

3D11 JAXA で整備した CRM-HL 8%半裁模型を用いた風洞試験 計画と初回風洞試験について

○香西政孝、村山光宏、村田耀、浦弘樹、伊藤靖、高石武久（宇宙航空研究開発機構）

JAXA's Test Plans and Preliminary Low-speed Wind Tunnel Test Results with 8% Scale Semispan High Lift
Common Research Model
Masataka Kohzai, Mitsuhiro Murayama, Yo Murata, Hiroki Ura, Yasushi Ito, and Takehisa Takaishi (JAXA)

Key Words: high-lift, airframe Noise, low speed wind tunnel

Abstract

JAXA participates in the international framework (CRM-HL Ecosystem) for the purpose of verifying CFD technology development of high-lift configurations and has prepared a CRM-HL 8% half-span wind tunnel model, which is a scale model of the common model for high-lift configurations (CRM-HL) designed there. This presentation will introduce an overview of the wind tunnel model and the wind tunnel test plan. Additionally, in early FY2025, wind tunnel tests were conducted in JAXA's 6.5m x 5.5m low-speed wind tunnel to obtain the basic performance of the CRM-HL model and to investigate the noise reduction effect of the high-lift device and main landing gear. Aerodynamic coefficients, pressure distribution, unsteady pressure, and noise source measurements were conducted. Surface flow visualization on the main wing with tuft was also conducted with the baseline configuration to understand the phenomenon in the stall region. A preliminary report on the test result for the reference configuration was presented.

1. はじめに

航空機の機体開発において飛行エンベロープにおける巡航飛行以外の領域の飛行特性を正確に予測することは重要な課題であり、低速域の離着陸形態の飛行特性予測はそれらの課題の内の一つである。離着陸形態においてはスラット・フラップなどの高揚力装置を主翼から展開して揚力を増加させる。設計サイクルの早い段階で高揚力装置の開発のための風洞試験やCFDが実施され、空力性能の改善、構造評価用のデータが取得される。高揚力形態の空力現象は乱流境界層、渦、後流など複数の非定常流れが幾何学的にも複雑な主翼形状に作用することからCFDによる精度良い性能予測が難しい。この領域で使用するCFDを検証して信頼性を高めるために2010年頃にHigh Lift Prediction Workshop (HLPW)[1-3]が実施された。しかし、CFD検証用の風洞試験データについて形状データやデータ精度が十分に定義されていないことが判明した際には、ワークショップ課題となったプロジェクトが終了した後であったため追加データの取得が難しかったことなどの問題があった。

これらの問題を対処するために2018年にNASAとBoeingが主導して離着陸形態のCFD検証を目的として、高品質の風洞試験データを取得する計画を立て、国際的な枠組みの構築が進められた。最新の旅客機形状を詳細に模擬して設計した世界初の離着陸形態（高揚力装置）の標準模型を定義し[4, 5]、各国の研究機関・機体メーカーで構成される「CRM-HL

エコシステム」を構築した。高揚力形態の空力解析、設計、認証のためのCFD技術開発の検証を目的とした国際コミュニティである。各研究機関でCRM-HL風洞模型を製作して風洞試験を行い、CFDワークショップと並行して風洞試験データを集めて共有する計画が現在も進められている[6]。

過去にJAXAでは巡航形態用のCRM模型を所有し試験データの比較や公開を実施した[7, 8]ことから、CRM-HLエコシステムへの参加依頼があった。参加要件として、模型製作、風洞試験の実施、データ共有などの活動が求められていた。JAXAは大型低速風洞を所有しており、NTF、ONERA、DNW等の世界の主要風洞が参加する活動に参加することで風洞の付加価値向上につながることから、JAXAでもCRM-HL模型の導入のための検討を開始し、2020年頃からエコシステムへ参加した。模型の製作規模が大きいことからすぐに模型を製作することは難しかった。その中で、旅客機機体騒音低減技術飛行実証(FQUROH-2)部門内プロジェクトで研究開発した機体騒音の低騒音化コンセプトについて、飛行実証を行う特定の機体のみならず、世界的に認知された一般的な機体形状に適用して成果を公表し、ベンチマークを示す必要性が認められたことから2023年度から2024年度にかけてCRM-HL8%半裁風洞試験模型を製作した。本講演ではJAXAでのCRM-HL模型の導入目的、風洞試験模型の詳細、初回風洞試験の概要を紹介する。

2. JAXA での CRM-HL 模型の導入目的

FQUROH-2 プロジェクトでの導入目的は、高揚力装置の低騒音化設計コンセプトについて一般的な機体形状で有効性を実証することである。CRM-HL エコシステムに対しては低騒音化前の音源計測データを公開すること、また NASA LaRC が 14-by 22-foot 低速風洞で CRM-HL 10%半裁模型を用いて取得した音源分布計測データとの比較も計画している。

基盤技術研究ユニットで進めるオフデザイン空力予測技術の中で実施する失速予測技術開発における失速予測ツールの検証データとして、高揚力形態の失速域の詳細データを取得する。CRM-HL エコシステムで取得される高レイノルズ数データとの詳細比較を通して、レイノルズ数効果や JAXA の低速風洞で実施可能なレイノルズ数データとの差異を明らかにする。空気力や圧力分布データに加え、PIV や PSP データを提供することでCRM-HL エコシステムへの貢献が期待されている。

JAXA 低速風洞においては標準模型データの取得・公開による風洞の価値向上や他風洞との情報交換によって高揚力形態の試験技術の向上を目的としている。

3. JAXA で導入した CRM-HL 模型

3. 1. 模型概要

JAXA で製作した CRM-HL 模型の寸法概要を表 1 に示す。模型スケールは想定実機の 8%で、右舷側の半裁模型である。主としては JAXA6.5.×5.5m 低速風洞（LWT1）で使用することを想定し、実績のある JSM 模型[9]とほぼ同じハーフスパン長とし、共同研究を実施している川崎重工業（KHI）の低速低騒音風洞[10]においても騒音計測を目的とした試験の実施が可能なスケールとなっている。光学計測用として模型表面はつや有の黒色塗装を施している。模型はスラット、フラップ、主翼、胴体、ナセル・パイロン、水平尾翼、主脚で構成されている。ナセル・パイロン、水平尾翼、主脚については設置した形態と取り外した形態の両方での試験も想定している。模型の材料としては基本的にはアルミ合金を使用し、強度の必要な標準スラット支持金具やデバイスラット、デバイスラット支持金具、胴体については鋼材を使用した。

スラット・フラップの舵角設定について表 2 に示す。CRM-HL エコシステムで定義された形態について着陸と離陸形態に対応し、着陸形態についてはフラップ舵角を 3 度低くした低レイノルズ数用の形態にも対応している。フラップについては巡航に対応した形態も設定可能である。また、CRM-HL のリフ

アレンス形態を設定するにあたり、NASA で初めに製作された CRM-HL 10%半裁模型があり、こちらのデータを分析してリファレンス形態が設定された経緯[11]がある。NASA によってこの NASA 10%半裁模型を用いて騒音データ[12]が取得されており、これらのデータとの比較を目的として同じ形態でも試験が可能となっている。

表 1：模型寸法概要

項目	寸法
模型スケール	8%
全長	5.018m
ハーフスパン長	2.351m
基準面積	1.238m2
空力翼弦長	0.560m

表 2：スラット・フラップの舵角設定

目的	形態	スラット舵角	内舷フラップ舵角	外舷フラップ舵角
		[度]	[度]	[度]
CRM-HL	着陸	30	40	37
Ecosystem リ			37	34
ファレンス	離陸	22	25	25
データ取得	巡航	-	0	0
NASA 騒音	着陸	30	37	37
データ比較				

3. 2. 模型形状データ

模型製作にあたり、形状データは NASA で公開されているウェブサイト[13]の Reference Geometry から入手した。主翼・スラット・フラップ・尾翼の後縁厚みについては0.20 インチと 0.40 インチの選択肢があるが、大きい模型用の 0.20 インチを選択した。スラット支持金具、フラップフェアリングについてはウェブサイトで公開されていなかったの NASA 5.2%半裁模型の形状[14]を入手し、翼端・エルロン分割位置についても同様とした。フラップフェアリングについては Reference Geometry でも共有されている形状があるが、設計が遅れた為、各機関では独自設計した形状を用いており、JAXA では高 Re 数データが取得されている NASA5.2%半裁模型の形状と同様の形状で製作した。

NASA 騒音データ比較形態についてはスラット配置、スラット支持金具形状、フラップ舵角、フラップフェアリング形状、ナセルリップ形状がリファレンス形状と異なるため、NASA から直接入手した形状を用い、リファレンス形態との交換が可能な設計となっている。

主脚について、リファレンス形状として主脚簡易

形状が定義されているが、詳細形状で主脚の低騒音化の研究を進めたかったため、NASA 騒音データ比較形態と同様に NASA から直接入手した主脚形状 [12]を用いて製作した。

3. 3. 模型詳細

CRM-HL8%半裁模型のJAXA6.5m×5.5m 低速風洞測定部への設置概要について図 1 に示す。風洞設備のターンテーブルに対してターンテーブル支持架台、5 分力天秤、天秤アダプタを介して芯金が固定される。風洞床面の境界層の影響を低減するために胴体対称面をかさ上げたスタンドオフを床面に固定し、スタンドオフが受けた空気力が模型の空気力計測に影響しないようにスタンドオフと胴体対称面はラビリンス形状となっている。スタンドオフの高さについては LWT1 における床面境界層の排除厚の 2 倍と 4 倍の高さ（ラビリンスの距離を含む）とした。事前の床面境界層の測定結果から風速 50m/s から 70m/s の間の排除厚が 15mm であったことから、30mm と 60mm の高さのスタンドオフを製作した。スタンドオフによって床面の影響を低減することはできるが、影響をさらに低減する可能性のある形態 [15]として対称面と床面に隙間を設けたギャップ形態での試験も可能とした。

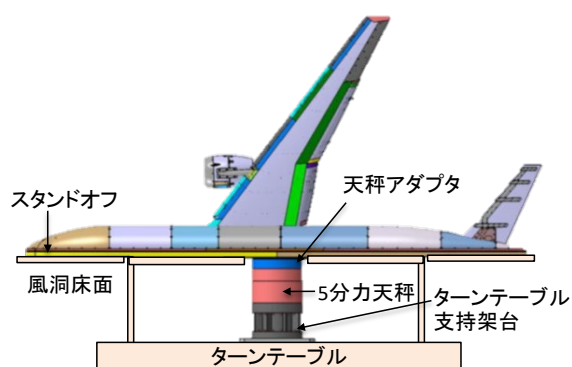
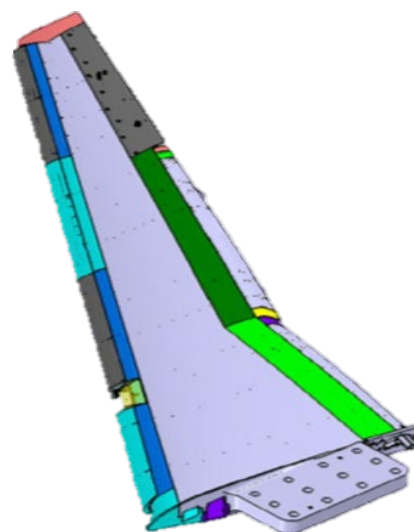


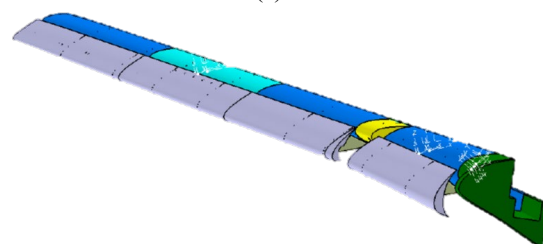
図 1：風洞模型の設置概要

主翼およびスラットの形状を図 2 に示す。主翼前縁には内舷スラット、外舷スラット、後縁には内舷フラップ、外舷フラップが取りつく構造となっている。外舷スラットについては製作と設置の容易さの点で 3 分割とした。リファレンス形状の定義としても適切に分割しても良いとされている[5]。スラットについては通常の圧力孔や非定常圧力センサが設置された標準スラットに加え、低騒音化デバイスが設置可能となっているデバイススラットの 2 セットを製作した。デバイススラットについては後縁付近で分割できるようになっており、下面にはデバイスを設置するためのタップ穴が設けられている。3 分割

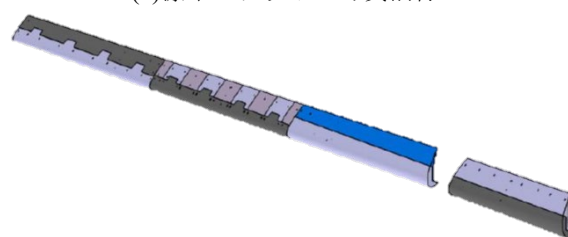
された外舷スラットの真ん中のスラット（#2 スラット）についてはスパン方向に 9 分割されており、支持金具の近傍のスパン位置と支持金具のないスパン位置について個別に後縁長を設定できるようになっている。



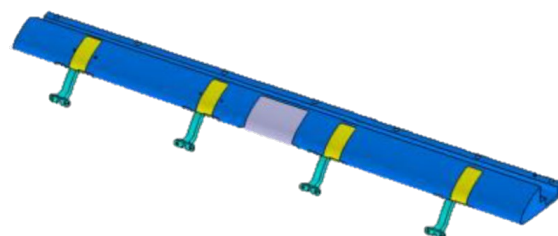
(a)主翼



(b)標準スラット+母翼前縁



(c)デバイススラット

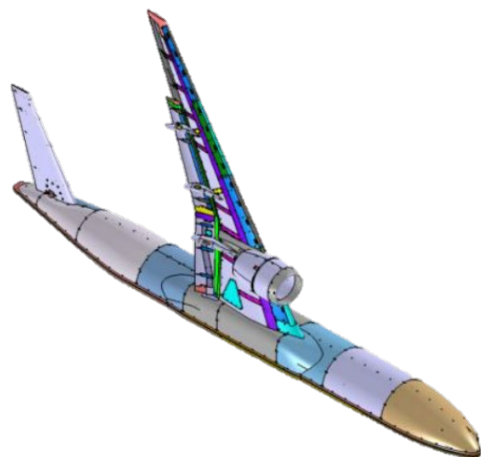


(d)#2 スラットに対応した母翼前縁

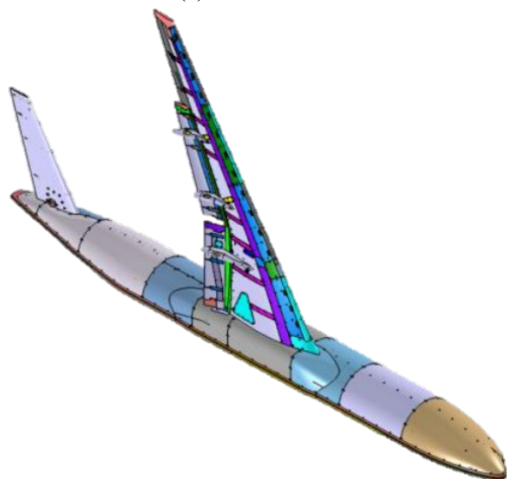
図 2：主翼およびスラットの形状

また、母翼前縁についても標準スラットとデバイススラットに対応したものをそれぞれ製作している。#2 スラットに対応した母翼前縁については、スラッ

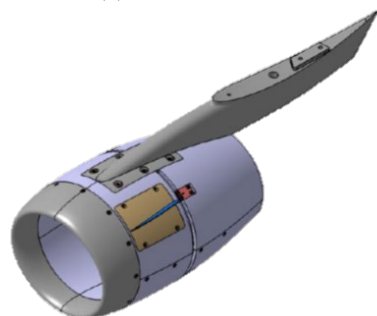
ト支持金具周辺のカットアウトの模擬を行うことができる。スラット支持金具 4 本の内、真ん中の 2 本については、荷重を持たせないダミー形状でも試験が可能となっている。フラップについて内舷フラップの外舷側と外舷フラップの両端が交換可能となっており、低騒音化デバイスの設置などの工夫が可能となっている。



(a)ナセル有形態



(b)ナセル無形態



(c)ナセル・パイロン形状（ナセルチェーン付き）

図 3：ナセル有無形状

ナセル有無の形態およびナセル・パイロン形状を図 3 に示す。基本形態はナセル・パイロンを設置した形態と考えているが、ナセルを取り外した状態でも試験可能なように内舷と外舷スラットを接続する

部品も製作した。ナセルチェーンについても有無の形態での試験が可能となっている。前述の NASA 10%半裁試験形態への変更にナセルリップも交換式となっている。

主脚形状を図 4 に示す。4 輪主脚を模擬した形状となっており、全高約 450mm でタイヤ直径は約 110mm である[16]。主脚本体は樹脂造形品であるが模型芯金等に対しては金属部材を使用している。主脚収納部に設けたキャビティ部分に設置することができ、主脚を取り外した形態でも試験が可能である。

模型表面の圧力孔の一覧を表 3 に、CRM-HL エコシステムで定義された主翼の圧力孔断面位置[5]との関係を図 5 に示す。風洞で所有している圧力計測システムや模型の制約により、エコシステムで定義された圧力孔断面（10 断面：A～G）のうち、8 断面（A～D、F～I）を選択し、圧力点数の総数を 433 点とした。胴体に 31 点、母翼に 159 点、スラットに 92 点、フラップに 84 点、ナセルに 15 点、水平尾翼に 52 点を配置した。なお、母翼上流側とスラットの圧力孔断面位置は前縁に垂直な断面となっている。また、非定常圧力センサを 16 点設置しており、主翼 15 点の設置位置を図 6 に示す。母翼・フラップ上面に 5 点、#2 スラットのコーブ面に 5 点、#2 スラットに対応した母翼前縁に 5 点、水平尾翼上面に 1 点非定常圧力センサを設置している。

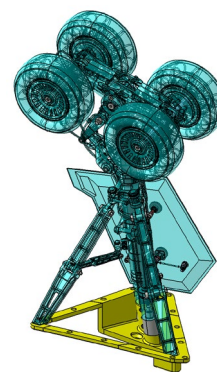


図 4：主脚形状

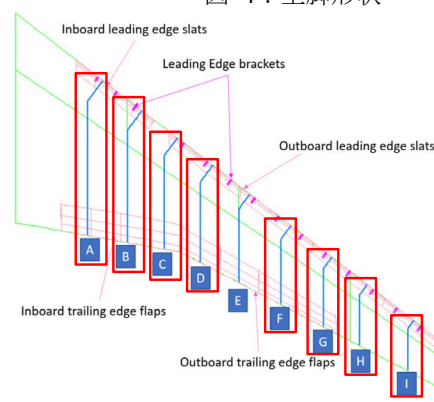


図 5：CRM-HL エコシステム定義圧力孔断面との対応（JAXA 模型では A～D、F～I を設置）

表 3：圧力孔設置位置

部位	部位詳細	位置	点数
胴体	—	0.05, 0.15, 0.25, 0.3, 0.35, 0.4, 0.45, 0.5, 0.55, 0.6, 0.7L	31
母翼	—	$\eta=0.160$	159
		$\eta=0.251$	
		$\eta=0.333$	
		$\eta=0.415$	
		$\eta=0.596$	
		$\eta=0.692$	
		$\eta=0.774$	
スラット	内 舷 ス ラ ッ ト	$\eta=0.160$	92
		$\eta=0.251$	
	外 舷 ス ラ ッ ト #3	$\eta=0.333$	
		$\eta=0.415$	
	外 舷 ス ラ ッ ト #2	$\eta=0.596$	
		$\eta=0.692$	
	外 舷 ス ラ ッ ト #1	$\eta=0.774$	
フラップ	内 舷 フ ラ ッ プ	$\eta=0.160$	84
		$\eta=0.251$	
		$\eta=0.333$	
	外 舷 フ ラ ッ プ	$\eta=0.415$	
		$\eta=0.596$	
		$\eta=0.692$	
		$\eta=0.774$	
ナセル	外 側	30-330° (Δ 60°)	15
	内 側	0-270° (Δ 90°)	
	総 圧	中心、45-315° (Δ 90°)	
水平尾翼	—	$\eta=0.30$	52
		$\eta=0.60$	
		$\eta=0.80$	
		$\eta=0.95$	
合計	—	—	433

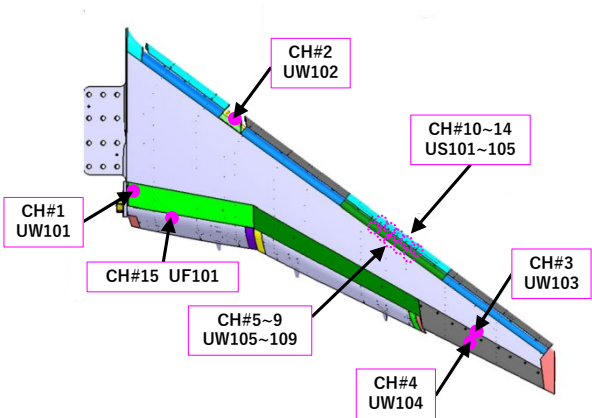


図 6：主翼の非定常圧力センサ設置位置

4．当面の CRM-HL 模型試験スケジュール

FY2025～FY2027 までの CRM-HL 模型を用いた試験スケジュールを表 4 に示す。FQUROH-2 プロジェクトにおいては FY2025 に JAXA LWT1 で 2 回の試験

を実施し、FY2026 に KHI の低速低騒音風洞において 1 回の試験を実施する。LWT1 においては高揚力装置および主脚の低騒音化デバイス評価を実施し、KHI の低騒音風洞においては遠方場騒音計測による騒音レベルの絶対値及び指向特性評価を実施する。失速予測技術開発の試験においては FY2025 から FY2027 にかけて年 1 回の風洞試験を実施し、失速域の詳細空力データ、失速の原因となる主翼剥離に関する可視化データおよび CFD 検証に必要な風洞・模型データ等を取得する。リファレンス形態で取得したデータについては早期にデータを公開し、CRM-HL エコシステムとの共有も進める。

表 4：CRM-HL 模型試験スケジュール

	FY2025		FY2026	FY2027
旅客機機体騒音 低減技術飛行実証 (FQUROH-2 PJ)	△ LWT1 #1	△ LWT1 #2	△ KHI #3	
失速予測技術開発 (オフデザイン空力)	△ LWT1 #1	△ LWT1 #2	△ LWT1 #3	

5．初回風洞試験の概要

5． 1．試験概要

CRM-HL 8%半裁模型の納入後の初回風洞試験は FQUROH-2 主体で実施する風洞試験で、2025 年 4 月から 5 月にかけて JAXA LWT1 で実施した。試験目的は新規に導入した風洞試験模型の機能確認および研究目的である高揚力装置と主脚の低騒音化効果の検証である。

試験条件としてはマッハ数 0.2 を基本とし、マッハ数 0.18 と 0.15 のデータも取得した。模型姿勢角の範囲は 0 度から 20 度とした。機体騒音については 0 度から 12 度を中心として測定を実施し、空力特性については想定される失速迎角である 18 度近傍を細かく取得しつつ 20 度までのデータを取得した。マッハ数 0.2 の試験においては通風中の温度が 22 度から 20 度程度まで変化したことから、風速は 70m/s から 71m/s、主翼コード長基準のレイノルズ数は 2.4×10^6 から 2.5×10^6 であった。

5． 2．使用風洞

風洞試験は国内最大級の大気開放型の循環式風洞である JAXA 6.5m×5.5m 低速風洞において実施した。風洞の概要図を図 7 に、風洞諸元を表 5 に示す。本風洞は 1965 年に建設された風洞であり、測定部は高さ 6.5m、幅 5.5m で四隅に 1m の切り欠きのある八角形の形状をしており、長さは 9.25m である。縮流比

は 1/5.33 で最大気流速度は 70m/s である。

測定部カートはストラットにより下方から模型を支持するストラットカート、スティングストラットにより後方から模型を支持するスティングカートが選択でき、カートを設置せずに測定部を開放して使用することもできる。本試験では模型支持装置の無いストラットカートにターンテーブルを設置して使用した（図 8）。迎角はターンテーブルで変角することができる。

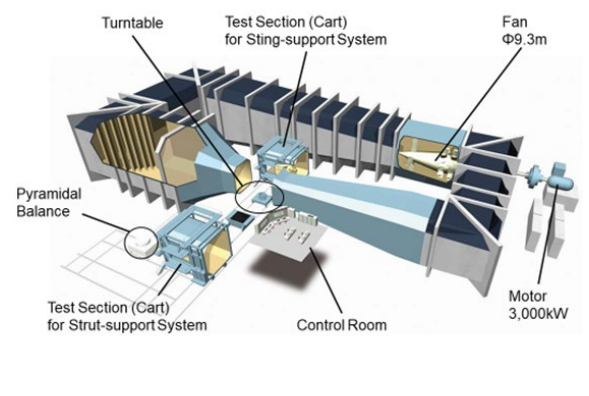


図 7：JAXA 6.5m×5.5m 低速風洞（LWT1）概要図

表 5：LWT1 の風洞緒言

項目	性能
型式	連続循環式（大気圧）
風速	1 ～ 70 m/s
測定部	6.5m × 5.5m、4 隅に 1m の切り欠きのある 8 角形
建設	1965 年



図 8：LWT1 ストラットカートに設置した CRM-HL 模型

5. 3. 試験実施形態

風洞試験を実施した形態について試験期間と優先度の点で表 6 の 3 形態の試験を実施した。CRM-HL Ecosystem 着陸形態について、初めに標準スラットを

用いて空力特性データを取得し、水平尾翼・チェーン・主脚の有無のデータを取得した。合わせて主脚の低騒音化効果のデータも取得した。次にリファレンス形態における騒音評価を実施するためにスラットをデバイススラットに交換してスラット・スラットトラック・フラップの低騒音化効果を調べる試験を実施した。最後に NASA 10%騒音データと比較可能な形態に変更して、空力特性および上記で実施した低騒音化形態の一部のデータを取得した。

表 6：試験形態

形態	スラット	スラット舵角 [度]	内舷フラップ舵角 [度]	外舷フラップ舵角 [度]
CRM-HL Ecosystem 着陸	標準	30	40	37
同上	デバイス	同上	同上	同上
NASA 騒音比較	デバイス	30	37	37

強制遷移用のラフネス設置位置と高さを表 7 および図 9 に示す。スラット下流とならない主翼上面、ノーズ、ナセル内外舷、パイロン、水平尾翼上面に設置した。高さについては過去の風洞試験[17]において実績のある高さのディスクラフネスを使用した。

表 7：ラフネス位置と高さ

部位	部位詳細	位置 [mm]	高さ [mm]	備考
主翼	内舷	22.7	0.251	3.6%C
	ナセル後流	22.8	0.251	3.6%C
	外舷	10.6	0.251	1.7%C
胴体ナセル	ノーズ	19.0	0.251	0.2%L
	外周	12.2	0.251	-
	内周	50.2	0.290	-
パイロン	上面	10.0	0.251	-
水平尾翼	上下面	37.5	0.251	10%C

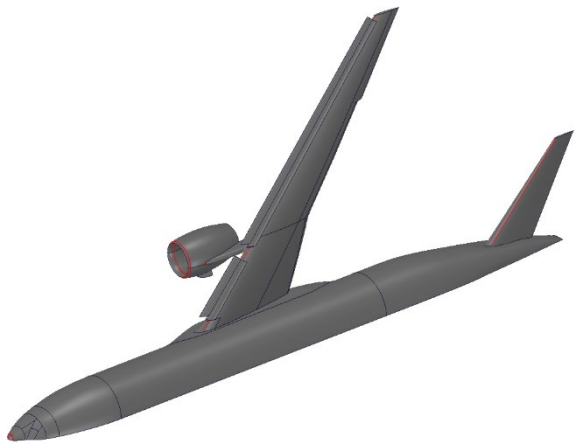


図 9：ラフネス設置位置（赤線位置に設置）

5. 4. 計測項目

計測項目を表 8 に示す。模型の空気力は半裁模型用 5 分力天秤で計測し、表面圧力 433 点は風洞所有の Optimus システムで ESP スキャナ 8 台を用いて計測した。模型に設置した非定常圧力センサについては FQUROH-2 チーム所有の計測装置で計測した。音源分布計測については航空利用拡大ハブ所有のマイクロフォンアレイと計測装置で計測を実施した。また、失速域の主翼剥離の状況を確認するために基準形態でタフトによる主翼表面流れの計測を実施した。

表 8：計測項目

計測項目	点数
天秤 5 分力	5
定常圧力	433
非定常圧力	16
音源分布	96
タフト	—

6. 風洞試験結果

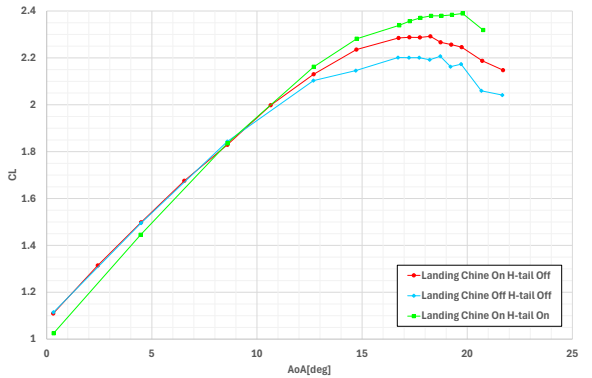
2025 年 5 月時点では風洞試験実施中のため、十分な考察が出来ていないが、主に基準形態の代表的な試験結果の概要について紹介する。

6. 1. 空力特性

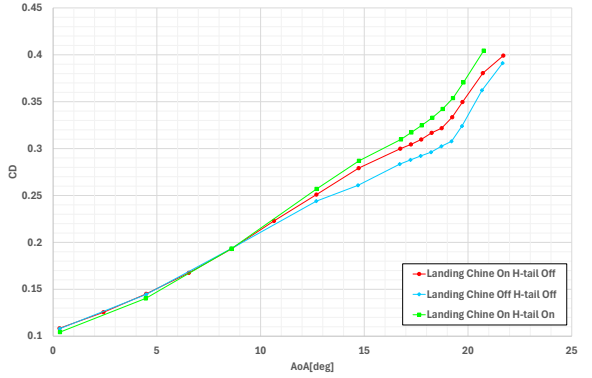
基準形態（Chine ON、H-tail OFF）に加えて、チャイン無形態（Chine OFF）、水平尾翼有形態（H-Tail ON）のマッハ数0.2の基準条件で取得した迎角（ α ）に対する空力係数データを図 10 に示す。なお、本試験データについては壁干渉補正を行った結果を用いている。基準形態のCLについては6.5度までは線形に増加し、迎角8.6度付近から増加率の低下がみられ、迎角18.2度まではCLが増加し、18.7度から低下して失速していることが分かる。CDについては迎角増加に伴って増加し、失速後にさらに増加率が上昇している。また、Cmについては迎角増加に伴って迎角18.7度まで増加し、20.7度までは低下して、21.7度で再度増加

している。

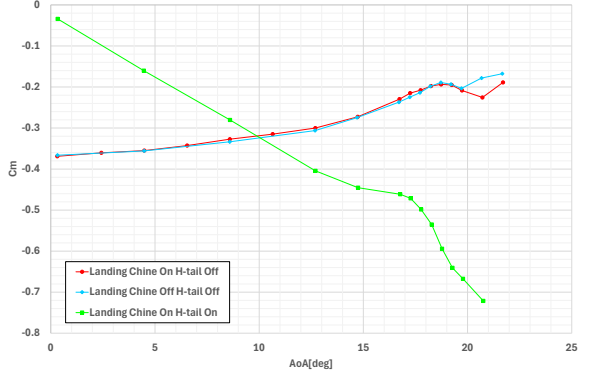
形態間比較について、チャイン無形態では高迎角において基準形態に比べて CL が 0.1 程度小さく、少し早い迎角（18.2 度）で CL が低下し始めている。チャインのナセルへの設置によって主翼剥離が抑制されていることが分かる。水平尾翼有形態では迎角 19.8 度まで CL が増加し、20.7 度で低下している。また、Cm について、迎角増加に伴って尾翼の揚力が増加して Cm が低下していることが分かる。



(a)CL- α



(b)CD- α

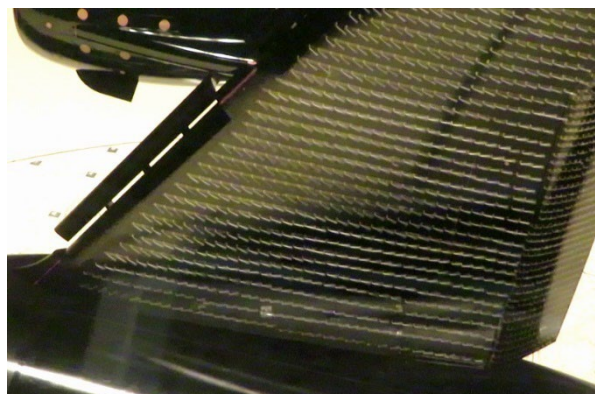


(b)Cm- α

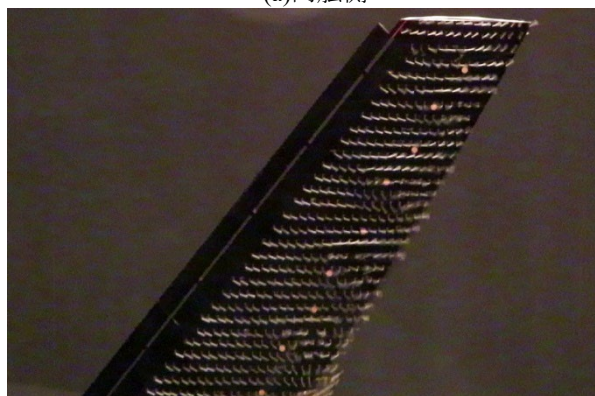
図 10：空力係数データ（マッハ数：0.2）

また、基準形態における CLmax の迎角（18.2 度）のタフト計測結果を図 11 に示す。静止画像では判別が難しいが、内舷側については主翼の胴体に沿った部分とナセルの後流でスラットの無い部分の主翼

上面の乱れが大きいことが分かった。また、外舷側について、スラット支持金具の外舷側から4本の後流部に楔状の乱れ領域が確認できた。フラップのある5番目の支持金具の後流には大きな乱れは生じていなかった。



(a)内舷側



(b)外舷側

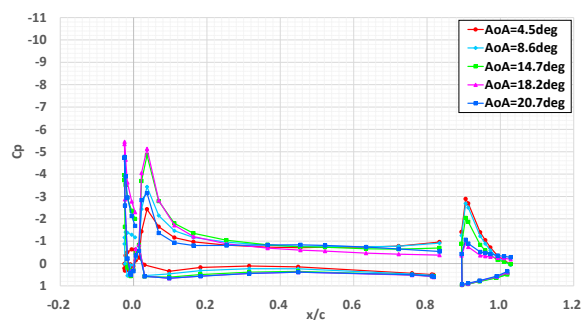
図 11： タフトによる主翼表面流れ（ $M=0.2$ 、迎角 18.2 度）

6. 2. 圧力分布計測結果

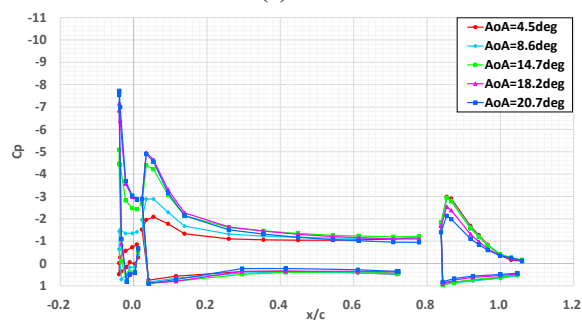
基準形態（Chine ON, H-tail OFF）のマッハ数 0.2 の基準条件で取得した圧力分布計測結果の内、断面 A（ $\eta=0.160$ ）、D（ $\eta=0.415$ ）、H（ $\eta=0.774$ ）圧力係数を図 12 に示す。横軸は各主翼断面（スラット、フラップは収納状態）の前縁と後縁間の機体軸方向の長さを 1 とした時の割合で整理している。断面 A のスラット、母翼、および断面 D の母翼について、前縁のサクションは CL_{max} まで増加し、失速後にわずかに低下している。また、断面 D のスラット、断面 H のスラット、および母翼のサクションについては迎角が増加するにつれて増加している。フラップについては、断面 A、断面 D とともに迎角が増加するにつれてサクションが低下しており、断面 A では迎角 14.7 度から、断面 D では迎角 18.2 度から大きくサクションが低下している。

チェーン有りとチェーン無形態について、マッハ

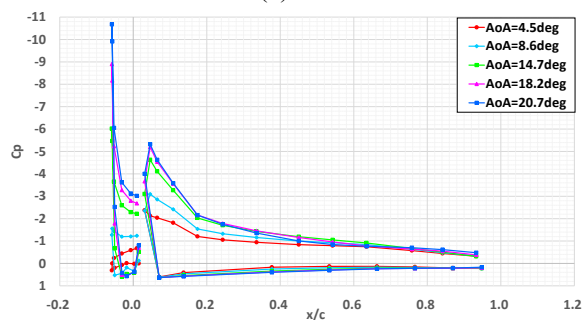
数 0.2 の基準条件で取得したチェーンの後流にあたる断面 B の圧力分布を比較したものを図 13 に示す。チェーン有無で CL に差がある迎角 14.7 度、 18.2 度において、チェーン無形態の主翼とフラップのサクションが小さく、スラットのみサクションが大きい。チェーンの設置により主翼上面の剥離が抑えられ、主翼、フラップにおける揚力を保つことができていくことが分かる。



(a)断面 A



(b)断面 D



(c)断面 H

図 12： 主翼の圧力分布データ（マッハ数： 0.2 ）

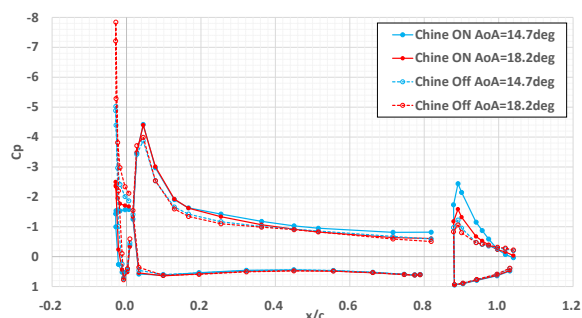
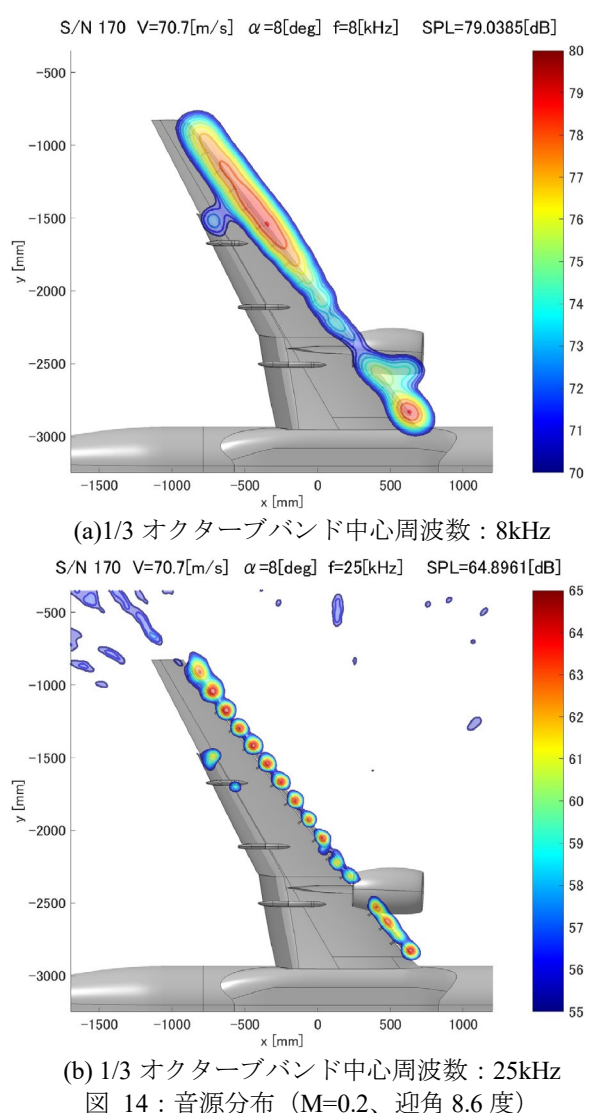


図 13： チェーン有無形態間の圧力分布データ比較（断面 B、マッハ数： 0.2 ）

6. 3. 音源分布計測結果

基準形態（Chine ON, H-tail OFF）のマッハ数 0.2 の基準条件で取得した音源分布の内、1/3 オクターブバンド中心周波数が 8kHz と 25kHz のものを図 14 に示す。8kHz ではスラット全域の音源が大きく、フラップ端部の音も比較的大きいことが分かる。25kHz ではスラット支持金具と内舷スラットの内舷端部から出る音が大きく、この周波数でもフラップ端部から音が出ていることが分かる。これらの音を低減するために低騒音化デバイスを設置した試験を実施したが、それらの結果については、別途報告することとしたい。



7. まとめと今後の課題

JAXA は高揚力形態の世界標準模型である CRM-HL8%半裁風洞試験模型を 2024 年度に製作した。JAXA での本模型の導入目的、模型詳細について紹介した。また、2025 年度初めに CRM-HL 模型の

基本性能の取得と、FQUROH-2 の目的である高揚力装置および主脚の低騒音化効果を調べるために JAXA 6.5m×5.5m 低速風洞において風洞試験を実施した。失速域を含む空力係数、圧力分布、非定常圧力分布のデータを取得し、失速開始迎角までについては音源計測を行った。失速域の現象理解のために基準形態についてはタフト計測を実施した。試験データ取得直後ということもあり、十分な考察はできていないが、本試験で取得した基準形態のデータの速報について紹介した。今後は本試験で取得したデータの分析に加え、次回試験に向けた模型設置手順や追加で取得すべきデータなどの課題の整理を進める。

謝辞

本試験の風洞試験の実施にあたり、FQUROH-2 部門内プロジェクトチームおよび JAXA 6.5m×5.5m 低速風洞の関係者の皆様には多大なるご支援を頂いた。協力頂いた皆様方に厚くお礼を申し上げる。

参考文献

- [1] Rumsey, C. L., Slotnick, J. P., Long, M., Stuever, R. A., and Wayman, T. R., “Summary of the First AIAA CFD High-Lift Prediction Workshop,” *Journal of Aircraft*, Vol. 48, No. 6, 2011, pp. 2068–2079.
- [2] Rumsey, C. L. and Slotnick, J. P., “Overview and Summary of the Second AIAA High-Lift Prediction Workshop,” *Journal of Aircraft*, Vol. 52, No. 4, 2015, pp. 1006–1025.
- [3] Rumsey, C. L., Slotnick, J. P., and Sclafani, A. J., “Overview and Summary of the Third AIAA High Lift Prediction Workshop,” *Journal of Aircraft*, Vol. 56, No. 2, 2019, pp. 621–644.
- [4] Lacy, D. S., and Sclafani, A. J., “Development of the High Lift Common Research Model (HL-CRM): A Representative High Lift Configuration for Transonic Transports”, AIAA Paper 2016-0308, 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting, January 2016.
- [5] Lacy, D. S. and Clark, A. M., “Definition of Initial Landing and Takeoff Reference Configurations for the High Lift Common Research Model (CRM-HL)”, AIAA-2020-2771, AIAA Aviation Forum, June 2020.
- [6] Slotnick J. P., “A CFD Validation Ecosystem to Advance the Prediction of Low-Speed

- Aerodynamics,” 34th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, 2024.
- [7] Ueno, M., Kohzai, M., Koga, S., Kato, H., Nakakita, K., Sudani, N., “80% Scaled NASA Common Research Model Wind Tunnel Test of JAXA at Relatively Low Reynolds Number,” AIAA 2013-0493, 2013.
- [8] Kohzai, M., Ueno, M., Koga, S., Sudani, N., “Wall and Support Interference Corrections of NASA Common Research Model Wind Tunnel Tests in JAXA,” AIAA2013-0963, 2013.
- [9] Yokokawa Y, Murayama M, Uchida H, and Tanaka K., “Aerodynamic influence of a half-span model installation for high-lift configuration experiment,” 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, AIAA 2010-684, 2010.
- [10] Hashioka, T., Murahashi, Y., Yasuda, H., Sawaki, Y., Onda, S., Tsuchimoto, Y., Nishizaki, Y., Suzuki, W., and Kawamura, T., “Test Summary of the Full-Span High-Lift Common Research Model at KHI aero-acoustic Low-Speed Wind Tunnel,” 34th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, 2024.
- [11] Evans, A., Lacy, D., Smith, I. and Rivers, M., “Test Summary of the NASA Semi-Span High-Lift Common Research Model at the QinetiQ 5-Metre Low-Speed Wind Tunnel,” AIAA Paper 2020-2770, June 2020. doi:10.2514/6.2020-2770.
- [12] Lockard, D. P., Turner, T. L., Bahr, C. J., and Hutcheson, F. V., “Overview of Aeroacoustic Testing of the High-Lift Common Research Model,” AIAA2021-2113, AIAA Aviation Forum, 2021.
- [13] <https://commonresearchmodel.larc.nasa.gov/high-lift-crm/high-lift-crm-geometry/reference-geometry/>
- [14] Ertsgaard, M. L., and Winski, C. S., “Development of NASA 5.2% Semispan High Lift Common Research Model (CRM-HL),” AIAA2025-1127, 2025.
- [15] Eder, S., Hufnagel, K, and Tropea C., “Semi-span Testing in Wind Tunnels,” 25th International Congress of the Aeronautical Sciences, 2006
- [16] Ito, Y., Takaishi, T., Ozawa, Y., and Tohru Hirai, "Aeroacoustic Characteristics of Stand-Alone Main Landing Gear of High-Lift Common Research Model," 2025 AIAA AVIATION Forum, Las Vegas, NV, July 2025, to be presented.
- [17] Uchiyama, T., Kohzai, M., Miki, H., Hirotani, T., Sudani, N., Shutoku, H., “Experimental Investigation of a 160% Scaled NASA Common Research Model at Low Speed Conditions,” AIAA2019-2190.