航空環境研究 No.25（2021）, PP.1 − 7

研究報告

航空機騒音の離陸滑走開始時の後方指向性 *

中澤　宗康（航空環境研究センター　副主任研究員）

1 はじめに

航空機は、停止状態から離陸速度まで加速する際に離陸時に推力が最も大きくなるため、それに応じて騒音も非常に大きくなる。そのため、離陸時の滑走路周辺への騒音影響は特に大きい。この影響を評価するために、航空機騒音の実測に加えて予測も行われているが、音の伝搬は単純な球面状ではなく、騒音の側方過剰減衰や放射指向性の変化などのいくつかの影響要因がある。本研究ではこのうち、騒音の指向性に着目した調査を行った。

1.1 騒音の放射指向性

航空機に限らず現実の騒音源となる物体は騒音の指向性、いわゆる音の広がり方にそれぞれ特有の形状を持っている。自由空間上の点音源であれば、幾何学的な球面状に音は広がっていくが、航空機騒音はそのようにはなっていない。

航空機の場合、主な騒音源はメインエンジンであり、現代の旅客用航空機で多いジェット機であれば左右主翼に懸架されているターボファンエンジンが該当する。本研究では、数も多く騒音影響も大きいジェット機に着目して調査するが、ターボファンエンジンの場合は、円筒形のケースがあり、給排気の方向の影響により、前後方向に騒音が出る。ただし後方へのエンジンの噴射については、真後ろに出た騒音はそのまま進むのではなく、斜め後ろ方向に向かうことが知られている。なぜ、真後ろに出た音が斜め方向に曲がるかというと、エンジン後方ではエンジンのコア噴流、バイパス噴流、周辺大気と速度の違う空気が流れるため境界層ができ、この境界層により音の屈折が発生することが理由である[1)]。このため、航空機の騒音の指向性は真後ろに最も小さく、斜め後ろ方向に行くにしたがって徐々に音が大きくなるという形状となっている。

こういった航空機騒音の指向性を細かく実測調査したような事例はあまりないようだが、一例として米軍の軍用機F-35の地上静止状態でのエンジン後方の指向性の例[2)]を紹介する。エンジン騒音の後方指向性の測定結果を図1に示す。これはエドワーズ空軍基地で騒音計235台を同心円状に6列（63, 94, 125, 250, 500, 1000 ft）、機体の左半分180度にわたってほぼ5度刻みで配列して測定した結果の一つである。後方エンジンブラストを避けるために機体真後ろの領域には騒音計は設置できなかったようだが、それでも機体斜め後方に強く指向性が出ていることがよくわかる。

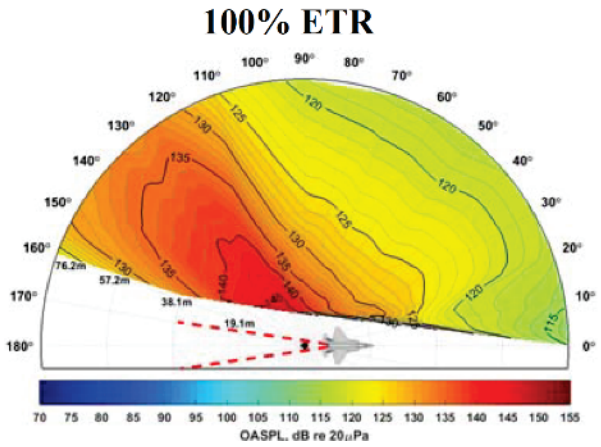

図1　静止ランナップ時のジェットエンジン（F35）の騒音の指向性の例。文献2）より引用

また、測定された騒音指向性の形状は条件によって変動し、エンジン推力の強さによって変動するということや、周波数解析を行うと周波数間でも指向性の形状に違いがあることが示されている。このことから、エンジンの騒音指向性はエンジンの種類や状態で違いがある可能性が示唆され、ここで示された結果を他機にそのまま適用できるとは限らないこともわかる。

* Study on aircraft noise directivity of behind the start of takeoff roll

この結果からは、騒音指向性の違いを生む条件としては、コア噴流/バイパス噴流間の速度差、騒音の周波数構成などがありそうだことは推察できる。では、これらの条件が異なる民間用航空機の場合はどのような指向性となるだろうか？これについては、参考となるものが既存の騒音予測に用いられるガイドラインの中に騒音指向性モデルが含まれるのでそれを紹介する。

1.2 騒音予測における指向性モデル

前述のとおり、航空機の離陸開始時の推力の強さに起因して滑走路付近の騒音影響が大きいため、より適切に評価するべく、騒音予測ガイドラインにおいてもいくつかの補正を加えることとなっている。

既存の騒音予測ガイドラインであるECAC Doc.29やICAO Doc.9911では騒音の指向性モデルが含まれており、その中でも飛行騒音の指向性モデルと離陸滑走開始時の後方指向性のモデルが別々に用意されている。図2にガイドライン中で使用されている指向性を示す。飛行騒音は90度ダイポールを利用し、離陸後方の指向性は別途専用の形状が用意されている。既存の予測モデルSAE-AIR1845[3]、ICAO Doc.9911第1版[4]、ECAC Doc.29 第3版[5]で使用される離陸後方滑走指向性は、以前までは機体の真後ろがかなり小さく、形状がきついモデルを使用していた。現在の予測モデルICAO9911 第2版[6]、ECAC Doc.29 第4版[7]では、2004年に実施されたアメリカ運輸省のVolpe Centerの測定報告[8]に基づいて新しい指向性計算式に変更し、形状が緩やかになった。

Volpe Centerの測定は、ワシントンダレス空港の滑走路30方向の周辺に、滑走路端を中心とした同心円状に騒音計を配置して実施された。騒音計はおよそ半径900 ftと、1950 ftの2つの同心円状に15度刻みで配置されたが、900 ft円は180度にわたるのに対し、1950 ft円は設置エリアの関係で90度程度の範囲であった。追加で機体真後ろ180度方向に1500 ft、3600 ft、4600 ftの3地点に検証用の騒音計を設置したものである。13機種分測定し、騒音のばらつきがやや大きいものの、予測用の指向性としてジェット機用とプロペラ機用の2種に平均してまとめており、その結果が先のガイドラインに採用されている。

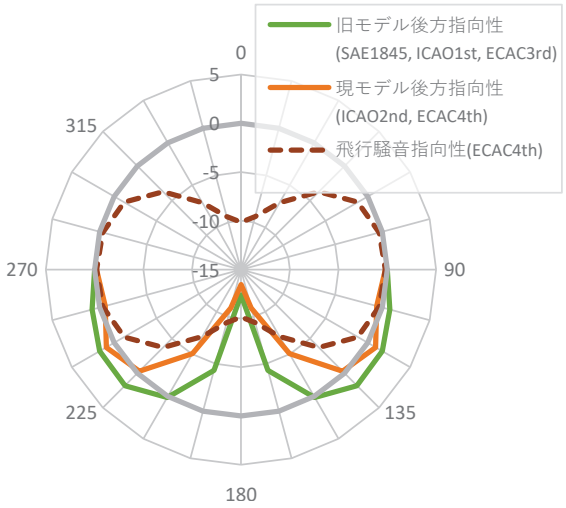

図2. 騒音予測ガイドライン中の各指向性モデルの形状

一方、日本でも過去には、この指向性モデルの確認を目的として、磯部ら[9]が離陸騒音の後方指向性の実地計測を成田空港で行っている。結果としては、真後ろで小さく斜め後ろで大きくなるものの、極端な指向性までは計測されないという結果であった。また測定当時は、着陸騒音や滑走路反対方向からの離陸騒音など、他の航空機運航と混合すると、離陸滑走時の後方指向性の影響は全体の騒音影響に対してそれほど大きくはない状況であり、あまり重要視されていなかった。しかし、近年は航空機の飛行騒音、特に離陸騒音が小さくなり、離陸滑走指向性の影響が無視できなくなりつつある。このため、妥当性の確認が必要になった。

加えて、Volpe Centerの測定以降15年が経つが、この間に、B787やA320neoといった新型機種の登場および就航が進んできている。特に航空機エンジン回りでは、バイパス比の上昇や、ギヤードターボファンエンジンのような構造の変化といった改良がおこなわれてきている。この影響により、航空機の後方指向性が既存の指向性モデルに比べて変化している可能性がある。

そこで妥当性を確認する目的で、航空機の離陸滑走時の後方指向性について、測定を実施し、現

在のモデルとの違いについて比較した。

2 測定

航空機騒音の離陸滑走時の後方指向性を検証するため、日本の成田空港の滑走路周辺で騒音測定を実施した。

2.1 測定状況

測定対象は、A滑走路34L方向の離陸で、測定期間は2020年10月28日～11月3日であった。

A滑走路から航空機は866機離陸したが、34L方向の離陸機は576機で、これらはすべてジェット機であった。しかし、ビジネスジェット等小型機も21機あったため、対象から除外した。

留意点として、これらの期間はあいにく、コロナウイルス感染拡大の影響により旅客数が減っている状況であり、やや離陸重量が軽い可能性はあったが、それ以外は通常の離陸手順であった。

2.2 騒音計の配置

騒音計は、機体が滑走開始すると想定される位置である滑走路端から100 m内側の地点を中心として、同心円状に3列配置した。円の距離は、滑走路周辺で騒音計が設置可能な場所から決定し、A列は580 m、B列は720 m、C列は1500 mを目安に計画した。しかし、実際の滑走路周辺のフィールドは、平坦で開けた土地ばかりではなく、起伏もあれば建物もあり、土地管理者の設置可能エリアの指定もある。このため、必ずしも計画した位置に設置せず、場所に応じて修正を行った。

また、指向性は左右対称であると仮定したが、機体の右側は空港施設が多いために騒音計がほとんど設置できる場所が無く、機体の左側を中心に配置した。ただし、左右対称の確認のためにA列のみ2地点を配置した。

さらに、A-180度地点は空港の規制区域で、B-270度地点は崖であったため、重要な地点であったが設置を断念した。他にも、窪地や建物の影になりそうな場所は音響伝搬の影響が少なくなるように、計画位置から若干動かした。このため、完全な同心円状にはなっていない。

最終的にA列で9地点、B列は7地点、C列は8地点の合計24地点を、図3のように配置した。これらの地点は、基本的に騒音計のマイクの高さ1.5 mで設置した。ただし、やや窪地となっているB285地点はマイク高さ4 mに、B210地点はマイク高さ2 mに変更した。騒音レベルは100 msごとに騒音計のメモリーカードに記録した。

他にもいくつかのデータを追加で取得した。航空機の位置を得るため、航空機から発せられるADSBを受信して、そのうちの位置情報を使用した。また運航記録を得て、騒音計に記録された個々の航空機の離陸時刻、便名、機種名を識別した。最後に気象庁ホームページより、千葉測候所の10分単位の気温、気圧、風向、風速、降水量の気象データを取得した。

図3　成田空港での後方指向性騒音の測定地点

3 分析

測定された騒音データは個別の便ごとに分解し、時刻等をもとに運航記録と照合した。同様に、気温・風向・風速の気象データとも照合した。この際、風向および風速は区分しやすいよう、滑走路延長方向および直交方向のベクトル風速へと変換した。

これら測定データを、機種別、同心円別、角度別に分類し、レーダーチャートに表し騒音の放射状態を確認した。また、既存の指向性モデルとの比較ができるように、各列の地点の騒音値から、A,C列については270度地点とのレベル差を計算し、これを測定された指向性として確認した。なお、B列については、270度を設置できなかったので、代わりに285度地点とのレベル差を計算している。

3.1 分析にあたっての課題

離陸滑走時の騒音の後方指向性の作成においては、算定するにあたってのいくつかの課題を検討する必要がある。

今回、算定する騒音指標はL_{Amax}とL_{AE}とし、L_{Amax}については測定された騒音の最大の値、L_{AE}については最大の時点から10dB小さくなるまでの一連の積分値とした。問題は、通常の飛行騒音の測定とは違い、この最大騒音値の時点は航空機と騒音計が最も接近した時点とは限らない、という点である。というのは、離陸滑走時は推力を上げながら前進する一方、機体後方に設置した騒音計からは離れていくため、推力上昇による騒音上昇と、機体前進による騒音の距離減衰が同時に起こる。一方、今回の測定結果と比較する相手となる既存の騒音予測ガイドラインでは、航空機騒音は一定距離の直線区間の移動をまとめた単位で算定する。このため、予測で用いられる初期滑走区間のL_{Amax}とL_{AE}であれば、整合性に問題は生じない。このため、そのまま離陸開始区間の騒音指標として分析を実施した。ただ、今回の結果は、滑走開始の瞬時の指向性ではなく、滑走開始後の一定滑走区間の幅をもった指向性であるということには留意する必要がある。

また同様に航空機の位置についても留意点がある。実際の航空機は滑走路に走行進入した後、滑走路方向に正対して離陸開始するが、その際に必ずしも決まった地点で必ず停止するものではなく、ブレーキを踏んで停止する機体もあれば、ブレーキを踏まず緩やかに移動したあとそのまま推力を上げる機体もいる。このため、推力を上げ始める地点は想定した滑走路端から100 m地点とは限らず、機体と騒音計の間の角度は、計画方位との若干の角度のずれが生じるが、これについては無視している。最も内側の円の側方であるA270地点が、角度のずれの影響が大きくなるが、機体位置等を見ると概ね10度以下ぐらいの誤差であった。この際、ADSBデータから離陸を判別したが、インターセクション離陸はなく、滑走路端の誘導路から滑走路に入って離陸開始した機体のみであった。

最後に、機体後方の150度から210度方向は、指向性の影響により騒音値が小さくなるため、暗騒音+10dBを超えないデータが多く、測定率が低かった。B180地点で対象運航の23%、C180地点で対象運航の2.2%しかなかった。しかし2地点離れたB210では82%、C210では48%と大幅に増えることから、かなり極端な指向性による騒音低下があることがうかがえる。また、騒音が小さく欠測扱いとした騒音を含めると、B,C列の機体真後ろ方向の騒音は、実際には平均としてはさらに小さい騒音値である可能性がある。ただ、これを検証するには同様に位置関係でかなり暗騒音の小さい地点を見つける必要があり、今回の測定結果からの検討は難しいといえる。

4 結果

結果は、個別便あるいはカテゴリー分類に平均したデータを、列別および角度別の地点ごとにレーダーチャートに記述した。データは測定騒音値そのものと、機体側方270度あるいは285度との騒音差から作成した指向性の2種類を用意し、それぞれの傾向を、要素別に確認した。

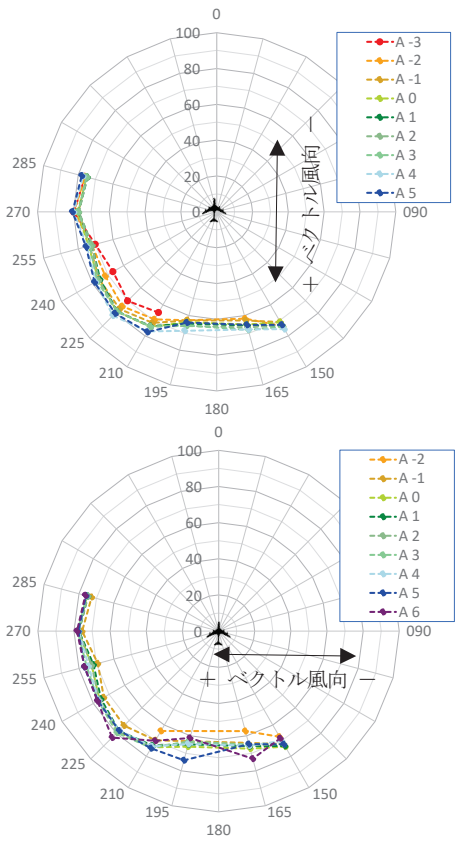

図4　ベクトル風速別の騒音値の変化（A列）
上段：滑走路方向ベクトル、下段：滑走路直交ベクトル

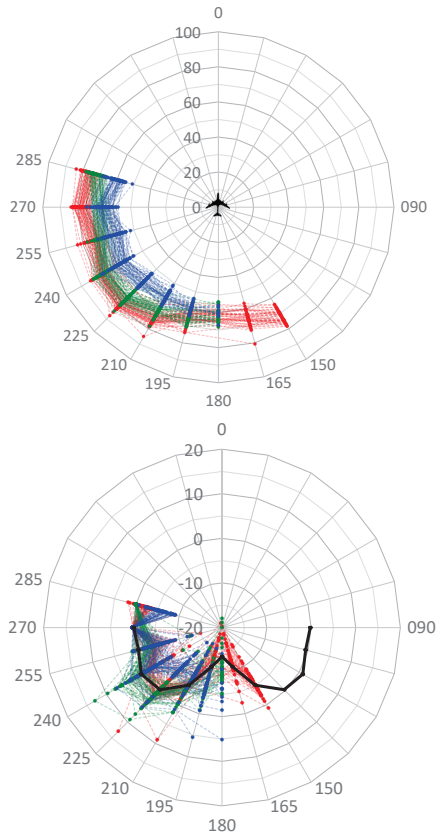

図5　騒音測定結果（L_{Amax}）
上段：測定値、下段：算出した指向性
赤：A列、緑：B列、赤：C列

4.1 気象の影響

気象の影響を確認するため、気象データのうち風向および風速から、滑走路方向および滑走路直交方向のベクトル風速を算定し、両方向のベクトル風速1 m/s単位に騒音値を平均した。まず、測定期間中の状況であるが、ベクトル風速は滑走路方向、滑走路直交方向とも最大6 m/sであった。これを分類すると、傾向としては、やはり風速に比例して騒音が増減していた。しかし、指向性の形状全体が風の影響で同方向に移動するため、指向性の形状の変動は大きくはなかった。また、風の強かった際の運航便数はそれほど多くはなく、微風ともいえるベクトル風速±3 m/sに運航全体の95%近くが収まる結果であった。このため以降の分析においても、特段の配慮はせず、全体を平均して騒音指標および指向性の算定を行った。

4.2 指標の影響

騒音の指標L_{Amax}およびL_{AE}、さらに測定騒音値および機体側方騒音との差分である指向性、のそれぞれについて結果を比較した。測定した個別便の騒音値を角度別にプロットし、列別に色分けしたレーダーチャートを作成した。

まずL_{Amax}で、騒音値と指向性のレーダーチャートを図5に示す。左の騒音値であるが、ややばらつきがあるが、列別に形状は揃っている。A列B列は比較的近い形状だが、青のCだけ若干形状が違う。これは後述する減衰の影響かと思われる。また右の指向性についてはECACと比較すると全体的に音が小さい。

他にも同様にL_{AE}について分析したが、騒音値、指向性ともにL_{Amax}との極端な差はほとんどなかったため詳細な説明は割愛する。これは騒音の継続時間がある程度一定しているからだろうと思われる。

4.3 機種・世代・サイズの影響

航空機種の世代による離陸滑走開始時の指向性の違いを確認するために、ロールアウト年を基

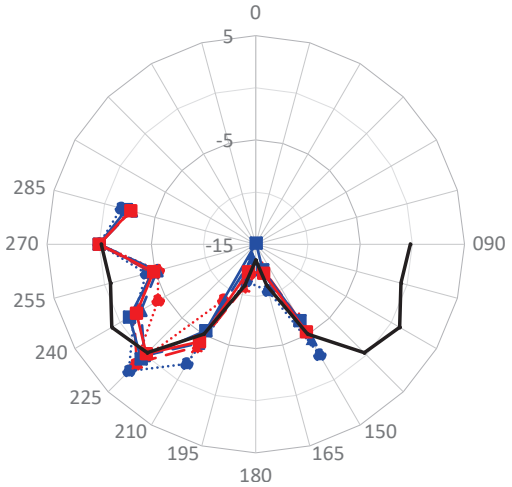

図6　機種世代/サイズ別のL_{Amax}指向性
青：2000年以前、赤：2000年以降ロールアウト
●：小型機、▲：中型機、■：大型機
●(A320/321ceo, B737)、●(A320/321neo)，▲(B767, A330ceo)、▲(B787、A330neo、A350)
■(B777、B747-400)、■(B747-8)

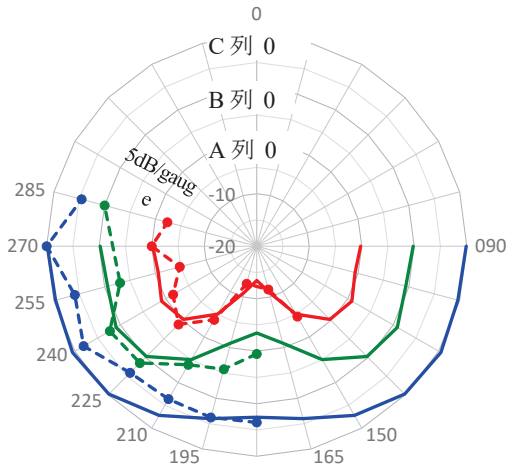

図7　距離による指向性形状の違い
赤：A列(580 m),緑：B列(720 m),赤：C列(1500 m)
点線：実測結果、実線：指向性モデル
※注：見やすくするためB列に+10dB、C列に+20dBしてずらした

準として古い機種と新しい機種に分けた指向性を算出した。便宜的に2000年より前にロールアウトした航空機種を古い機種、2000年以降にロールアウトした機種が新しい機種として分類した。加えて、機種サイズの違いも影響を与える可能性があるので、単通路機が小型機に、300席程度より少ない双通路機が中型機に、多い双通路機を大型機と分類した。これらの分類を平均した指向性を図6に示す。

赤は新世代機、青は旧世代機であるが、世代間の違いは明確ではない。ほんの少し、旧世代機に対して新世代機の方が指向性は小さいが、1-2dB程度しかないため差は無いといえる。また、機体サイズの違いも目に見える違いは見えない。

4.4 指向性の減衰

予測モデルでは、2500 ft(762 m)以遠で指向性を減衰させる。この減衰状況を確認するため、列別に平均した指向性を図7に示す。

遠方であるC列は1500 m=4921 ftであるため、比較すべき指向性モデルの形状を、該当距離に合わせて変えている。なお図は見やすくするために、B列は+10 dB、C列は+20 dBして、円の外側にずらしてある。

結果として、2500 ft以内のAB列は、実測とモデルの指向性がほぼ合致した。

また、BC列の後方がやや大きいが、欠測により大きい騒音しか補足できていない影響もあると思われる。

2500 ftより遠いC列は、斜め後ろの210-255度において、モデルに対して実測の指向性が全体的に減ってしまっている。C225では5 dB近く乖離している。距離が離れているため評価が難しいが、モデルが違っている可能性を示唆している。

5 まとめと考察

騒音計算に用いられる離陸滑走開始時の後方の指向性を確認するため、成田空港の周辺で滑走路端を中心とした同心円状に騒音計を配置し、騒音の測定を行った。さらに、機体側方を基準とした相対騒音値を指向性として算出し、形状の違いを検討した。

航空機騒音予測で用いられるL_{Amax}とL_{AE}の2指標での指向性を算出したが、これらの間の違いがほとんど現れなかった。また、機種別に指向性を算出したが、機体サイズによる違いも明確ではなく、機種世代による違いも明確には現れな

かった。最後に機体からの距離による指向性の形状の変化を確認した。機体から2500 ft以内の指向性についてはほぼ騒音モデルと同じ結果となったが、2500 ft以遠の指向性については騒音モデルで示すものと若干違いが見られ、斜め後方において騒音モデルよりも実測値がやや過大であった。これは指向性の形状の変化モデルが適切でない可能性を示唆する結果である。

これらの結果からは、現在の指向性モデルがほぼ正しいということがわかったが、距離による指向性の形状変化だけは、変化のための補正方法について、さらなる検討の必要があるといえるだろう。ただ、分析においても述べたが、今回の測定結果ではC列の距離は大体1500 m=4921 ftで、この距離まで離れてしまうと、かなり騒音値が小さくなることが測定上の課題として存在する。このため、特に真後ろの地点で暗騒音に対して充分な大きな航空機騒音イベントを測定することができなかったこともあり、データ量という点で指向性モデルを変えるべきというにも、やや証拠が不足している状況である。特に距離に伴う指向性の変化を検証するにしても、騒音の伝搬経路が地面に近い状況であり、この場合は地表面や気象の影響を大きく受けるため、地表面性状や気象状況といった条件が違う状況の検証も必要となる。つまり、今回の成田空港での測定だけでなく、他滑走路や他空港のような違う地点であったり、他の時期の違う気象状況下であったりした際のデータを総合的に分析する必要がある。

とはいえ、騒音値が小さいということは、空港周辺住民などへの影響も少ないということもあるため、早急に指向性モデルの向上が必要という状況ではない。このため、測定を行うのであれば良好な地点の選定、あるいは別途のデータが用意できるのであればデータの蓄積をかさねることが、今後の適切なモデル構築の道筋となると思われる。

謝辞

現地騒音測定にご協力いただいた成田国際空港株式会社の皆様に感謝いたします。

参考文献

1) 鈴木崇夫. "剪断層内で発生する音の伝播について," ながれ 第24巻4号, 日本流体力学会, 2005年8月
2) Michael M. James1 et al., "Acoustic Emissions from F-35 Aircraft during Ground Run-Up, " Proceedings of the 21st AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, AIAA AVIATION Forum, June 2015.
3) Society of Automotive Engineers, Committee A-21, Aircraft Noise, Procedure for the Calculation of Airplane Noise in the Vicinity of Airports, Aerospace Information Report No. 1845, Society of Automotive Engineers, Inc., Warrendale, Pennsylvania, January 1986.
4) International Civil Aviation Organization, Recommended Method for Computing Noise Contours Around Airports, ICAO Doc 9911 1st edition, 2008.
5) European Civil Aviation Conference, Report on Standard Method of Computing Noise Contours Around Civil Airports, ECAC Doc 29 3rd Edition, 2005.
6) International Civil Aviation Organization, Recommended Method for Computing Noise Contours Around Airports, ICAO Doc 9911 2nd edition, 2018.
7) European Civil Aviation Conference, Report on Standard Method of Computing Noise Contours Around Civil Airports, ECAC Doc 29 4th Edition, 2016.
8) Behind Start of Take-off Roll. Aircraft Sound Level Directivity Study- Revision 1. Final Report, U.S. Department of Transportation; DOT-VNTSC-NASA-12-01 NASA/TM-2012-217783, April 2015.
9) 磯辺正臣, 篠原直明, 吉岡序, 山田一郎 "離陸滑走時の航空機騒音の指向性," 日本騒音制御工学会研究発表会講演論文集, 日本騒音制御工学会, 2002年9月