfte.

#4. 50% mehr Gleitzahl gegenüber #0 bringt nur 50% mehr Reichweite und senkt den Pro-Kopf-Verbrauch nur um etwa ein Drittel. Die maximale Schwebedauer bleibt unverändert.

#5&6. In den Variationen 5 und 6 werden jeweils die beiden Wirkungsgrade um 10% auf in etwa ihr reell mögliches Maximum erhöht (wobei die Annahme, dass Auslegungsgeschwindigkeit = Reisegeschwindigkeit weiter Bestand hat). Die Ergebnisse zeigen, dass 10% beim Wirkungsgrad im Schwebeflug (vgl. #6 mit #0) deutlich mehr Reichweite gewinnen und den Pro-Kopf-Verbrauch reduzieren, als dies die 10% mehr Wirkungsgrad im Reiseflug (vgl. #5 mit #0) täten.

#7. Die Ursprungsannahme, dass das Triebwerk auf Reisefluggeschwindigkeit optimiert ist, ist in Erkenntnis von #5&6 aufgehoben worden. Stattdessen ist nun angenommen,

dass die optimale Auslegungsgeschwindigkeit irgendwo zwischen 0 und der Reisefluggeschwindigkeit liegt, sodass sich für beide Phasen in etwa gleichgroße Wirkungsgrade einstellen. Dies bedarf in der Entwicklung sicherlich einiger Iterationen und Testläufe, jedoch lassen sie sich durch die errechneten Erwartungen (vgl. #7 mit #0) rechtfertigen. Nur mit #3 und #6 wurde bislang ähnlich viel Reichweite gewonnen und der Pro-Kopf-Verbrauch reduziert.

#8. Alle vorherigen Einzelvariationen sind nun simultan angenommen. Diese Variation beinhaltet also bereits viele „Wenn“ und viel Optimierungsarbeit für Lilium, ist im einzelnen und gesamt sehr optimistisch und zeigt damit in etwa die maximal mögliche Reichweite und den geringstmöglichen Verbrauch auf, den das Konzept von Lilium bestenfalls erzielen könnte:

$$R_{opt} = 145 \text{ km}; t_{ges.opt} = 29 \text{ min}; PKV_{opt} = 18,3 \frac{kWh}{100 \text{ km}}$$

Diese Werte gelten dann immer noch nur für eine beängstigend kurze Schwebeflugdauer von 1 Minute!

#9. Diese Variation zeigt gegenüber #8 auf, dass mit einer Minute mehr, die für die Schwebeflugphase seitens der Luftfahrtbehörden gefordert werden könnte, etwa 50 km Reichweite abzuziehen wären und sich der Pro-Kopf-Verbrauch um etwa die Hälfte erhöhen würde. Mit erhöhter Schwebeflugdauer, würde jedoch dann auch der effektive Wirkungsgrad im Schwebeflug, weil er zeitlich gemittelt war, abfallen, was in der Variation nicht berücksichtigt wurde.

#10. Eine Verdopplung der Energiedichte gegenüber #9 hat bislang eher akademischen Charakter. Zum Zeitpunkt der Recherche, haben sich keine zuverlässigen Akkutechnologien in Kenntnis des Autors befunden, auf die ein solcher Wert zu treffen könnte, wenn der Energieträger nicht zu Wasserstoff oder herkömmlichen, fossilen Brennstoffen geändert werden soll. Die Lithium-Schwefel Akkutechnologie macht hier zwar ein derartiges Versprechen, jedoch ist noch unklar, wie zuverlässig sie ist und wie es sich mit der Lebensdauer derartiger Akkus verhält.

#11. Mit dieser Variation ist eine Verdopplung der maximalen Abflugmasse bei konstanten Überzieh- und Reisefluggeschwindigkeiten mit ebenfalls konstanten Gleitzahlen, was durch Verdopplung von Spannweite und

Var-#	t.S [s]	e.A [Wh/kg]	MAM [kg]	$\mu.A$ [-]	$\mu.P$ [-]	A.r [m ²]	GZ.R [-]	$\eta.R$ [-]	$\eta.S$ [-]	t.Smax [s]	R [km]	t.R [min]	PKV [kWh/100km]	RM [kg]
0	60	220	1500	0,33	0,33	1	10	0,6	0,2	67,7	18,4	3,7	119,7	320
1	60	220	1500	0,4	0,33	1	10	0,6	0,2	81,3	50,6	10,1	52,2	220
2	60	220	1500	0,33	0,4	1	10	0,6	0,2	67,7	18,4	3,7	99,8	220
3	60	220	1500	0,33	0,33	2	10	0,6	0,2	99,1	63,7	12,7	34,5	320
4	60	220	1500	0,33	0,33	1	15	0,6	0,2	67,7	27,6	5,5	79,8	320
5	60	220	1500	0,33	0,33	1	10	0,7	0,2	67,7	21,4	4,3	102,6	320
6	60	220	1500	0,33	0,33	1	10	0,6	0,3	101,6	65,9	13,2	33,4	320
7	60	220	1500	0,33	0,33	1	10	0,4	0,4	135,5	59,8	12,0	36,8	320
8	60	220	1500	0,4	0,33	2	15	0,4	0,4	237,9	144,5	28,9	18,3	220
9	120	220	1500	0,4	0,33	2	15	0,4	0,4	237,9	95,8	19,2	27,6	220
10	120	440	1500	0,4	0,33	2	15	0,4	0,4	475,9	289,0	57,8	18,3	220
11	60	220	3000	0,4	0,33	2	15	0,4	0,4	168,2	124,5	24,9	21,2	620
12	60	220	400	0,4	0,25	16	15	0,7	0,4	1290,9	322,7	64,5	10,9	180

damit der Flügelfläche erreicht werden kann, angenommen. Gegenüber #8, die in den restlichen Parametern gleich ist, sinkt für #11 nun die Reichweite ab und der Pro-Kopf-Verbrauch steigt an, womit gezeigt ist, dass eVTOL's im allgemeinen nicht mit größerer Masse besser werden, sondern im Gegenteil absolut kleiner und leichter werden müssen. Das ideale Konstruktions-Ziel derartiger Personenbeförderung liegt somit grundsätzlich nahe am einsitzigen Segelflugzeug mit großen, schwenkbaren Propellern weniger Blätter und ohne Ummantelung – einem etwas anderen Klapptriebwerkler, wenn man so will.

Mit dieser Erkenntnis wurde abschließend in Variation #12 ein theoretisches, einsitziges „Halb Quadrocopter / Halb Hochleistungssegelflugzeug“ mit ebensolcher Fähigkeit die Rotoren zu schwenken berechnet. Bei einer maximalen Abflugmasse von 400kg würde die Flügelfläche auf 2m² reduziert, um vergleichbare Gleitzahl zu erzielen. Gleichzeitig wurde die Rotorfläche gegenüber Variation #8 verachtacht und ihre Ummantelung entfernt, womit einhergehend eine Wirkungsgraderhöhung im Reiseflug angenommen wurde. Erst mit derlei absurden Annahmen gelingt es, den Versprechungen von Lilium rechnerisch überhaupt nahe zu kommen.

Konzeptkritik

➤ Liliums' Versprechen bzgl. einer Reichweite von 300 km und einer Flugdauer von bis zu einer Stunde sind für das vollgewichtige, 5-sitzige Konzeptflugzeug, wie es bislang dargestellt ist, völlig zweifelsfrei als nicht realisierbar entlarvt. Selbst die optimistischste Variation (#8) mit beängstigender Schwebeflugdauer von nur 1 Minute schafft es nicht auch nur die Hälfte dieser Versprechen zu bestätigen. An mehrmalige Start- und Landevorgänge ohne Wiederaufladen ist ohne dramatische Reduzierung der Reichweite sowieso nicht zu denken.

➤ Der durch die Variationsrechnungen (#8) ermittelte Pro-Kopf-Verbrauch liegt mindestens 6 mal höher, als der eines gegenwärtigen Elektro-Automobils. Da die Verbrauchspreise beim Flugzeug wie auch beim Auto direkt auf den Kunden umgelegt werden und auch der Taxifahrer wahrscheinlich einen geringeren Stundenlohn als der Pilot verlangt, steht die These, dass das Fliegen mit eVTOL's irgendwann so billig wie Taxifahren sein wird, auf sehr dünnem Eis. Die Wartungskosten für 36 Triebwerke, 500kg-Akku-Pakete, sowie die Anschaffungskosten im speziellen Fall von Lilium belasten jenes Eis weiter.

➤ Neben der herausgestellten Tatsache, dass mehr Gesamtmasse (für mehr Passagiere) der Reichweite und dem Pro-Kopf-Verbrauch abträglich ist (vgl. #8 mit #11) und somit Liliums' Entscheidung vom 2-Sitzer zum 5-Sitzer eher in die falsche Richtung läuft, ist die Triebwerksauswahl bzw. der Entscheid zu vielen kleinen Rotoren hoher Blattanzahl und fehlender Blattverstellung das noch größere, konzeptionelle Menetekel. Von allen aufgezeigten Optimierungsmöglichkeiten wäre die Vergrößerung der Rotorfläche die wohl noch einfachste, aber auch effektivste Einzelmaßnahme, die Lilium bislang unterlassen hat. Etwa

im 5. Semester des Luft- und Raumfahrtstudiums wird man generell über Luftfahrtantriebe gelehrt, dass leistungsarmer Schub durch hohen Massenstrom (also großer Rotorfläche) und eben nicht durch hohe Abstrahlgeschwindigkeit erreicht wird. Insofern hat die Konkurrenz wie Airbus' Vahana, Uber Elevate oder Bell Nexus ihre Hausaufgaben gemacht.

➤ Ob Lilium hier nun trotz der fehlerbehafteten Konzeption noch ein zulassungsfähiges Produkt schöpfen kann, steht oder fällt zu allererst aber mit der Gretchenfrage* nach der minimal zu fordernden / sicheren / garantierten Schwebeflugdauer. Die Luftfahrtbehörden sind hier gut beraten, klare, wenn auch nicht unbedingt quantifizierte, Vorgaben zu setzen. In der kürzlich eingeführten „Special Condition for small-category VTOL“ /16/ der EASA, die nun als Zulassungsbasis für derartige Konstrukte gilt, ist dieser Aspekt, wenn überhaupt, nur sehr vage umrissen und wird vermutlich erst in Konsultation entschieden. Aus etwas komplizierterer Betrachtung der Beschleunigungsphase bis zum Erreichen der Überziegeschwindigkeit, in der die Triebwerke geschwenkt werden und die hier nicht explizit abgebildet wurde, ergeben sich jedenfalls Phasendauern zwischen etwa 20 s und 2 min, je nachdem wie viel vektorieller Schub dabei nach vorn gegeben wird und zumutbar ist, während gleichzeitig genügend vertikaler Schub geleistet werden muss.

Schlussbemerkung mit einem Augenzwinkern

Wenn es dem findigen, jungen Mann, der mit seiner Badewanne 1,5 km zum Bäcker und zurück flog /17/, nun noch gelingt, die Trägerprofile, sicher zu schwenken, er sie dann noch etwas verlängert und mit einem Flügelprofil umhüllt, dann ist er Lilium in Sachen Reichweite und Pro-Kopf-Verbrauch wohl spielend einfach voraus.

Quellen

- /1/ Oliver Franklin-Wallis, Online-Artikel: <https://www.wired.co.uk/article/flying-cars-uber-lithium-ion-batteries>
- /2/ Eric Adams, Online-Artikel: <https://www.wired.com/2016/06/lilium-electric-personal-jet-concept/>
- /3/ G. Strickert, DLR, Institut für Flugsystemtechnik: „Faktencheck Multikopter: Ähnlichkeiten und Unterschiede zu etablierten VTOL-Konfigurationen“
- /4/ Liliums Online-Newsroom (16.05.2019) <https://lilium.com/newsroom-detail/lilium-reveals-new-air-taxi-as-it-celebrates-maiden-flight>
- /5/ Dipl.-Ing. Walter Bittner: „Flugmechanik der Hubschrauber“, ISBN 3-540-23654-6
- /6/ John D. Anderson jr.; McGraw-Hill: „Introduction to Flight“ ISBN13: 9789814636186
- /7/ Online-Berichterstattung von t3n.de <https://t3n.de/news/hype-flugtaxi-1149806/>
- /8/ Online-Berichterstattung von Welt.de: „Lilium Jet gegen Volocopter – Duell um das Billionen-Flugtaxi“ <https://www.welt.de/wirtschaft/article202308066/Flugtaxis-Lilium-und-Volocopter-kaempfen-um-Millionenmarkt.html>
- /9/ Spiegel-Online Videoberichterstattung über Erstflug: <https://www.youtube.com/watch?v=kYq02VnV10>
- /10/ Wikipedia-Eintrag zum Tesla Model S (4.11.2019) https://de.wikipedia.org/wiki/Tesla_Model_S

- /11/ Online-Berichterstattung von Capital.de: „Lilium – die Himmelstürmer aus Bayern“
https://www.capital.de/wirtschaft-politik/lilium-die-himmelsstuermer-aus-bayern?article_onepage=true
- /12/ Wikipedia-Eintrag zum Oswald-Faktor (13.11.2019)
https://de.wikipedia.org/wiki/Induzierter_Luftwiderstand
- /13/ Die Gesamtflugpolare (Stand 15.12.1996)
<http://homepages.hs-bremen.de/~kortenfr/Aerodynamik/script/node84.html>
- /14/ Der Propeller – das unverständene Wesen
<https://docplayer.org/30512551-Der-propeller-das-unverstandene-wesen.html>
- /15/ Wikipedia-Eintrag zu Lilium:
https://de.wikipedia.org/wiki/Lilium_Jet
- /16/ Special Condition for small-category VTOL, EASA
<https://www.easa.europa.eu/document-library/product-certification-consultations/special-condition-vtol>
- /17/ Youtube-Video der „Real Life Guys“
https://www.youtube.com/watch?v=EQK9m_OBVgY

* **Gretchenfrage** bezeichnet als Gattungsbegriff eine direkte, an den Kern eines Problems gehende Frage, die die Absichten und die Gesinnung des Gefragten aufdecken soll. Sie ist dem Gefragten meistens unangenehm, da sie ihn zu einem Bekenntnis bewegen soll, das er bisher nicht abgegeben hat