

電動航空機における境界層吸い込み(BLI)の概要

BLI : BOUNDARY LAYER INGESTION

2020年12月15日

日本航空機開発協会(JADC) 山北晃久

(現 川崎重工業株式会社)

BLI — 原理・評価手法

SMITH (1993)

風の速度分布を積分して、パワーと推進効率を評価

★ BLIの原理は1960年代から知られ、その評価手法が確立されている

BLIは、境界層の速度が遅い部位から空気を吸い込み、後方の速度が遅い部位へ空気を噴出するため、必要なパワーが少なくて済む(推進効率が高くなる)効果がある

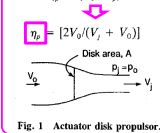
推進効率 η_p (前方物体なし)

$$T = m(V_j - V_0) \quad (2)$$

$$m = \text{mass flow rate through the propulsor} \quad (4)$$

$$P_p = m[(V_j^2/2) - (V_0^2/2)] \quad (5)$$

$$\eta_p = (V_0/V_j) \quad (6)$$



$$\delta^* = \int_0^{\delta} \left(1 - \frac{V_w}{V_0}\right) dA \quad (9)$$

$$\theta = \int_0^{\delta} \frac{V_w}{V_0} \left(1 - \frac{V_w}{V_0}\right) dA \quad (10)$$

Wake pseudoenergy area

$$k = \int_0^{\delta} \frac{V_w^2}{V_0^2} \left(1 - \frac{V_w}{V_0}\right) dA \quad (11)$$

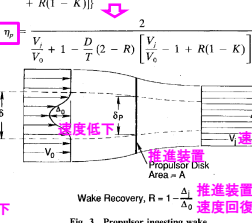
A = propulsor disk area, Figs. 3 and 17

参考文献 GE, Smith, Wake Ingestion Propulsion Benefit, Journal of Propulsion and Power, 1993

推進効率 η_p (前方物体による速度低下あり)

$$P_p = \{T(V_j + V_0) - DV_0(2 - R)\}[(V_j/V_0) - 1 + R(1 - K)] \quad (22)$$

$$\eta_p = \frac{V_j}{V_0} + 1 - \frac{D}{T} (2 - R) \left[\frac{V_j}{V_0} - 1 + R(1 - K) \right] \quad (40)$$



Using Eq. (10) this is

Wake shape parameters that will be used are

$$H = (\delta^*/\theta) \quad (12)$$

Pseudoenergy factor

$$K = (k/\theta) \quad (13)$$

$$R = 1 - [(V_j - V_w)/(V_0 - V_w)] \quad (14)$$

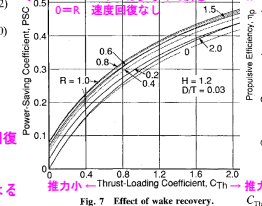
$$T = (\rho/2)(A - \delta^*)(V_j^2 - V_0^2) + RD \quad (15)$$

$$\delta^* = \delta^*[(2 - R)V_0(V_j - \delta/\delta)] \quad (16)$$

$$V_w = [(V_j + V_0)/2] \quad (17)$$

推進装置による抵抗 $D = \rho V^2 \theta$ Wake recovery, $R = 1 - \frac{A_i}{A_0}$ PSC = $\frac{P_p - P_c}{V_0 D \eta_p}$ (23)

where the prime denotes the case when the wake is not ingested.



本手法の特徴

本手法は単純で

いくつかを考慮していない

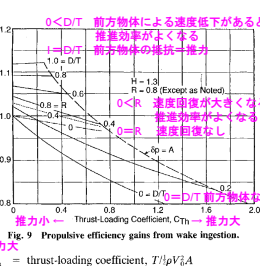
・速度方向以外の速度

・推進装置による

「前方物体による速度低下」への影響

ただし、速度分布を設定すれば、効果を評価できる

境界層による速度低下



境界層による速度低下

本手法は単純で

いくつかを考慮していない

・速度方向以外の速度

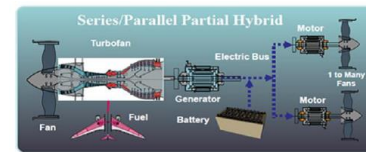
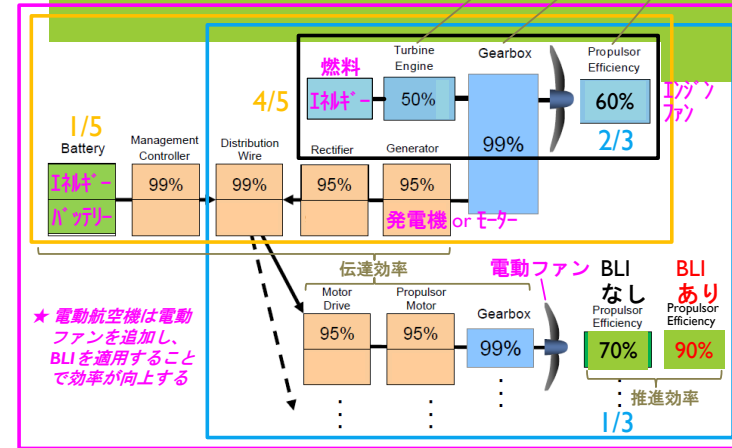
・推進装置による

「前方物体による速度低下」への影響

ただし、速度分布を設定すれば、効果を評価できる

参考文献 GE, Smith, Wake Ingestion Propulsion Benefit, Journal of Propulsion and Power, 1993

BLI — なぜ、必要か



参考文献 Marty Bradley, Design of Electrified Propulsion Aircraft, SCITEC 2019 Short Course

従来のエンジン
50%×99%×60%=29.7%

ハイブリッド電動化①

BLIなし 燃料の1/3で17%のファンを駆動

$$50\% \times 99\% \times 60\% \times (2/3) + 50\% \times 99\% \times (95\%)^4 \times (99\%)^2 \times 70\% \times (1/3) = 29.0\%$$

BLIあり

$$\times 90\% \times (1/3) = 31.7\%$$

全体の1/3は燃料、1/3はバッテリーで17%のファンを駆動

ハイブリッド電動化②

$$50\% \times 99\% \times 60\% \times (4/5) + (95\%)^2 \times (99\%)^3 \times 60\% \times (1/5) = 34.3\%$$

全体の1/3は燃料、1/3はバッテリーで17%のファンを駆動

ハイブリッド電動化③ BLIあり

$$50\% \times 99\% \times 60\% \times (2/3) + 50\% \times 99\% \times (95\%)^4 \times (99\%)^2 \times 90\% \times [(4/5) - (2/3)] + (95\%)^2 \times (99\%)^3 \times 90\% \times (1/5) = 40.3\%$$

注) 本ページは、効率を例示するもので、数値は仮定である。また、従来のエンジンからの追加システムによる重量増の影響を考慮していない。

【参考】推進効率

ニュートンの第2法則 によれば「任意方向の運動量の変化の割合は、その方向の外力に等しい」。この表現をプロペラの推力に適用すれば、「空気に与えられた運動量の推力方向の変化の割合は、与えられた推力に等しい」と言い換えることができる。

いま、プロペラにより単位時間に作用を受けた空気の質量を m 、空気が得た速度を u とすれば空気に与えられた運動量は mu となり、これが推力 T に等しい。

$$T = mu \quad (1-1)$$

推力 T = 単位時間当たりの運動量の変化 mu

機上に座標の原点をとれば、プロペラ面の流れの状態は図1-1のようになる。飛行機が空気に与えた運動量は $m(V+u) - mV = mu$ 、飛行機が行う有効仕事は $T \times V = muV$ となる。一方、飛行機が空気に運動量 mu を与えるために費やしたエネルギーは、空気が得た運動エネルギーの増加に等しいから

$$\frac{1}{2} m \{(V+u)^2 - V^2\} = muV \left(1 + \frac{u}{V}\right) \quad \text{である。}$$

従って、プロペラの推進効率 η は 分子: 推力 T × 速度 (単位時間当たりの距離) V = 推力 T による単位時間当たりの仕事

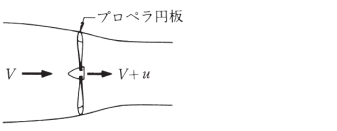
$$\eta = \frac{T \times V}{\frac{1}{2} m \{(V+u)^2 - V^2\}} = \frac{1}{1 + \frac{u}{V}} \quad (1-3)$$

すなわち、高い効率を得るためには、 (u/V) の値が小さいほどよい。

分母: 単位時間当たりのエネルギーの変化 = パワー

参考文献 航空工学講座6 プロペラ、日本航空技術協会

パワーが少なくて済む
↓
式(1-3)の分母が減る
↓
推進効率が高くなる



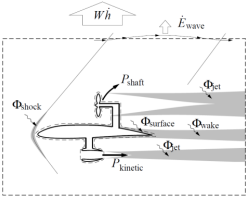
$$\eta_p = \frac{2V_0}{V_j + V_0} \quad \text{前方物体なし}$$

BLI — 原理・評価手法 DRELA (2009~2017)

★ BLIの原理は1966年位から知られになり、その評価手法が確立されている
BLIは、境界層の速度が遅い部位から空気を吸い込み、後方の速度が遅い部位へ空気を噴出するため、必要なパワーが少なくて済む(推進効率がよくなる)効果がある
空間の速度・圧力等の分布を積分して、パワーのバランスを評価

参考文献[1]

空間のパワーを積分して、パワーのバランスを評価



BLIなし
Before (isolated propulsion)
Pros $\Delta\Phi < 0$
メリット
機体による損失

BLIあり
After (integrated propulsion)
Cons $\Delta\Phi > 0$
デメリット
機体による損失

Fig. 14 Changes resulting from switch from isolated to distributed propulsion, while keeping the same net streamwise momentum deficit and force. Power change ΔP is the net result of negative (pro) and positive (con) $\Delta\Phi$ and ΔE_k changes.

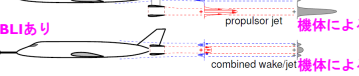
参考文献 [1] MIT, Drela, Power Balance in Aerodynamic Flows, AIAA2009-3782

[2] MIT, Hall, Boundary Layer Ingestion Propulsion - Benefit, Challenges, and Opportunities, 5th UTIAS Workshop on Aviation and Climate Change, 2018

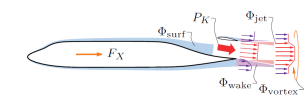
[3] MIT, Hall, Drela, et al, Boundary Layer Ingestion Propulsion Benefit for Transport Aircraft, JPP Vol. 33, No.5, 2017

参考文献[2]

BLIなし



基本的な考え方: 推進器は機体の境界層を吸い込み、再加速する
▶ Basic Idea: propulsor ingests and reaccelerates airflow boundary layer
同じ力でもより少ない後進及び運動エネルギー → より少ないパワー
が推進器により流れに与えられることが必要 → 少ない燃料消費
▶ Less wake and jet kinetic energy for the same net force → less power needs to be added to the flow by propulsor → less fuel burn



▶ Power added to flow by propulsor (P_K) balances lost power due to dissipation (Φ) in shear layers, jets, vortex system

$$P_K - \Phi_{jet} = \Phi_{surf} + \Phi_{wake} + \Phi_{vortex} - F_X V_{\infty}$$

(正味の推進パワー) = (機体による損失) + (推力による仕事率)

▶ Rational definition in terms of power and dissipation (lost power)

$$\eta_{BLI} = \frac{\text{useful power delivered to airflow}}{\text{power added to the flow}} = \frac{P_K - \Phi_{jet}}{P_K}$$

参考文献 [1] MIT, Drela, Power Balance in Aerodynamic Flows, AIAA2009-3782

[2] MIT, Hall, Boundary Layer Ingestion Propulsion - Benefit, Challenges, and Opportunities, 5th UTIAS Workshop on Aviation and Climate Change, 2018

[3] MIT, Hall, Drela, et al, Boundary Layer Ingestion Propulsion Benefit for Transport Aircraft, JPP Vol. 33, No.5, 2017

参考文献[3]

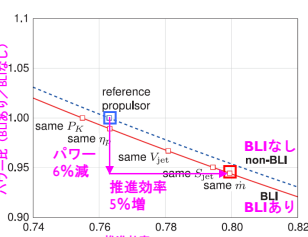


Fig. 13 Mechanical flow power normalized by non-BLI reference value vs propulsive efficiency without BLI and with a number of BLI ($\eta_{BLI,1} = 0.17$) propulsors.

本図は解析結果であり、実験結果をp15に示す

本手法の特徴
本手法はすべてを考慮できる
・すべての方向の速度、圧力等
・推力による
「前方物体による速度低下」への影響
ただし、速度及び圧力分布等を設定する、流体力学解析又は実験が必要

BLI — 原理・評価手法 その他

BLIは、境界層の速度が遅い部位から空気を吸い込み、後方の速度が遅い部位へ空気を噴出するため、必要なパワーが少なくて済む(推進効率がよくなる)効果がある

参考文献[1]

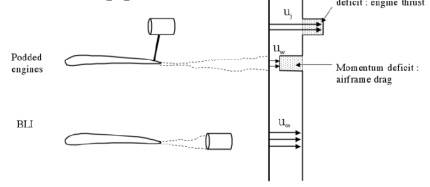


Figure 1. Benefits of BLI-podded case and 100% BLI. The momentum excess created by the podded engine is equal to the momentum deficit of the airflow

For the force of engine F_{engine} and the drag of the aircraft D_A ,

$$F_{engine} = \dot{m}(u_j - u_w) = \dot{m}(u_w - u_w) = D_A$$

$$P_{no BLI} = \frac{\dot{m}}{2}(u_j^2 - u_w^2) = \frac{F}{2}(u_j + u_w)$$

$$P_{BLI} = \frac{\dot{m}}{2}(u_j^2 - u_w^2) = \frac{F}{2}(u_w + u_w)$$

where, $\dot{m}$ = mass flow and P = mechanical power, BLIの効果を実験的に説明

単位時間当たりの空気質量
Since $u_j > u_w$, $P_{no BLI} > P_{BLI}$

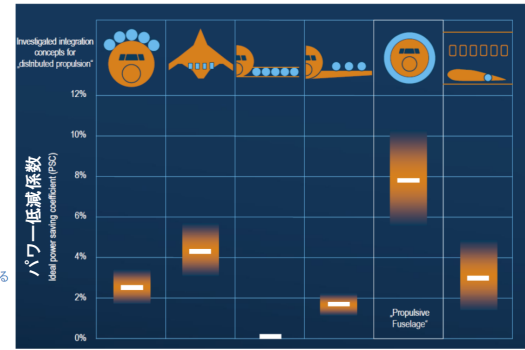
同じ推力 F を出すのに必要なパワーは
通常場合のパワー $P_{no BLI}$ > BLI 100%場合のパワー P_{BLI}

上式で $u_j = u_{\infty} + \Delta u_j$, $u_w = u_{\infty} - \Delta u_w$ とすると、推進効率 $\eta = F u_{\infty} / P$ は、
通常場合 $\eta_{no BLI} = F u_{\infty} / F(u_{\infty} + \Delta u_j / 2) = 1 / (1 + \Delta u_j / 2 u_{\infty})$
BLI 100%場合 $\eta_{BLI} = F u_{\infty} / F(u_{\infty} - \Delta u_w / 2) = 1 / (1 - \Delta u_w / 2 u_{\infty})$
よって、 $\eta_{no BLI} < \eta_{BLI}$

参考文献[2]

BLIの適用形態と効果のイメージ

胴体上方 全翼機上方 主翼内部 主翼上方 胴体全周 主翼内部



参考文献[1]

Univ of Cambridge, Sargeant, Performance of a Boundary Layer Ingesting (BLI) Propulsion System, AIAA2007-450

参考文献[2]

Bauhaus Luftfahrt, Concept study "Propulsive Fuselage"

BLI — 適用例

★ 最新航空機がBLIを適用する形態は様々であり、機体は電動ファンのブレードが機体と一体化している
★ BLIの効果は数%~15%のCO2排出削減

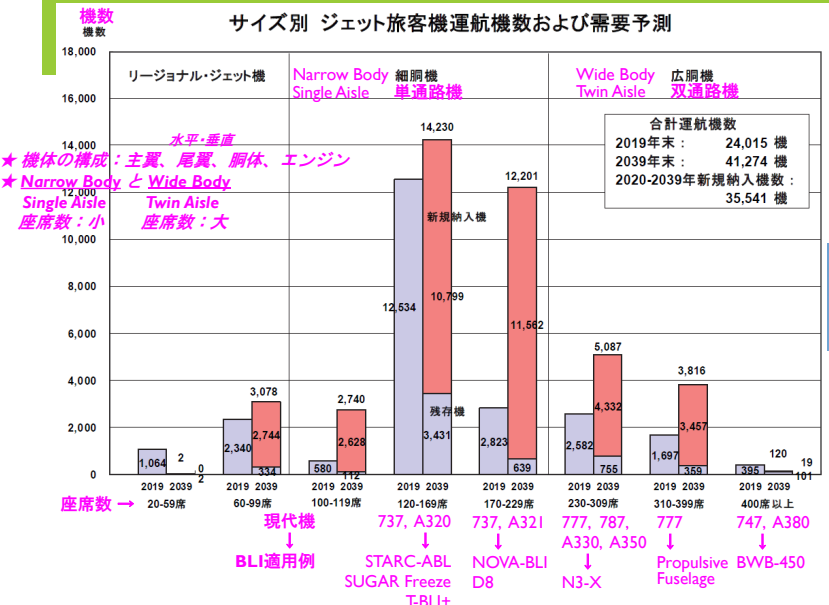
機体	組織	機体形状	BLIファン位置	BLI効果CO2排出量	推進方法	就航年	座席数	後続距離nm	速度M	離陸重量lb
STARC-ABL	NASA	従来形状	尾部 全周	-3.4% ※	ジェットエンジン + 発電機 + 電動BLIファン	2035	154	3500 (6482)	0.785 (834)	134740 (61.1)
SUGAR Freeze	Boeing	高翼トラス形状	尾部 全周	-9.0%	LNGガスタービン + 燃料電池 + 超電導BLIファン	2040	154	3500 (6482)	0.7 (744)	158800 (72.0)
T-BLI+	DLR	従来形状	尾部 全周	-3.8%	ジェットエンジン + 発電機 + 電動BLIファン	2035	165	3100 (5741)	0.78 (828)	173942 (78.9)
Propulsive Fuselage	Bauhaus Luftfahrt	従来形状	尾部 全周	-14%	BLIジェットエンジン	2035	340	4800 (8890)	0.78 (828)	448269 (203.3)
TailWind	Ampaire	高翼形状 尾翼なし	尾部 全周	-5%	バッテリー + 電動BLIファン	2020 年代前半	9	86 (160)	不明 (828)	1102 (0.5)
NOVA-BLI	ONERA	胴体扁平形状	尾部 側方	-5.2%	BLIジェットエンジン	2025	180	3000 (5556)	0.82 (871)	174162 (79.0)
D8	Aurora	胴体扁平形状	尾部 側方	-15%	BLIジェットエンジン	2035	180	3000 (5556)	0.78 (828)	153670 (69.7)
BWB-450	Boeing	全翼形状	尾部 側方	-5.5%	BLIジェットエンジン	2035	468	7750 (14353)	0.85 (903)	746300 (338.5)
N3-X	NASA	全翼形状	尾部 側方	4%以上	ターボエンジン + 超電導発電機 + 超電導BLIファン	2040	300	7500 (13890)	0.84 (892)	496000 (225.0)

※ 電動化の効果を含む

速度(km/h)は高度11kmの場合

参考文献は次ページ以降参照

【参考】 現代機とBLI適用例(1/2)



★ 機体の構成: 主翼、尾翼、胴体、エンジン
★ Narrow BodyとWide Body
Single Aisle 座席数: 小
Twin Aisle 座席数: 大

座席数 →

現代機

↓

BLI適用例

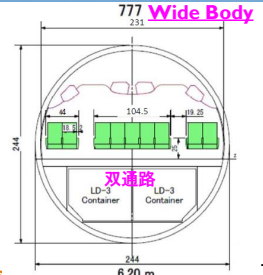
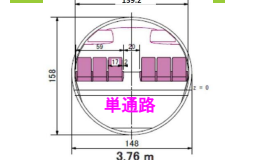
↓

STARC-ABL
SUGAR Freeze
T-BLI+

↓

737, A320
737, A321
777, 787, A330, A350
777
747, A380

参考文献 JADC, 民間航空機に関する市場予測 2020-2039, http://www.jadc.jp/files/topics/157_ext.01_0.pdf



BLI 適用例(4/11)

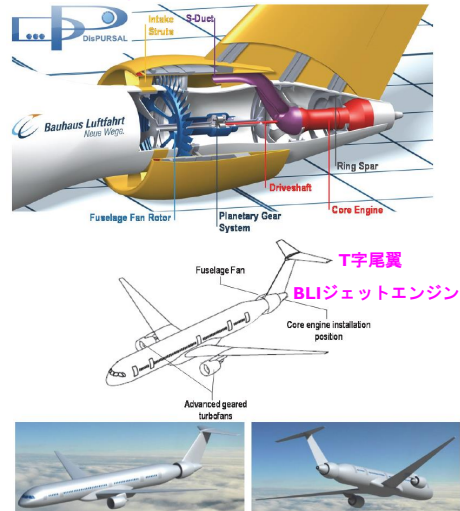
Propulsive Fuselage
Bauhaus Luftfahrt



従来
形状

BLIファン 位置	BLI効果 CO ₂ 排出量	推進方法	就航年	座席数	後続距離 nm	速度 M (km/h)	離陸重量 lb (ton)
尾部 全周	-14%	BLIジェットエンジン	2035	340	4800 (8890)	0.78 (828)	448269 (203.3)

Propulsive Fuselage 独 Bauhaus Luftfahrtが設計、BLIジェットエンジンを翼前縁後部から1番配置



Design Range	[nm]	2035R 4,800	2035R 4,800	PFC+ 4,800	BLI あり
Accommodation	[PAX]	340	340	340	
MTOW	[kg]	229,000	206,270	203,335	
OEI	[kg]	123,638	123,462	127,235	
OEI/MTOW	[-]	0.54	0.599	0.626	
MZFW	[kg]	169,039	170,345	174,120	
MLW	[kg]	179,000	182,265	186,305	
Ref Area, Airbus Gross (SW)	[m ²]	363.1	335.4	330.7	
Wing Aspect Ratio, Airbus Gross	[-]	9.3	12.6	12.6	
Wing Span	[m]	58	65	64.7	
Fuselage Length	[m]	63.7	67.0	69.0	
Wing Loading (MTOW/SW)	[kg/m ²]	630.7	615	615	
Total Max. Static Thrust (SLS)	[kN]	632.6	627.2	618.1	
Thrust-to-Weight (SLS, MTOW)	[-]	0.282	0.31	0.31	
TOFL (MTOW b.t. ISA, SL)	[m]	2,346	2,225	2,300	
VREF (MLW, ISA, SL)	[KCAS]	131	133	137	
Ingested Drag Ratio, β	[%]	n/a	n/a	23.2	
L/D (Typ. CRZ, FL350, ISA)	[-]	20.7	22.5	30.7	
Total cruise TSFC	[g/kN·s]	16.2	13.1	15.3	
(Typ. CRZ, FL350, ISA)	[-]	M0.80/ M0.78	M0.80/ M0.78	M0.78/ M0.75	
Typical LRC/MRC	[-]				
Design Payload, Max PAX	[kg]	34,680	34,680	34,680	
Block Fuel, Max PAX, 4,800nm	[kg]	62,166	42,257	36,295	
Typ. CRZ, FL350, ISA	[-]	datum	-32.0%	-41.6%	42%
ΔBlock Fuel, Max PAX, 4,800nm	[-]				14%
Typ. CRZ, FL350, ISA	[-]				

燃料消費・CO₂排出量削減 42% (2030年代機比)

BLIによる削減 14%

参考文献 Bauhaus Luftfahrt, Distributed propulsion and ultra-high by-pass rotor study at aircraft level, 2015

BLI 適用例(5/11)

TailWind
Ampaire



高翼
形状
尾翼なし

BLIファン 位置	BLI効果 CO ₂ 排出量	推進方法	就航年	座席数	後続距離 nm	速度 M (km/h)	離陸重量 lb (ton)
尾部 全周	-5%	バッテリー +電動BLIファン	2020 年代前半	9	86 (160)	不明	1102 (0.5)

TailWind 米スタートアップ Ampaireが設計、小型機(8人乗りビジネス機)でBLIを適用、バッテリーによる完全電動

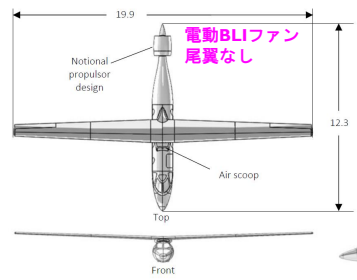
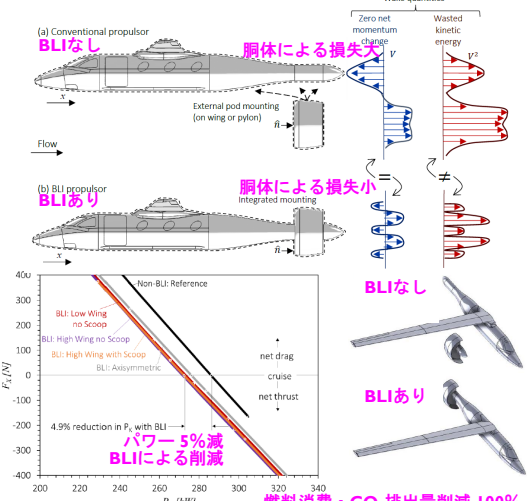


Figure 1 - Multiview projection of the Ampaire TailWind (9 passenger version) with notional propulsor design. Dimensions in meters.



燃料消費・CO₂排出量削減 100%

BLIによる削減 5%

参考文献 Ampaire, Development of a Ducted Propulsor for BLI Electric Regional Aircraft - Part I: Aerodynamic Design and Analysis, AIAA2019-3853 13

BLI 適用例(6/11)

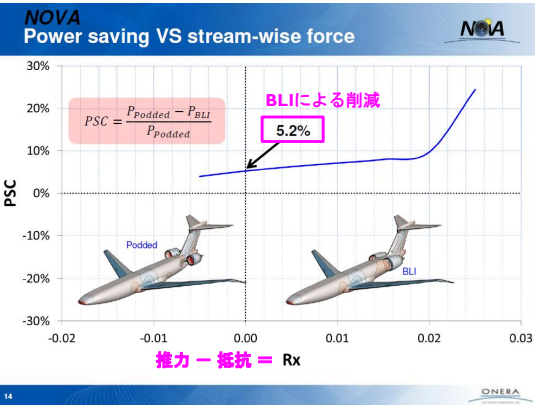
NOVA-BLI
ONERA



胴体
扁平
形状

BLIファン 位置	BLI効果 CO ₂ 排出量	推進方法	就航年	座席数	後続距離 nm	速度 M (km/h)	離陸重量 lb (ton)
尾部 側方	-5.2%	BLIジェットエンジン	2025	180	3000 (5556)	0.82 (871)	174162 (79.0)

NOVA-BLI 仏 ONERAが設計、BLIジェットエンジンを翼前縁後部から1番配置



燃料消費・CO₂排出量削減 記載なし

BLIによる削減 5.2%

参考文献 ONERA, Development of NOVA Aircraft Configurations for Large Engine Integration Studies, AIAA2015-2254

ONERA, Development of NOVA Aircraft Configurations for Large Engine Integration Studies, 2017

BLI 適用例(7/11)

D8
Aurora



胴体
扁平
形状

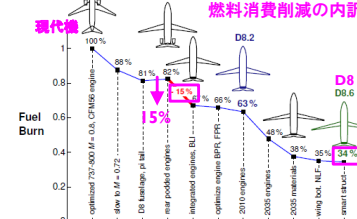
BLIファン 位置	BLI効果 CO ₂ 排出量	推進方法	就航年	座席数	後続距離 nm	速度 M (km/h)	離陸重量 lb (ton)
尾部 上方	-15%	BLIジェットエンジン	2035	180	3000 (5556)	0.78 (828)	153670 (69.7)

D8 米NASAプロダクトから制作及びAuroraが設計、BLIジェットエンジンを翼前縁後部から1番配置、実験で評価

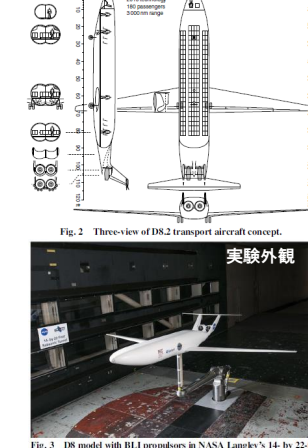
文献[1]



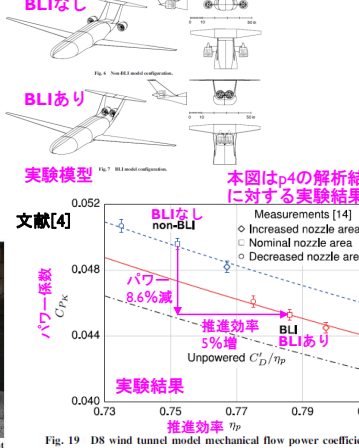
文献[2]



文献[3]



文献[4]



燃料消費・CO₂排出量削減 66% (現代機比)

BLIによる削減 15%

参考文献 [1] Aurora, Design and Development of the D8 Commercial Transport Concept, ICAS 2018

[2] MIT, Boundary Layer Ingestion Propulsion - Benefit, Challenges, and Opportunities, 5th UTIAS Workshop on Aviation and Climate Change, 2016

[3] MIT, Boundary Layer Ingestion Propulsion Benefit of the D8 Transport Aircraft, AIAA J Vol. 55, No.11, 2017

[4] MIT, Boundary Layer Ingestion Propulsion Benefit for Transport Aircraft, JPP Vol. 33, No.5, 2017

BLI 適用例(8/11)

BLIファン位置	BLI効果 CO ₂ 排出量	推進方法	就航年	座席数	後続距離 nm (km)	速度 M (km/h)	離陸重量 lb (ton)
BWB-450 Boeing	全翼形状 尾部 上方 -5.5%	BLIジェットエンジン	2035	468	7750 (14353)	0.85 (903)	746300 (338.5)

BWB-450 NASAプログラムでBoeingが検討。全翼機の機体上方にBLIジェットエンジンを多数配置。

文献[1]

文献[2]

BASELINE PODDED

Benefit With AFC



	Cent	w/Short Duct
Capture	PT1/PT0 1	0.979
Ram Drag ESFC (%)	0	-6.27
Inlet Recov PT2/PT0	0.998	0.973
Engine SFC (%)	base	5.13
Drag (%)	base	-1.93
Weight (lbs)	base	-6400

	Airpl
Design TOGW (lbs)	768200
TO Thrust (lb/eng)	63300
Block Fuel (lbs)	249760
delta fuel (%)	base

3,000 nmi Range: 70% Load Factor	
TOGW (lbs)	56600
Fuel Burned (lbs)	85800
delta fuel (%)	0

燃料消費・CO₂排出量削減 45% (現代機比)
BLIによる削減 5.5%

1 - (1 - 0.42) × (1 - 0.055) = 0.45
燃料消費・CO₂排出量削減 45% (現代機比)
BLIによる削減 5.5%

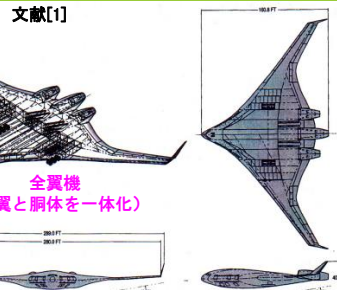


Figure 9 Second-generation Blended-Wing-Body.

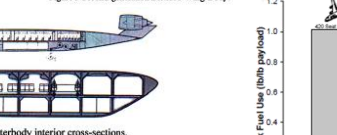


Figure 25 Centerbody interior cross-sections.

参考文献 [1] Boeing, DESIGN OF THE BLENDED-WING-BODY SUBSONIC TRANSPORT, AIAA2002-0002
[2] Boeing, Blended Wing Body Systems Studies: Boundary Layer Ingestion Inlets With Active Flow Control, NASA/CR-2003-212870

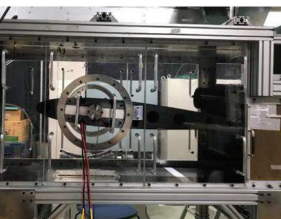
BLI 適用例(10/11)

BLIファン位置	BLI効果 CO ₂ 排出量	推進方法	就航年	座席数	後続距離 nm (km)	速度 M (km/h)	離陸重量 lb (ton)
エミッションフリー航空機 JAXA	全翼形状 尾部 上方 8%超	水素ガスタービン+燃料電池+超電導発電機+超電導BLIファン	2050	150	不明	不明	不明

エミッションフリー航空機 JAXAが検討。全翼機の機体上方に超電導BLIファンを多数配置。動力は全翼機の水素ガスタービン+燃料電池+超電導発電機+超電導BLIファン。



図1 コア分離型・電動推進航空機(JAXA)



実験外観 図5 モデル設置時の風洞外観

実験による前進方向力と消費電力の関係
(風速=0, 20, 30, 40[m/s])

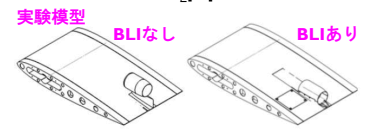
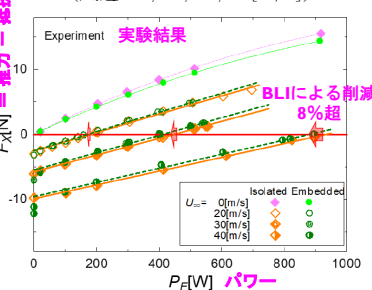
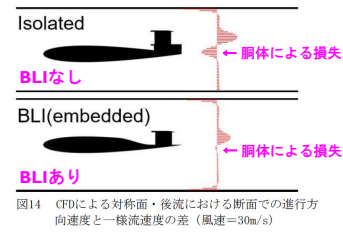
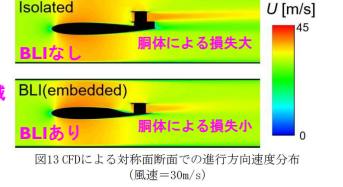


図2 風洞模型(左:参照用分離形式, 右:BLI(上部埋め込み))

解析結果

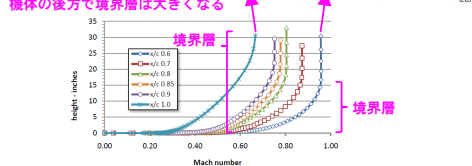
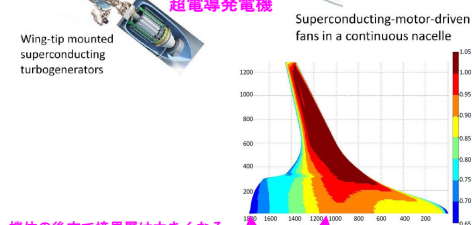


燃料消費・CO₂排出量削減 100%
BLIによる削減 8%超

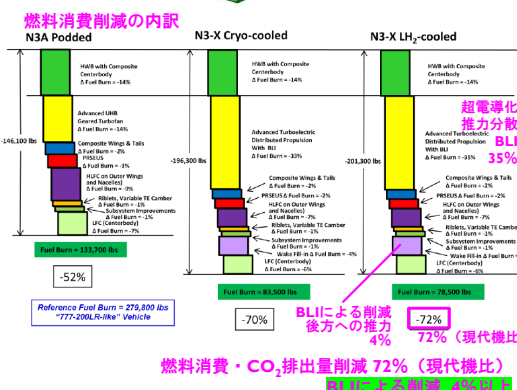
BLI 適用例(9/11)

BLIファン位置	BLI効果 CO ₂ 排出量	推進方法	就航年	座席数	後続距離 nm (km)	速度 M (km/h)	離陸重量 lb (ton)
N3-X NASA	全翼形状 尾部 上方 4%以上	ターボエンジン+超電導発電機+超電導BLIファン	2040	300	7500 (13890)	0.84 (892)	496000 (225.0)

N3-X NASAが検討。全翼機の機体上方に超電導BLIファンを多数配置。動力は全翼機のターボエンジン+超電導発電機。



参考文献 NASA, Turboelectric Distributed Propulsion in a Hybrid Wing Body Aircraft, 2011



参考文献 NASA, Turboelectric Distributed Propulsion in a Hybrid Wing Body Aircraft, 2011

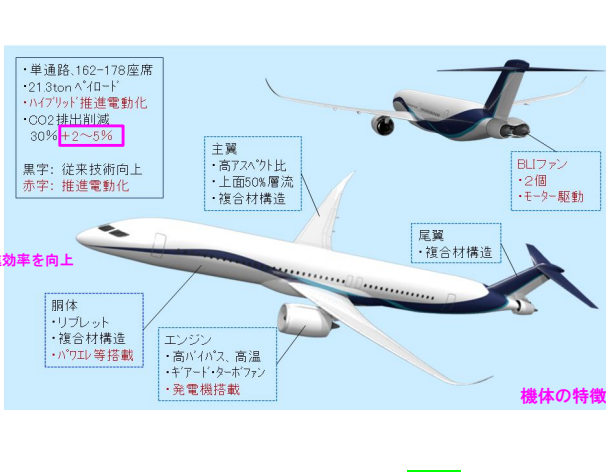
BLI 適用例(11/11)

BLIファン位置	BLI効果 CO ₂ 排出量	推進方法	就航年	座席数	後続距離 nm (km)	速度 M (km/h)	離陸重量 lb (ton)
旅客機TRA JADC	従来形状 尾部 全周 -2~5%※	ジェットエンジン+発電機+電動BLIファン	2035	162-178	3500 (6482)	0.785 (834)	153642 (69.7)

旅客機TRA JADCが検討。胴体後部は電動BLIファンを多数配置。57ARC-ABELに基づき検討。



図3 TRA JADCが検討。胴体後部は電動BLIファンを多数配置。57ARC-ABELに基づき検討。



燃料消費・CO₂排出量削減 2~5% (2030年代機比)
BLIによる削減 記載なし

BLI — まとめ

BLIは、境界層の速度が遅い部位から空気を吸い込み、後方の速度が遅い部位へ空気を噴出するため、必要なパワーが少なくて済む（推進効率がよくなる）効果がある

本誌は、電動航空機における境界層吸い込み（BLI）の概要として、以下を示した

なぜ、必要か

★ 電動航空機は電動ファンを追加し、BLIを適用することで効率が向上する

原理・評価手法

★ BLIの原理は1990年代から明らかになり、その評価手法が確立されている

適用例

★ 電動航空機がBLIを適用する形態は様々であり、機体と電動ファンのブレンドが鍵

★ BLIの効果は数%～15%のCO2排出量削減