

宇宙航空研究開発機構研究開発資料

JAXA Research and Development Memorandum

屋外エンジン騒音試験における 防風壁による風環境改善の実現性の検討

仲田 靖, 賀澤 順一

2010年9月

宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency

屋外エンジン騒音試験における 防風壁による風環境改善の実現性の検討*

仲田 靖^{*1}, 賀澤 順一^{*1}

Feasibility Study of Windbreak Walls to Improve the Wind Conditions in Outdoor Static Engine Noise Tests^{*}

Yasushi NAKATA^{*1} and Junichi KAZAWA^{*1}

ABSTRACT

Outdoor static engine noise tests for aircraft noise certification or verification of developing engine noise reduction technologies are required to be conducted under the limited wind conditions to maintain the reliability of the measured far field noise data. In some cases, the uncontrollable wind can be the major factor which causes the delay of engine development projects or noise reduction technology research programs. In order to minimize the risk, the feasibility of windbreak walls to improve the acoustical arena wind conditions was studied by Computer Fluid Dynamics (CFD) analysis. Several configurations of windbreak walls were parametrically analyzed and evaluated. As a result of the analysis, it was found that some windbreak wall configurations had the possibility to improve the acoustical arena wind conditions, but did not have enough windbreak effect against the crosswind from specific directions. Further study is necessary to find more feasible and practical windbreak wall configurations.

Keywords : Aircraft Engine Noise, Turbofan Engine, Static Engine Noise Test, Far Field Noise Measurement, Wind Limits, Sound Propagation, Refraction, Acoustic Shadow, Windbreak Wall, CFD

概 要

航空機用ジェットエンジン（以後、エンジン）の屋外騒音試験は、主に低騒音化技術の実証や、航空機の離着陸時の騒音評価に必要な遠距離騒音特性データを取得するために行われる。商業運航を行う民間航空機はFAA（米国連邦航空局）やICAO（国際民間航空機関）が定める国際的な騒音基準を満足する必要があることから、この基準への適合可否に関わる騒音データの信頼性を確保するうえで試験場や試験方法等について技術基準が定められている。その中に騒音計測時の風に関する制限がある。風は、時として制限を越えて試験の実施を妨げ、エンジン開発プロジェクトや研究活動の円滑な遂行に影響を及ぼす。このため積極的に試験場内の空気の流れを改善し騒音計測に適した環境を確保する風環境改善技術は、将来期待される国産商用エンジンの研究開発を円滑に進めるうえで有用な試験技術と考えられる。

風環境の改善方法として、防風対策として一般的な防風壁の適用について、CFD解析により空力的な面から実現性および課題を調査した。いくつかの特徴的な防風壁形態について防風壁内の流れを解析し防風効果を評価した。その結果、エンジンを中心とした円周上に通気性のない壁を設置し、エンジン排気流と干渉する壁を部分的に取り除いた形態が風環境の改善方法として実現性が高いことが明らかとなった。しかし、この形態でも防風効果が風向により限定的でさらなる改善が必要なことも今後の課題として明らかとなった。本資料は、関連する技術基準等について整理したうえで、CFD解析による調査内容および結果についてまとめた。

* 平成22年7月2日受付 (received 2 July 2010)

^{*1} 研究開発本部 ジェットエンジン技術研究センター

(Jet Engine Technology Research Center, Aerospace Research and Development Directorate)

1. はじめに

航空機用ジェットエンジン（以後、エンジン）の屋外騒音試験は、主に低騒音化技術の実証や、航空機の騒音評価に必要な遠距離場騒音特性データを取得するために行われる。

商業運航を行う民間航空機は、離着陸時の騒音についてFAA（Federal Aviation Administration：米 国 連 邦 航 空 局）やICAO（International Civil Aviation Organization：国際民間航空機関）が定める国際的な基準を満足し、騒音証明を取得する必要がある。このため商用民間エンジンの開発や実用エンジンへの適用を目指す低騒音化技術の研究において屋外騒音試験は、騒音基準への適合性を判断する上で重要な試験に位置づけられる。

屋外騒音試験で行われる遠距離場騒音計測は、その結果が航空機の騒音基準への適合可否に関わることから、騒音データの信頼性を確保するために、ICAOおよびSAE（Society of Automotive Engineers）から試験場や試験方法等に関して技術基準が示されている^{1,2)}。その中に騒音計測時の風に関する制限がある。遠距離場騒音は、通常エンジンから数十メートル離れた位置で地表面に置かれたマイクロフォンにより計測される。このため音の伝搬経路が風の影響を受けて屈折しマイクロフォンに到達する騒音レベルが変化したり、騒音自体をマイクロフォンで捉えられなくなったりする可能性がある。風の制限は、風の影響による騒音データのばらつきを一定レベル以下に抑えるために設定されている。

風の制限は、試験実施上、厳格に守ることが要求される。風は、自然現象が故にある程度予測は可能であるが風自体の制御は困難である。このため風は、制限を越えれば待機や試験の中断・再試験、さらには試験期間の延長や延期を引き起こし、エンジン開発プロジェクトや研究活動の円滑な遂行を妨げる要因となる。

このような風の影響を緩和するため、積極的に試験場内の空気の流れを改善して騒音計測に適した環境を確保する技術が必要となる。この風環境改善技術は、今後期待される国産商用エンジンの開発や関連する研究を円滑に進めるうえで有用な試験技術と考えられる。

この風環境の改善方法を模索するうえで、一般的な防風対策ではあるが比較的实现が容易で効果が期待できそうな防風壁の適用について、CFD解析により空力的な面から実現性および課題を調査した。本資料では、防風壁の設置において考慮すべき屋外騒音試験に関する技術基準等について整理したうえで、CFD解析による調査内容および結果についてまとめる。

2. 屋外騒音試験に関する技術基準

屋外騒音試験における遠距離場騒音計測は、騒音証明試験として行う場合は、既述の技術基準に従う必要がある。技術研究を目的とする試験も通常、同基準に準拠して行われる場合が多い。このため風環境の改善方法を検討するうえで、この技術基準を念頭に置いておく必要がある。以下に、当該基準の中で本研究に関連する内容について整理した³⁾（風の制限については第3章に示す）。基準詳細については参考文献1)、2)を参照されたい。

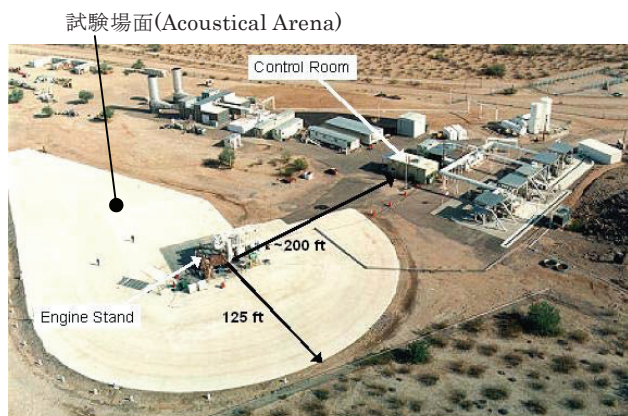
図1～5に、基準に適合した屋外騒音試験場の実例として米国ハネウエル社の試験場を示す。エンジンは、エンジン騒音の放射特性への影響を最小限にするために片持ちのエンジンスタンドから吊り下げられる（図3）。エンジン中心線の地面からの高さは、ファン径の1.5倍以上あることが基準で、搭載するエンジンの大きさによるが4.5～7mが一般的である。バイパス比2以上のターボファンエンジンでは、ファン騒音が重要なため、インレットにICD（Inflow Control Device：エンジン吸気整流装置）を取り付ける（図3）。これで地面近傍から流れ込むエンジン吸気流の大きな乱れを飛行時と同じレベルに小さくし、エンジン吸気流とファン動翼との空力的な干渉で、飛行時には本来生じない音が発生するのを防ぐ。

遠距離場騒音計測用のマイクロフォンは、エンジン搭載付近を中心に円周上に置かれ、その半径は、ファン径の15倍以上が基準で、通常大型エンジンの場合は45 m、小型エンジンの場合は30 mである。マイクロフォンは、この円周上、エンジン中心線に対してエンジン入口方向を基準に、エンジンスタンドの支柱がない方向に10°～160°まで、角度刻みは10°越えない範囲が基準で、通常5°刻みで合計31個程度設置される（図2、4）。

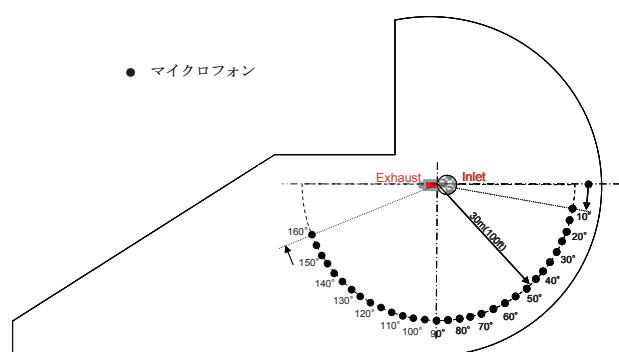
遠距離場騒音計測では、エンジンから直接マイクロフォンに到達する音（Free-field Sound）を地面からの反射音の影響を受けないように計測する必要がある。このため、マイクロフォンは、その先端を地面から数ミリの高さで地面方向に向けて通常設置される（Inverted Microphone Installation）（図5）。

エンジン直下から全てのマイクロフォンの少なくとも3m外側の範囲までの地面は、試験場面（Acoustical Arena）として以下の基準がある。

- ・ 音の集中や散乱を引き起こしたり、水溜りができたりする凸凹がなく、平坦であること。
- ・ 太陽光による地面の温度上昇を抑え、地表面近くの温度勾配を最小限にするために、輻射熱を反射しやすく、明るい色であること。（通常、白色系）
- ・ 必要な周波数範囲で、音響的に完全反射に近づけるために、一様に平滑で硬いこと。（通常、コンクリート



G0404-2

図1 ハネウエル社 屋外騒音試験場 全景⁴⁾図2 遠距離場騒音計測用マイクロフォン配置⁴⁾

舗装面)

・試験場面には、音の伝搬やエンジン作動に大きく影響し、かつ必要な周波数範囲での遠距離場騒音計測に影響を及ぼす障害物がないこと。コントロール室やその他の構造物は、試験場外に設置すること（図1）。試験場内外にあるもので、その表面による反射が遠距離場騒音計測に影響を及ぼす場合は、必要な周波数範囲で有効な吸音材で被覆すること。

騒音計測時は、風や地面付近の気温勾配に制限があり、それらの常時監視のためと、騒音データを基準となる気象状態のデータに修正するために気象計測が規定されている。このため気象観測計を、エンジンの真横90°位置のマイクロフォン付近に騒音計測に影響しないように設置し、エンジン中心線高さ付近で、風速、風向、気温、相対湿度、地面付近で気温の計測を行う。大気圧計測は試験場近傍で行う。

3. 風の影響および制限

屋外での音の伝搬には、気温や風などの気象条件が影響する。風が吹くと、地表面では粘性抵抗により風速が減少し風速勾配ができる。この風速勾配により音が屈折することで、風下、風上側で音の増減を引き起こし、その特性は周波数により異なる。屋外騒音試験で、既述の

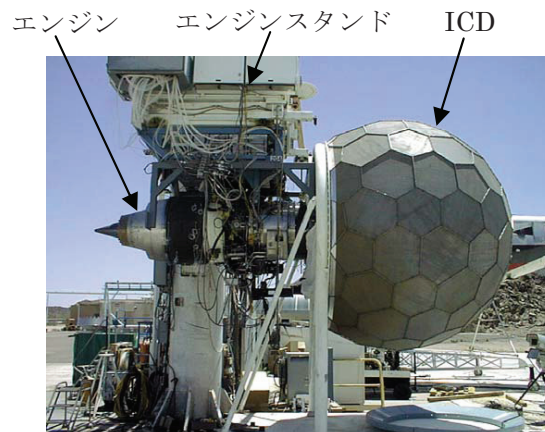
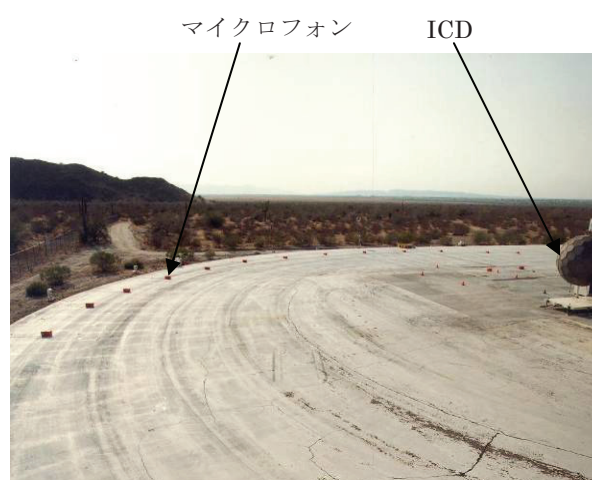
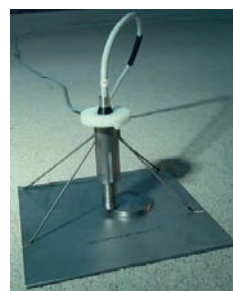
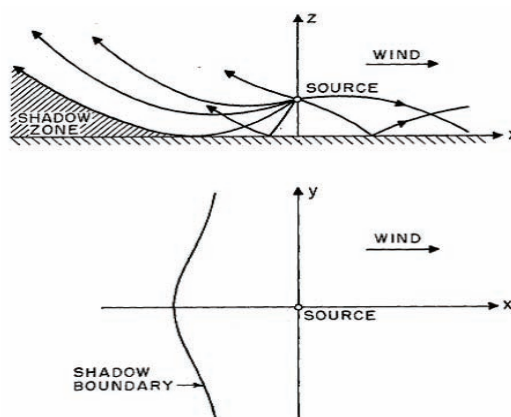
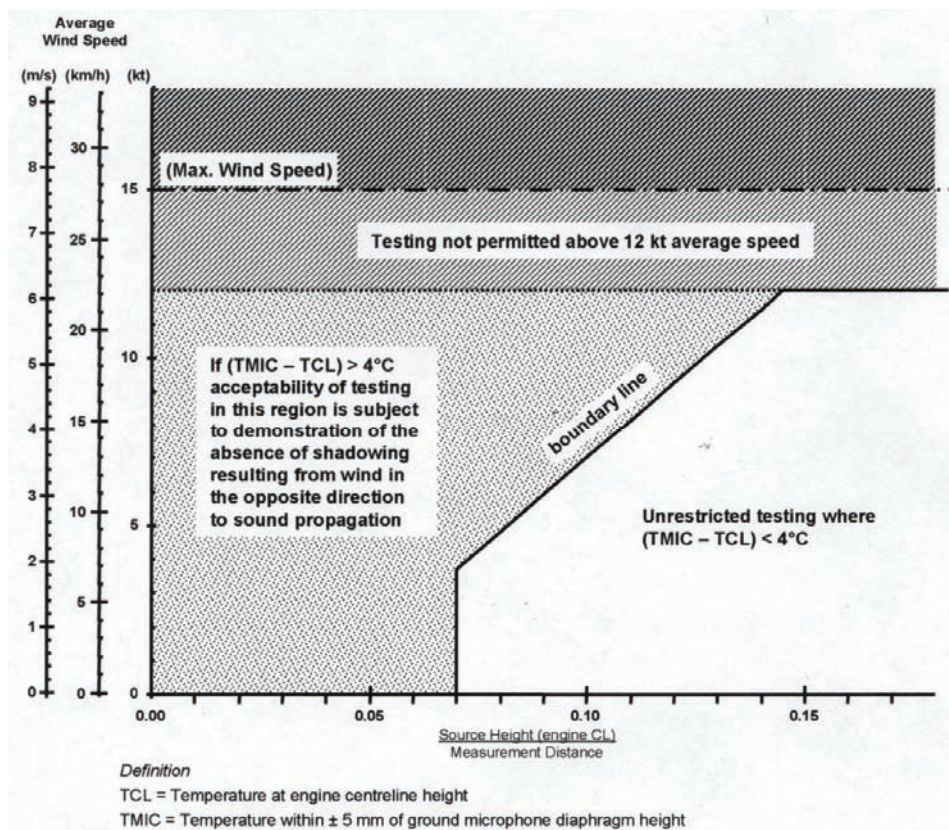
図3 エンジン搭載方法⁵⁾図4 試験場面のマイクロフォン配列⁴⁾図5 マイクロフォン設置方法⁴⁾
(Inverted Microphone Installation)図6 音の影 (Acoustic Shadow) ⁶⁾

表1 風制限²⁾

項目	制限値
平均風速	6.2m/s (22.2km/h) (12.0kt)
平均横風成分	2.8m/s (10.0km/h) (5.4kt)
最大風速	7.7m/s (27.8km/h) (15.0kt)
最大横風成分	5.1m/s (18.5km/h) (10.0kt)

図7 風制限（地表面にマイクロフォンを設置した場合）²⁾

マイクロフォンを地表面に置いて計測する場合は、特に風に注意する必要がある。風が音の伝搬方向と逆方向に吹くとき、地表面の風速勾配により音が上方（地面から離れる方向）に屈折することで音が伝搬しない「音の影」（Acoustic Shadow）が発生する（図6）。この影にマイクロフォンが入ると正しい計測ができなくなる。同様な現象は、地表面の気温勾配によっても起き、太陽からの輻射で熱せられた地面の影響で地表近傍の気温がエンジン搭載高さの気温に比べ高くなるときに起きる。このため、「音の影」にマイクロフォンが入らないようにするためには、地表面付近の風速だけでなく気温勾配にも注意する必要がある。

このように風の影響を受ける屋外環境で、ばらつきの少ない騒音データを取得するために、技術基準では表1の如く騒音計測時の風条件に制限を設けている。さらに、地表面にマイクロフォンを設置する場合は、特に「音の影」の影響を避ける必要があるため、図7の如く地表面の気

温勾配に応じた制限が規定されている。

4. 風環境改善方法の検討

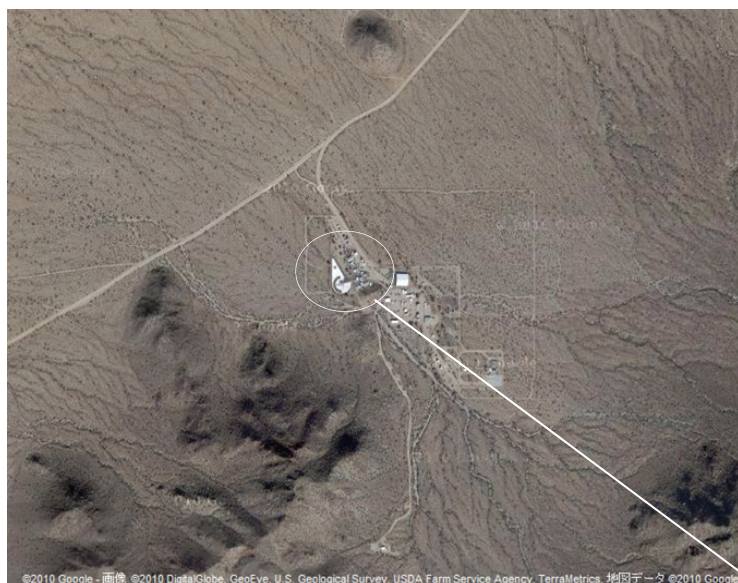
風環境改善方法を考えるうえで、既存の屋外騒音試験場の風への対応状況を調べた。現在、世界の主要エンジンメーカーである米国のハネウエル社、ゼネラル・エレクトリック社、ユナイテッド・テクノロジーズ社（UTC社）、および英国のロールス・ロイス社（RR社）などが、技術基準を満足し、国や地域の認証機関から承認されている屋外騒音試験場を保有している。残念ながら日本には該当する試験場はない。図8～12に各社の試験場の写真を示す。写真から各試験場の立地環境も見取れる。いくつかの試験場周辺には、防風効果が期待できそうな林や森や盛り土などがあるが、防音効果を意図した可能性も高く目的は定かでない。結局、公開されている文献、インターネット情報等からは、これらの試験場で防風壁のような積極的な風環境改善が行われている様子は伺え

なかった。一方で、風環境の改善とは異なるが風への対応例として、RR社やUTC社の試験場では、風向に合わせてエンジンの向きを変えて風の影響を軽減している例がある。RR社は、2007年に最新の屋外試験場（図11）を北米に建設し、従来英国内で実施していた屋外での各種認証試験を新試験場で行っているが、この新試験場でも従来のエンジンスタンドの回転機能が採用されていることから、この対応方法の有効性が伺われる。

上記より既存設備からは、風環境改善のための特別な情報は得られなかったが、一般的な防風対策である防風林や防風壁など、遮蔽物で風を減衰させたり遮断したりして、その下流にできる低速領域を利用する方法は、比較的实现が容易で屋外騒音試験においても効果が期待できる。このため、まずは防風壁を試験場の周りに設置する方法で風環境改善の実現性を探ることとし、CFD解析により空力的な検討を行うこととした。

ところで、風の影響を全く受けないように防風壁で試験場全体を覆って屋内設備にしてしまう方法があるが、以下の点から主にコスト面で現実的な方法とは言い難く、

今回の検討では対象外としている。この方法は、エンジンが大型になると既述のマイクロフォン配列に必要な空間を確保するために大きなドーム状建築物が必要になること、また、エンジンの吸、排気に伴う空気流れを騒音計測やエンジン作動に影響しないように制御するには排気機械設備等が必要になること、さらに壁による反射音の影響をなくすため、少なくとも床面を除く内壁に吸音層を設け半無響室化する必要があること、などから実現には大掛かりな工事が必要となりコスト面の負担は大きいと考えられる。実際に要素試験用の屋内騒音試験場内でエンジンを運転し遠距離場騒音計測を行った例として、NASA, GRC (Glenn Research Center), AAPL (Aero-Acoustic Propulsion Laboratory) の直径約40m, 高さ20mの半球無響ドーム内で、推力13kNレベルの小型ターボファンエンジン (Williams International FJ44-3A) を運転し、ファン騒音低減研究を目的とした試験を行った例がある（図13）。しかし、騒音証明で求められるエンジン全体の遠距離場騒音特性の評価を目的とした例は見られない。



(a) San Tan Test Facility
@ San Tan, Arizona, USA



(b) Cell 966

(注：試験場詳細は図1～4参照)

図8 ハネウエル (Honeywell Aerospace) 社 屋外騒音試験場



(a) Peebles Test Operations
@ Peebles, Ohio, USA

(b) Test Site 4D



(c) エンジンスタンド周辺⁷⁾



(d) 試験場周辺⁸⁾

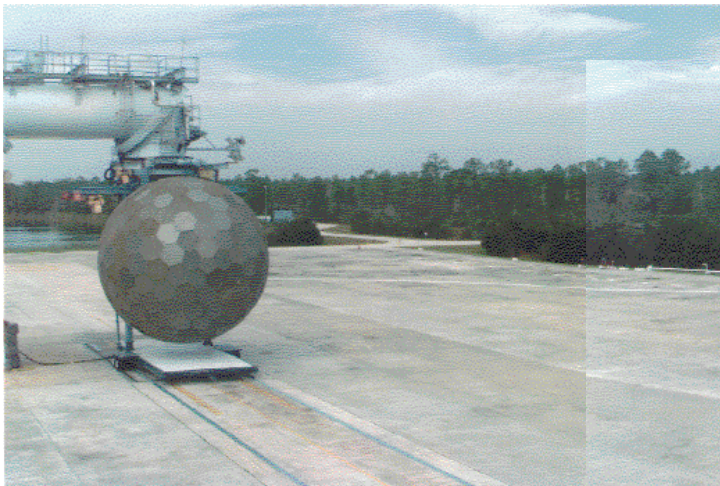
図9 ゼネラル・エレクトリック (GE Aviation) 社 屋外騒音試験場



(a) Pratt & Whitney Manufacturing Operations
@ West Palm Beach, Florida, USA



(b) Test Stand C11

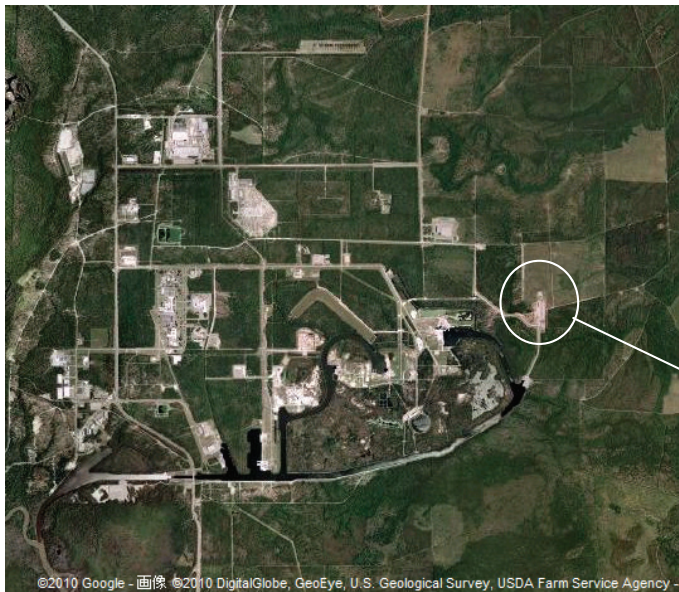


(c) 試験場周辺⁹⁾



(d) エンジンスタンド周辺⁹⁾

図10 ユナイテッド・テクノロジーズ (UTC) 社 屋外騒音試験場



(a) NASA John C. Stennis Space Center
@ Hancock County, Mississippi, USA



(b) Rolls-Royce Center of Excellence (H-1 Test Stand)
(写真は、建設工事着工前に撮影されたもの)

遮音板



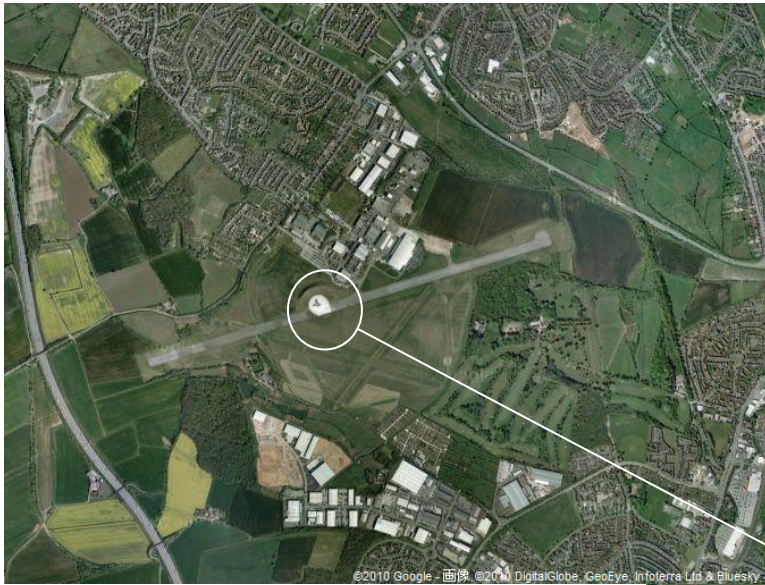
(c) 試験場周辺¹⁰⁾



(d) エンジンスタンド周辺¹⁰⁾

(注) 本試験場は、2007年10月に完成し、高推力エンジンの開発や屋外認証試験用として稼動している。

図11 ロールス・ロイス北米 (Rolls-Royce North America) 社 屋外騒音試験場



(a) Hucknall Branch
@ Hucknall, Nottinghamshire, UK



(b) Test Bed 11



(c) 試験場周辺¹¹⁾

(注) 本試験場は、近年、騒音規制により運用制限を受けている。



(d) エンジンスタンド周辺¹¹⁾

図12 ロールス・ロイス (Rolls-Royce) 社 屋外騒音試験場



(a) AAPL 半球無響ドーム



(b) ドーム内に搭載されたエンジン

図13 屋内設備でのエンジン騒音試験例 (NASA,GRC,AAPL) ¹²⁾

5. CFD解析

パラメトリックな形状変更を含むいくつかの防風壁形態についてCFD解析を行った。以下に、その解析内容および結果について示す。

5. 1 解析条件

表2に解析条件一覧を示す。

5. 1. 1 エンジン

エンジンは、国産商用エンジンとして開発の可能性のある推力40～50kNレベルの小型高バイパス比ターボファンエンジンを想定し、エンジンの作動状態は、停止および最大離陸推力時とした。エンジンの搭載高さ(h)は地上4.5mとし、モデル化において、エンジンスタンドおよびICDは省略した(図14)。

5. 1. 2 防風壁形態

表3-1, 3-2 に防風壁形態一覧を示す。防風壁の平面形状は、壁内の気流が風向に対して特異性を持たないようにエンジンを中心とする円周上全周に壁を設置したA形態を基本とした(図14)。壁の高さは、エンジン搭載高さの2倍(2h)の9m、設置半径は、小型エンジン用試験場の広さの基準から35mを基本とした。B形態は、A形態に、エンジンの排気流が壁内を再循環しないように排気流を壁外に逃がすための切り欠きを設けた形態である。B形態では、壁高さ、設置半径および切り欠き角度を変化させて防風効果への影響を調べた。C、D形態は、共に横風対応に主眼を置き壁の製作や設置の容易さを考慮したもので、C形態は、B形態のマイクロフォン配列がない領域を削って半月状に壁を設置したもので、D形態は、エンジンを挟んで平行に直線的に壁を設置したものである。E形態は、中心角が180度程度の円弧上に壁を設置したもので、風向に応じて設置角度を変える移動

壁を想定した形態である。F形態は、B形態の切り欠きの代わりにデフレクターでエンジンの排気流を壁外に逃がすことを狙った形態である。なお、防風壁は、通気性がなく風を完全に遮断する壁とした。

5. 1. 3 風速、風向

騒音計測時の風制限(表1)では横風成分の制限が厳しいため横風に対する防風効果を見極められる風速条件を考えた。具体的には、平均風速制限値(6.2m/s \approx 6m/s)に相当する風が吹いた時に平均横風成分制限値(2.8m/s \approx 3m/s)以下に試験場内の風を抑えられるかで防風効果を評価することとし、風速としては6m/sを基本とした。B-2-1形態では風速の防風効果への影響を見るために3m/sを追加している。図15に座標系および風向の定義を示す。風向は、エンジン前方を基準に正対風(0度)と横風(90度または270度)を基本とし、B-2-1形態では正対風と横風成分が混ざった風向の影響を調べるため45度を追加している。

5. 2 解析手法

5. 2. 1 解析用プログラムの選定

本研究で用いる数値解析プログラムについては以下の条件が必要となる。

- ・エンジン周りおよび防風壁のような複雑形状を模擬するため、マルチブロック法による解析が可能であること。
- ・解析領域が広大であることから、格子点数が膨大となることが予想されるため、ある程度規模の大きな並列計算が可能であること。
- ・本研究では、主流流速は3～9m/sであり、ジェット排気速度は200～250m/s程度であるため、高速流から低速流まで妥当な解を得られること。

宇宙航空研究開発機構(以後、JAXA)ジェットエンジ

表2 解析条件一覧

NO.	形態記号 (表3参照)		防風壁形状			エンジン 作動状態(*)	風条件		解析条件 名称		
			高さ	半径 (円形部)	切り欠き角度		風向	風速			
			[m]	[m]	[度]		[度]	[m/s]			
1	A		9	35	0	停止	0	6	CaseA-a		
2						SLS, MTO	0	6	CaseA-b		
3							90	6	CaseA-c		
4	B	B-1		9	20	40 (±20)	SLS, MTO	0	6	CaseB-1-a	
5								90	6	CaseB-1-b	
6		B-2	B-2-1	9	35	40 (±20)	停止	0	6	CaseB-2-1-a	
7							SLS, MTO	0	6	CaseB-2-1-b	
8								45	6	CaseB-2-1-c	
9								90	3	CaseB-2-1-d	
10								90	6	CaseB-2-1-e	
11				B-2-2	13.5	35	40 (±20)	SLS, MTO	0	6	CaseB-2-2-a
12		90	6						CaseB-2-2-b		
13		B-3		9	50	40 (±20)	SLS, MTO	0	6	CaseB-3-a	
14								90	6	CaseB-3-b	
15		B-4		9	65	40 (±20)	SLS, MTO	0	6	CaseB-4-a	
16								90	6	CaseB-4-b	
17		B-5		9	35	60 (±30)	SLS, MTO	0	6	CaseB-5-a	
18								90	6	CaseB-5-b	
19		B-6		9	50	60 (±30)	SLS, MTO	0	6	CaseB-6-a	
20								90	6	CaseB-6-b	
21	C		9	35	40 (±20)	SLS, MTO	0	6	CaseC-a		
22							90	6	CaseC-b		
23							270	6	CaseC-c		
24	D		9	－	－	SLS, MTO	90	6	CaseD		
25	E	E-1		9	35	－	SLS, MTO	90	6	CaseE-1	
26		E-2		9	35	－	SLS, MTO	0	6	CaseE-2	
27	F		9	35	0	SLS, MTO	0	6	CaseF-a		
28							90	6	CaseF-b		

(*) SLS, MTO : 海面静止、最大離陸推力

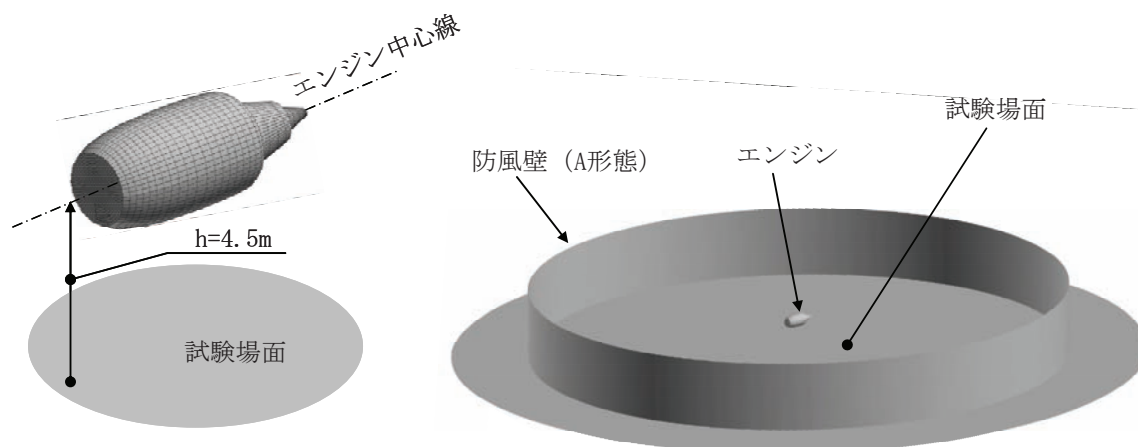


図14 解析モデル

表3-1 防風壁形態一覧

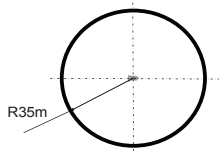
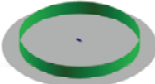
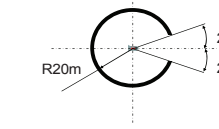
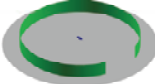
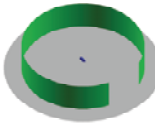
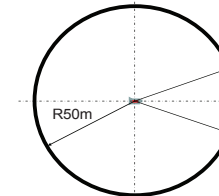
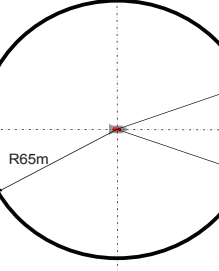
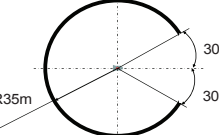
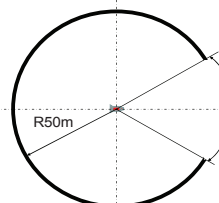
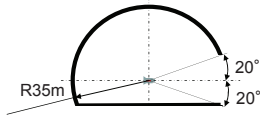
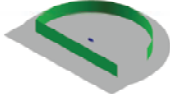
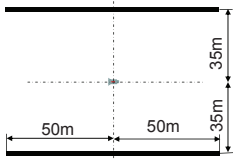
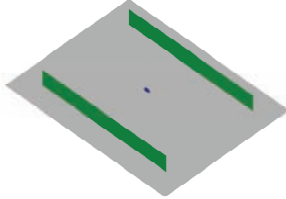
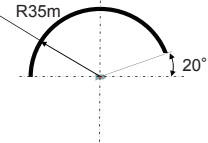

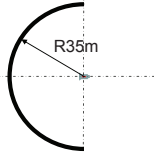

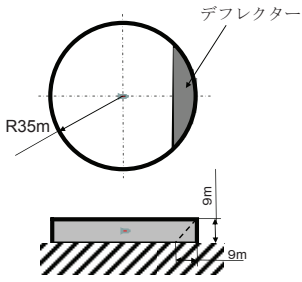
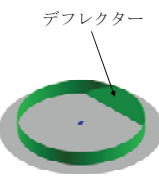
形態名称	形態記号	平面形状	3次元イメージ	防風壁形状		
				高さ	半径 (円形部)	切り欠き角度
				[m]	[m]	[度]
円形 + 切り欠きなし	A			9	35	0
円形 + 切り欠きあり	B	B-1		9	20	40 (±20)
		B-2-1		9	35	40 (±20)
		B-2-2		13.5		
		B-3		9	50	40 (±20)
		B-4		9	65	40 (±20)
		B-5		9	35	60 (±30)
		B-6		9	50	60 (±30)

表3-2 防風壁形態一覧 (つづき)

形態名称	形態記号	平面形状	3次元イメージ	防風壁形状		
				高さ [m]	半径 (円形部) [m]	切り欠き角度 [度]
半円	C			9	35	40 (±20)
直線	D			9	—	—
円弧	E	E-1 		9	35	—
		E-2 		9	35	—
円形 + デフレクター	F			9	35	0

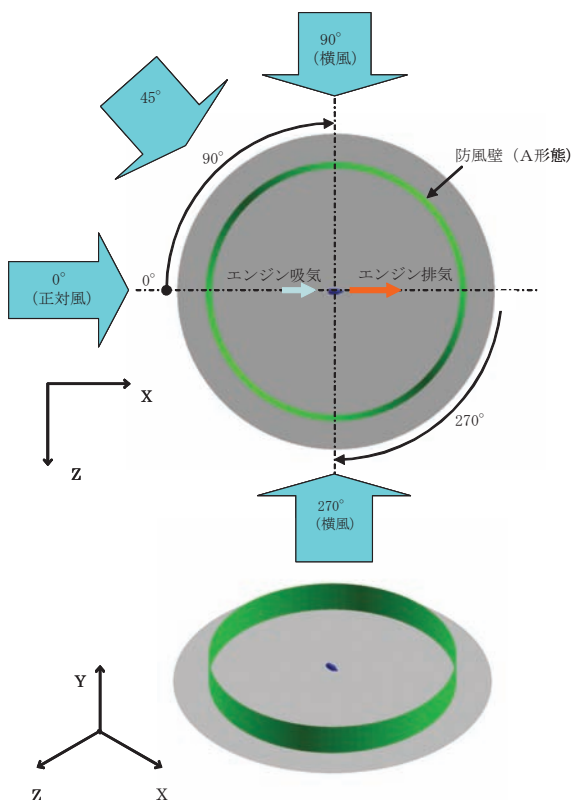


図15 座標系および風向の定義

ン技術研究センターで利用可能であり、上記の条件を満たすものとしてUPACSを選定した。UPACSは圧縮性流体解析用のプログラムであり、低速域にて計算可能かつ妥当な解を求められるかが問題となるため、防風効果の評価を行うことができる程度の解が得られるかどうかを試計算にて確認した。

5. 2. 2 計算手法

計算には先述のとおり、UPACSを使用した。UPACSはJAXAにて開発されている圧縮性流体解析プログラムである。空間離散化および時間発展法には数種類の選択肢があり、計算対象や計算負荷などに応じて組み合わせることが可能である。本研究では、基礎方程式をReynolds平均Navier-Stokes方程式(RANS)とした。対流項は2次精度MUSCL法で離散化し、拡散項には2次精度中心差分を用いた。本研究では定常解析の収束結果を評価することから、時間精度を考慮する必要がないため、時間積分は1次精度Euler陰解法を用いた。また、乱流モデルには、Spalart-Allmarasの1方程式モデルを使用した。

5. 3 試計算

5. 3. 1 低速域における試計算

前節で述べたように、UPACSは圧縮性流体解析プログラムであるため、圧縮性の効果がほぼ存在しないような低速域において計算可能かつ妥当な解を求められるか

が問題となる。そのため、防風壁を模擬した試計算を行った。計算領域および計算格子を図16に示す。地面に並行にx-z平面をとっており、高さ方向はy軸とした座標系を用いている。図中赤線は防風壁位置を示している。左図はx-z平面の格子を示してあり、右図は左図中A-A'の線で示した部分をx-y平面で見た図である。防風壁は厚み無し、高さを基準(=1)として、半径を3とし、一様流速がマッハ数で0.017(流速で約6m/s)の条件で計算を行った。防風壁および計算領域下面は滑り無し条件とし、計算手法は5.2.2項と同様とした。計算はCFL(クーラン数)=100で行い、残差がすべての保存量で 10^{-11} 程度まで落ちた段階で収束解とした。図17に得られた解のうち、マッハ数分布を示す。また、図18に無次元化した静圧分布を示す。それぞれの図において、左図と右図は図16と同じ断面で見たものである。静圧分布において、計算領域の外側付近に等高線がなめらかでない部分(図中丸で囲った部分)がある。この部分は格子が粗く、実際に防風壁の形態検討を行う際には壁よりも外側の領域は、試計算の計算領域よりも広くとるので、あまり問題にはならないと判断した。静圧分布のそれ以外の部分、およびマッハ数分布では、等高線がほぼなめらかにつながっており、物理的に不自然な解とはなっていないことから、解はほぼ妥当と判断し、UPACSを用いて防風壁形態検討が可能と判断した。

5. 3. 2 エンジン近傍における試計算

本解析においては、エンジン前面からの吸い込みおよびエンジン出口での排気の両方を模擬する必要がある。UPACSの機能を用いてこれらを模擬することは可能であるが、エンジン作動状態が妥当に模擬できるのかを試計算によって確認した。試計算でのエンジン作動条件は、防風壁形態検討時と同様とした。エンジン吸い込みの模擬は、エンジン前面を出口境界として背圧を設定することで実現し、排気の模擬は、コア側とバイパス側の両方を入口境界として、それぞれにおいて全圧・全温を設定することで実現した。図19にエンジン周りの格子を示す。また、図20にエンジン近傍でのマッハ数分布を示す。この結果より、吸い込みおよび排気の両方を模擬できていることが確認できた。

5. 4 防風壁形態検討用計算格子

上記の試計算より、UPACSを用いて防風壁形態検討を妥当に行うことが可能であると判断し、防風壁を含む計算格子を作成した。エンジン周りはいすべての防風壁形状において図19のものと同一であり、防風壁近辺から外側にかけての格子のみ、各形状に合わせて作成した。防風壁の形状にもよるが、格子点数はおおよそ400万点から1000万点の間程度である。

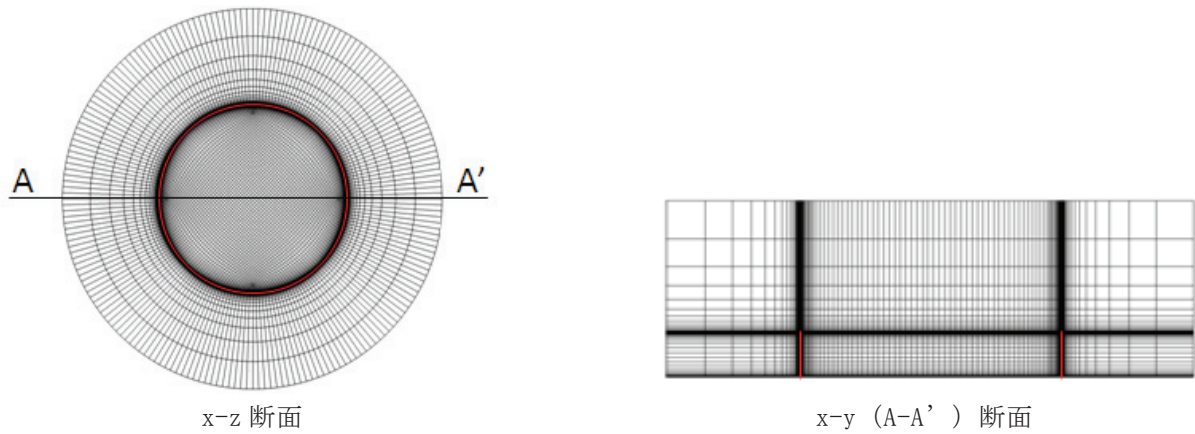


図16 計算領域および計算格子

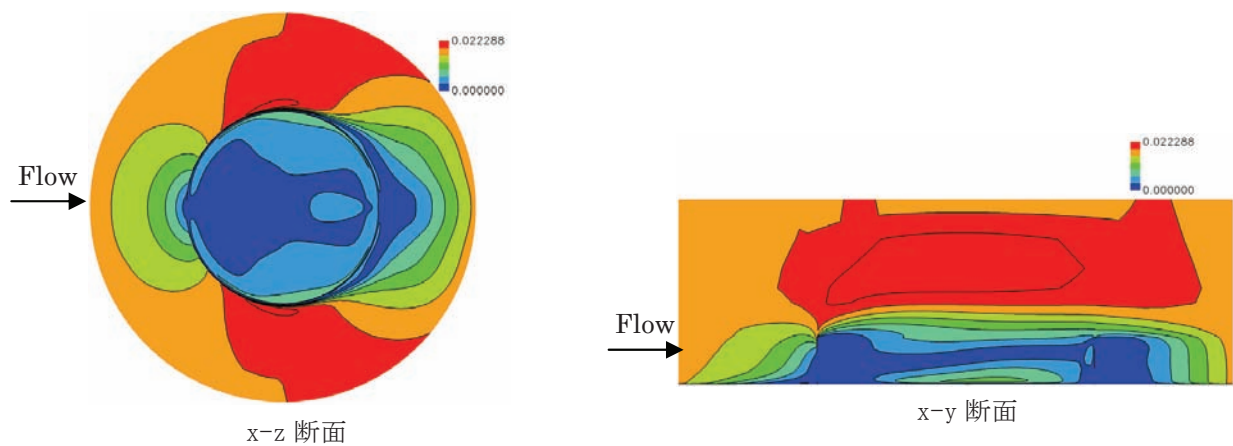


図17 マッハ数分布

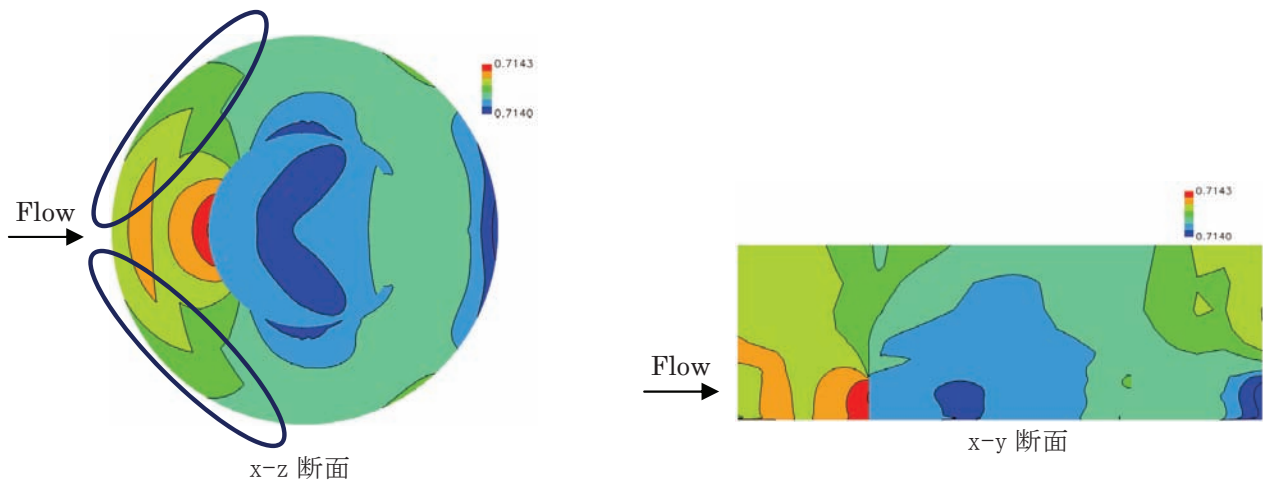


図18 静圧（無次元化）分布

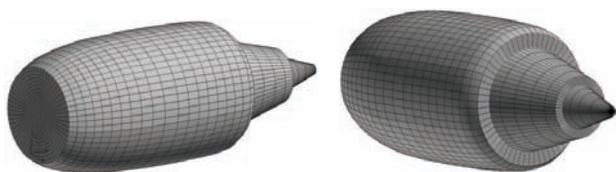


図19 エンジン周りの格子

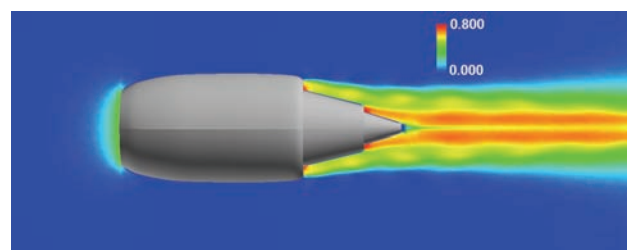


図20 エンジン近傍 マッハ数分布

5. 5 解析結果

解析結果の可視化は、図21に示す垂直2断面（V1、V2断面）、水平2断面（H1、H2断面）での流速（マッハ数）分布または速度ベクトル、さらに上流から描いた流線およびエンジン入口・出口から描いた流線で示す。なお、流速（マッハ数）分布のマッハ数は周囲大気的全温・全圧で換算している。以下に、防風効果の評価基準を定義したうえで、各防風壁形態の流れの特徴および防風効果について示す。なお、解析結果の図（図23以降）は、本資料の最後にまとめて示す。

5. 5. 1 防風効果の評価基準

防風効果は、図22に示すマイクロフォン配列とエンジン間の騒音伝播経路に当たる領域ARについて、H1（地面から1m）、H2（地面から4.5m：エンジン中心高さ）の水平断面での流速分布から判断した。防風効果の良／不良（十分／不十分）は、風速6m/sで風向0°、90°、270°の時に、領域AR内の流速が平均横風成分制限の3m/s以下になっているかどうか（流速分布で濃い青色部が広がっているか）を目安とした。なお、解析対象の防風壁は、C、E-1形態を除き平面形状がエンジン中心線に対し対象であるため横風時の解析は風向90°のみで行っている。風向270°での領域ARの状態は、防風壁の対称性から風向90°の解析結果の領域AL（図22）の状態から判断した。

5. 5. 2 A形態（円形+切り欠きなし）

平面形状がエンジンを中心とする円形で、エンジンを全周囲んだA形態の特徴を以下に示す。

(1) 風向0°，エンジン停止時および作動時

図23～26に風向0°でエンジン停止時と作動時の結果を示す。

エンジン停止時は、エンジンの吸気および排気流の影響がなく、防風壁だけによる流れの傾向を見ることができる。エンジンの中心軸を含むV1断面の速度ベクトル図（図23(a)）でみると、風上の壁の下流域に減速領域ができており大きく緩やかな渦を形成している。風上の壁を越えた流れの一部は壁内に入り込み風下側の内壁に当たり風上に逆流し、一部は風下の壁を乗り越えて外に流れ出ている。風向と垂直なV2断面の速度ベクトル図（図23(b)）を見ると、壁を乗り越えた流れを壁内に巻き込む双子の渦がエンジンを挟む対称位置に見られる。このように壁内には3次元的な内部流が発生し、壁内全域が減速域とはならず、部分的には壁外と同レベルの流速で減速されない領域も存在する（図26(a), (b)）。防風効果としては、領域ARのH2断面では、減速域（濃い青色）が大部分を占めているが、H1断面では減速域が少なく分布にも斑があり不十分である（図26(a), (b)）。

エンジン作動時は、防風壁により生じる壁内流れにエンジンの吸気および排気流が干渉して流れの傾向が変化

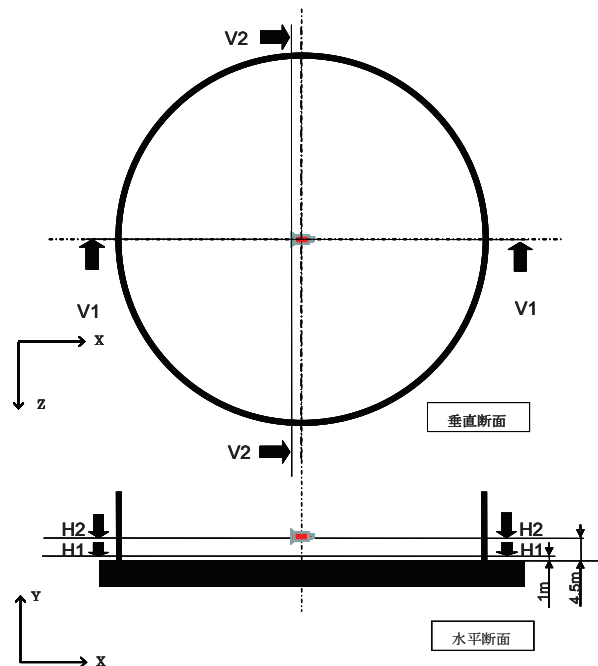


図21 解析結果 可視化断面

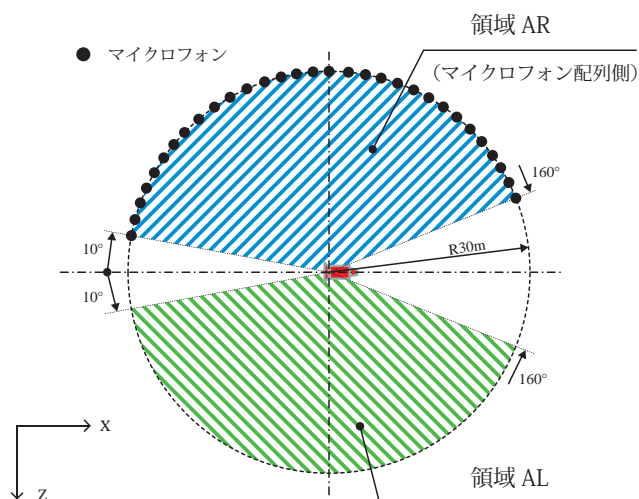


図22 防風効果 評価領域

する。V1断面の速度ベクトル図（図24(a)）から、風上の壁を越えた流れがエンジンの吸気および排気流に引き込まれ、より深く高速で壁内に入り込んでいる。また、エンジン排気流が下流内壁に当たり、一部が内壁に沿って上流側に向かって高速で循環している（図25(a), (b), 26(a), (b)）。この循環流は、高温のエンジン排気との混合により気流温度が大気温度に比べ上昇し、エンジンに再吸気されるとエンジンの作動が変化することから許容できない流れである。V2断面の速度ベクトル図（図24(b)）からは、エンジン停止時に比べやや小さいが強い同様な双子の渦が見られ流れの傾向としては大きな変化はない。エンジン入口から描いた流線（図26(f)）を見ると壁内の流れが、エンジンの作動により3次元的に複雑

になっているのがわかる。エンジン作動時の防風効果としては、エンジン停止時と同程度でH2断面では比較的良好であるがH1断面では不十分である（図26(a), (b)）。

(2) 風向90°，エンジン作動時

図27, 28に風向90°，エンジン作動時の結果を示す。風向に対して垂直な断面であるV1断面の速度ベクトル図（図27(a)）からは、風向0°時のV2断面（図24(b)）で見られたのと同様な双子の渦が見られる。ただし、エンジン吸気や排気流の影響を受け、渦の位置、大きさや強さは風向0°時とは異なっている。V2断面の速度ベクトル図（図27(b)）からは、風向0°時のV1断面（図24(a)）で見られたのと同様に風上の壁を越えた流れが壁内に入り込み、エンジンを越えて一部はエンジンを周り込み地面付近を風上に逆流し、一部は風下の壁を乗り越えて壁外に流れ出ている。図28(a), (b)の流速分布からは、風向90°時は、エンジン排気流が風下側に流され、また排気流の風下側に高速域ができていたのが特徴的である。風向90°に対する防風効果としては、領域ARのH2断面では、減速域（濃い青色）が大部分を占めているが、H1断面では減速域が少なく分布にも斑があり防風効果は不十分である。風向270°時の領域ARに相当する領域ALは、排気流の風下側にできる高速域の影響によりH1, H2断面共減速が不十分で減速域の分布にも斑があり防風効果は不十分である。

5. 5. 3 B形態（円形+切り欠きあり）

A形態にエンジン排気流を壁の外に逃がす切り欠きを設けたB-2-1形態の特徴を以下に示す。

(1) 風向0°，エンジン停止時および作動時

図29に風向0°，エンジン停止時の結果をA形態と比較して示す。流速分布は、H1, H2断面共にほぼA形態と同じである。

図30, 31に風向0°，エンジン作動時の結果を示す。V1断面の速度ベクトル図（図30(a)）を見ると、風上の壁の下流の低速域はA形態と同様で大きな変化はないが、エンジン排気流は地面に沿って壁外に流れ出ている。壁の切り欠きによりエンジン排気流が壁と干渉しなくなったため内壁に沿った高速の循環流もなくなった（図30(c), (d), 31(a), (b)）。領域ARの防風効果としては、ほぼA形態と同じである（図31(a), (b)）。

(2) 風向90°，エンジン作動時

図32に風向90°でエンジン作動時の結果をA形態と比較して示す。エンジン排気流がA形態と同程度に風下側に流されている。防風効果は、ほぼA形態と同じで、領域ARのH2断面では良好だが、H1断面では十分に減速されず不十分である。領域ALについてもA形態と同様に防風効果は不十分である。

5. 5. 4 B形態における風向の影響

図33に風向45°でエンジン作動時の結果を風向0°，90°の結果と比較して示す。内壁近く的高速域（緑色）や、エンジン排気流の風下側的高速域が、風向に応じて回転移動している。この傾向から、壁内流れは、風向で決まる基本的な流れとエンジン排気流との干渉により特徴づけられているのがわかる。防風効果は、領域ARにおいて、H2断面ではどの風向も同程度で減速域（濃い青色）が大部分を占めているが、H1断面ではどの風向も減速域に斑があり防風効果は不十分である。領域ALは、風向0°を除きH1, H2断面共減速が不十分で減速域の分布に斑があり防風効果は不十分である。

5. 5. 5 B形態における風速の影響

図34に風向90°，風速3m/sでエンジン作動時の結果を風速6m/sの結果と比較して示す。風向90°，風速3m/sは、ほぼ横風制限値に相当し防風策なしで試験が可能なぎりぎりの条件である。風速が減少することで壁内に低速域が広がるものの、領域ALでは内部流の影響でエンジン排気の風下側的高速域が残り横風制限を越えている。これは風向270°からの横風に対しては防風壁の存在により試験場内の気流の状態を悪化させていることを意味する。

5. 5. 6 B形態における防風壁の高さの影響

図35, 36に風向0°，90°，エンジン作動時の防風壁高さ13.5mの結果を高さ9mの結果と比較して示す。防風壁を高くして遮蔽効果が上がることを期待したが、逆に、風上の壁を乗り越える流れがより加速され、その流れが壁内に流れ込み低速域を減少させている傾向が見られる。防風効果は、高さ13.5mの方が領域AR，AL共に悪化し不十分である。

5. 5. 7 B形態における防風壁の半径の影響

B形態の防風壁半径を20m, 35m, 50m, 65mと変化させたときの結果を以下に示す。

(1) 風向0°，エンジン作動時

図37に風向0°，エンジン作動時の結果を示す。領域ARの防風効果は、半径35mのH1断面では不十分、H2断面では良好なのが、半径50m, 65mでは、H1, H2断面共に比較的良好である。

(2) 風向90°，エンジン作動時

図38～40に風向90°，エンジン作動時の結果を示す。半径の増加と共に、エンジン排気流が横風の影響を受け易く風下に大きく流れて、壁の切り欠きから流れ出ず内壁に当たるようになる（図38, 40）。減速域（濃い青色）の傾向としては、半径が大きくなるにつれH1, H2断面共にその割合が多くなっている（図38）。防風効果は、領域ARについて、半径35mのH1断面では不十分、H2断面では良好なのが、半径50m, 65mでは、H1, H2断面共

に比較的良好になっている(図38)。領域ALについては、どの半径でも高速域(緑色)が存在し不十分である。

5. 5. 8 B形態における切り欠き角度の影響

図41, 42に半径35mでの切り欠き角度60°の結果を角度40°の結果と比較して示す。風向はそれぞれ0°, 90°, 共にエンジン作動時である。図43, 44には同様に半径50mでの結果を示す。

半径35m, 風向90°(図42)で角度60°では、角度40°に比べエンジン排気流が風下側に流されており、壁の外面に沿う流れの影響をより強く受けている。角度60°での防風効果は、領域AR, AL共に悪化しており不十分である。

半径50m, 風向90°(図44)で角度60°では、エンジン排気流は、半径35m時とは異なり、ある程度減速したところで壁の外面に沿う流れと干渉するため風下側への偏向は角度40°と同程度である。このため、エンジン排気流と下流内壁との干渉度合いもあまり変わらないことから壁内の流速分布には大きな変化は見られない。防風効果は、切り欠き角度を上げたことで、領域AR, AL共に若干悪化の傾向にあり不十分である。

風向0°では、半径35m, 50m共に角度60°と40°間で流速分布に大きな変化はなく防風効果に差は見られない(図41, 43)。

5. 5. 9 排気デフレクターの効果

エンジン排気を壁内に循環させず壁外に排出する方法として、B形態の切り欠き以外に排気デフレクターの効果を調べた。図45, 46に風向0°, 90°, 共にエンジン作動時で、排気デフレクターをつけたF形態の結果をB-2-1形態と比較して示す。両者間で流速分布に大きな差はなく、排気デフレクターが切り欠きと同様な効果があることが確認された。

5. 5. 10 その他の形態

図47～50にC, D, E形態の結果を示す。いずれも防風効果は不十分である。

6. 風環境改善の実現性および今後の課題

CFD解析結果の要点をまとめると以下となる。

- ・防風壁内の流れは、基本的に、風上の壁を乗り越えて壁内に入り込む流れと、エンジンの吸気および排気流とが干渉し合って3次元的な複雑な流れになっている。
- ・風向0°(正対風)、90°(横風)の時、領域ARで防風効果が比較的良好な壁形態は、円形+切り欠きあり、高さ9m、切り欠き角度40°で半径50m, 60mのB-3, B-4形態である。
- ・風向90°(横風)の時、領域ALで防風効果が良好な壁形態は、今回解析した中にはない。これは、風向270°(横風)に対して、領域ARで防風効果が良好な

壁形態がないことを意味する。

- ・円形を平面形状の基本とするA, B, F形態以外では、防風効果が良好な壁形態はない。

上記より、防風壁による風環境改善について、マイクロフォン配列がある側からの風向0°～90°近辺の風に対しては実現性は高いと考えられる。しかし、マイクロフォン配列がない側からの風向270°～0°近辺の風に対しては現時点では十分な防風効果は得られてなく、この点の改善が今後の課題と言える。

風向270°～0°近辺に対し防風効果が不十分なのは、横風成分によりエンジン排気流の風下側に高速域ができるのが原因である(図51)。この高速域は、風上の壁を乗り越え加速して壁内に入り込もうとする流れが、エンジン排気流と交錯し、不足膨張気味の排気流を回りこむように流れることで形成されと考えられる。この高速域をなくすには、エンジン排気流と交錯する流れの速度を低く抑える必要がある。図52に防風壁なし、エンジン作動時で、風向90°、風速3m/sの横風制限に近い条件での流速分布および速度ベクトル図を示す。このときエンジン排気流の風下側に顕著な高速域は発生せず、流速は制限内にほぼ納まっている。これは、エンジン排気流と交錯する防風壁内の流れを同様な均一な流速分布で、流速レベルもこの程度に抑えれば高速域をなくせることを示唆している。この状態に近づける方法として、防風壁に通気性を持たせて風の一部を減速して壁内に通すことを一案として考えている。

7. まとめ

屋外騒音試験における風環境改善への防風壁の適用について、CFD解析により空力的な面から実現性および課題を調査した。その結果、

- ・エンジンを中心とした円周上に通気性のない壁を設置し、エンジン排気流と干渉する壁を部分的に取り除いた形態が風環境の改善方法として実現性が高い。
- ・但し、この形態でも防風効果が風向により限定的で、エンジンに正対する風とマイクロフォン配列がある側からの横風に対しては防風効果があるが、マイクロフォン配列がない側からの横風に対しては防風効果が不十分であり、この改善が課題である。

今後は、防風壁の通気性の効果に着目し、より実現性、実用性の高い防風壁形態を探っていくことを考えている。

参考文献

- 1) International Civil Aviation Organization (ICAO) ,
“Environmental Technical Manual on the Use of
Procedures in the Noise Certification of Aircraft,”
Third Edition, Doc9501-AN/929, 2004
- 2) SAE, “Measurement of Far Field Noise from Gas
Turbine Engines During Static Operation,” Aerospace
Recommended Practice (ARP) No.1846A, 2008
- 3) 中村良也, 「ジェットエンジン騒音のフィールド計測」,
ながれ26, 2007, pp.29-34
- 4) Weir, D.S., Mendoza, J.M., “Baseline Noise
Measurements from the Engine Validation of Noise
and Emissions Reduction Technology Program,” AIAA
2008-2807, 2008
- 5) Sutliff, D.L., Konno, K.E., Heidelberg, L.J., “Duct Mode
Measurements on the TFE731-60 Full Scale Engine,”
NASA/TM-2002-211573, 2002
- 6) Pridmore-Brown, D.C., “Propagation of Sound
into a Wind-Created Shadow Zone,” NACA RM
57B25, 1957, pp.23
- 7) [http://www.avitrader.com/_lister/auth/news/archive/
Headline_News_2006-09-25.pdf](http://www.avitrader.com/_lister/auth/news/archive/Headline_News_2006-09-25.pdf)
- 8) Nesbitt, E., Brusniak, L., Underbrink, J., Lynch, D.,
Martinez, M., “Effects of Chevrons on Engine Jet Noise
Structure,” AIAA 2007-3597, 2007
- 9) [http://www.techtransfer.berkeley.edu/aviation04
downloads/Lord.pdf](http://www.techtransfer.berkeley.edu/aviation04/downloads/Lord.pdf) (Lord, W.K., “Aircraft Noise
Source Reduction Technology,” Airport Noise
Symposium Palm Springs, CA March 2, 2004)
- 10) MDS ホームページより
[http://www.mdsaero.ca/2008/01/new-outdoor-jet-
engine-testing-facility-unveiled-at-nasa/](http://www.mdsaero.ca/2008/01/new-outdoor-jet-engine-testing-facility-unveiled-at-nasa/)
- 11) B&K (ブリュエル・ケアー) ホームページより
<http://www.bksv.com/doc/bo0502.pdf>
- 12) Lauer, J.T., McAllister, J., Loew, R.A., Sutliff, D.L.,
Hartley, T.C., “FJ44 Turbofan Engine Test at NASA
Glenn Research Center’s Aero-Acoustic Propulsion
Laboratory,” AIAA 2009-620, 2009

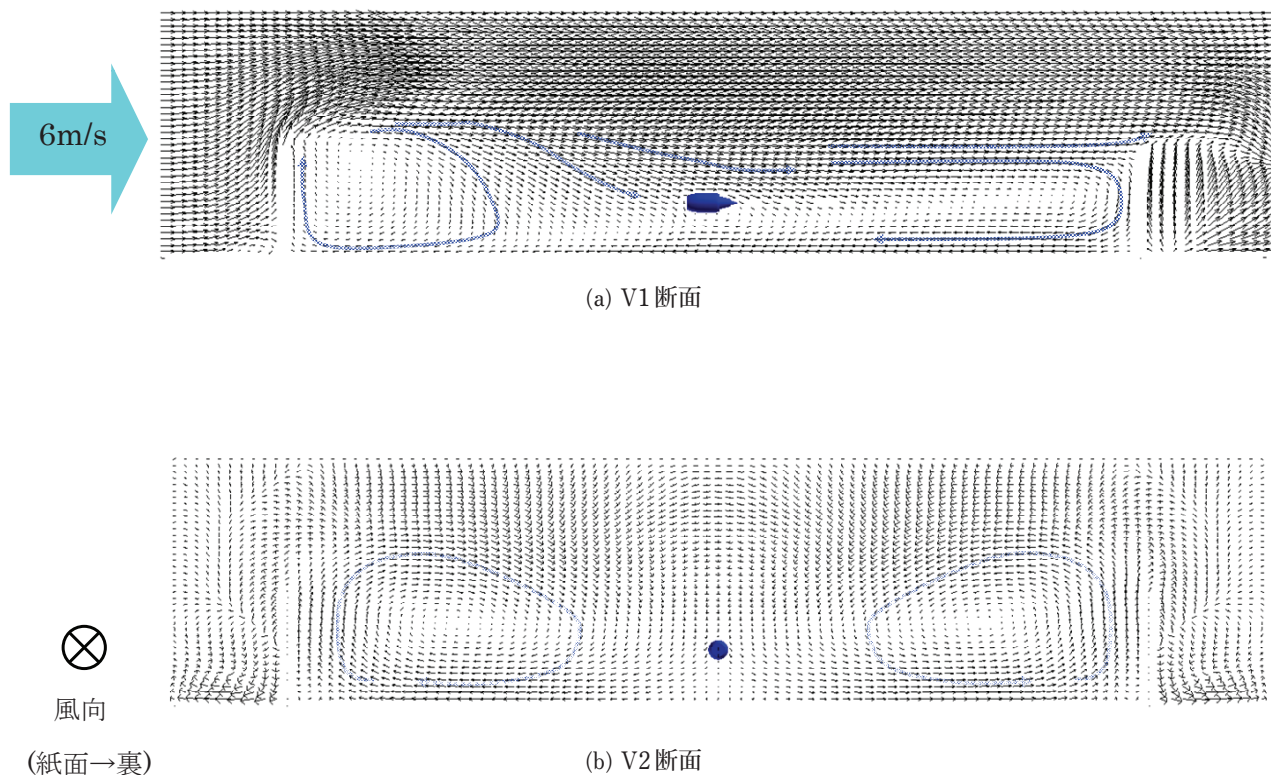


図23 A形態 風向0° エンジン停止時 速度ベクトル (Case A-a)

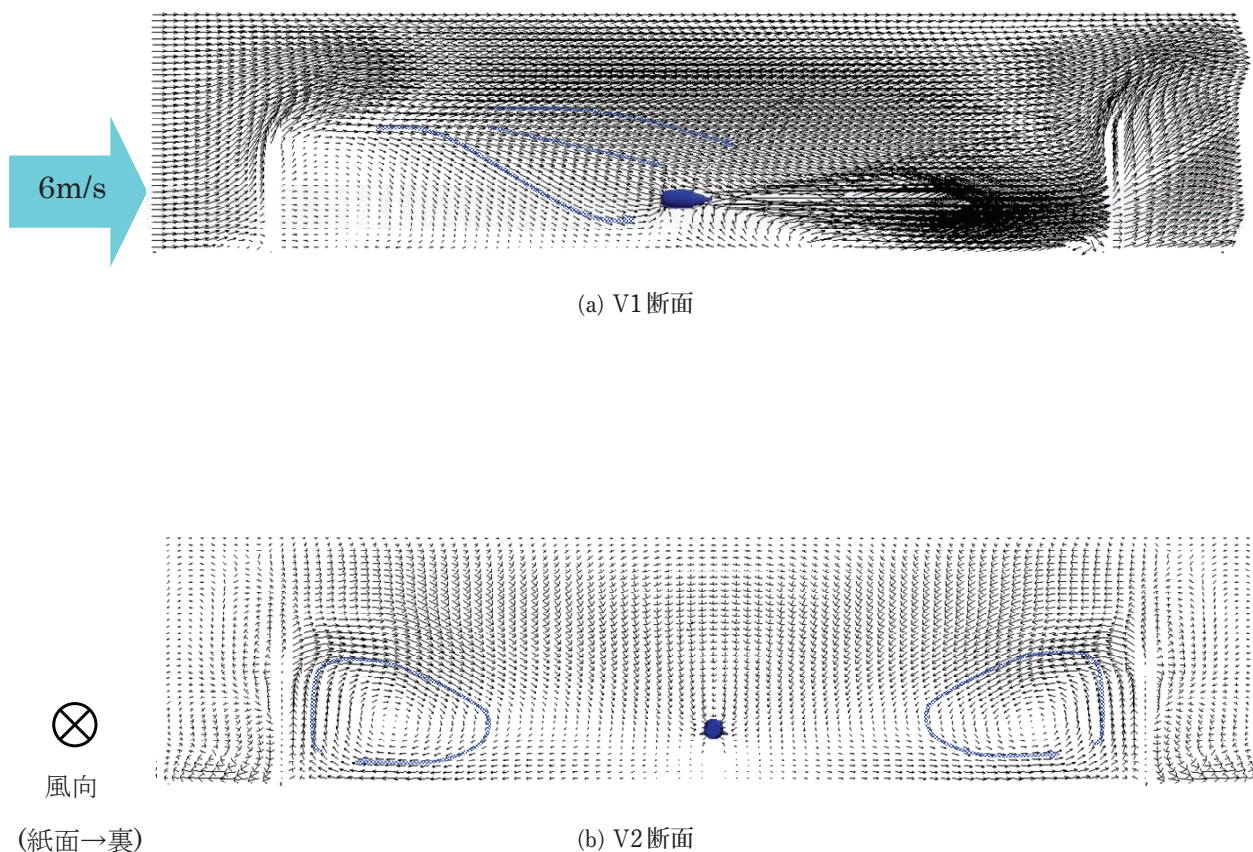


図24 A形態 風向0° エンジン作動時 速度ベクトル (Case A-b)

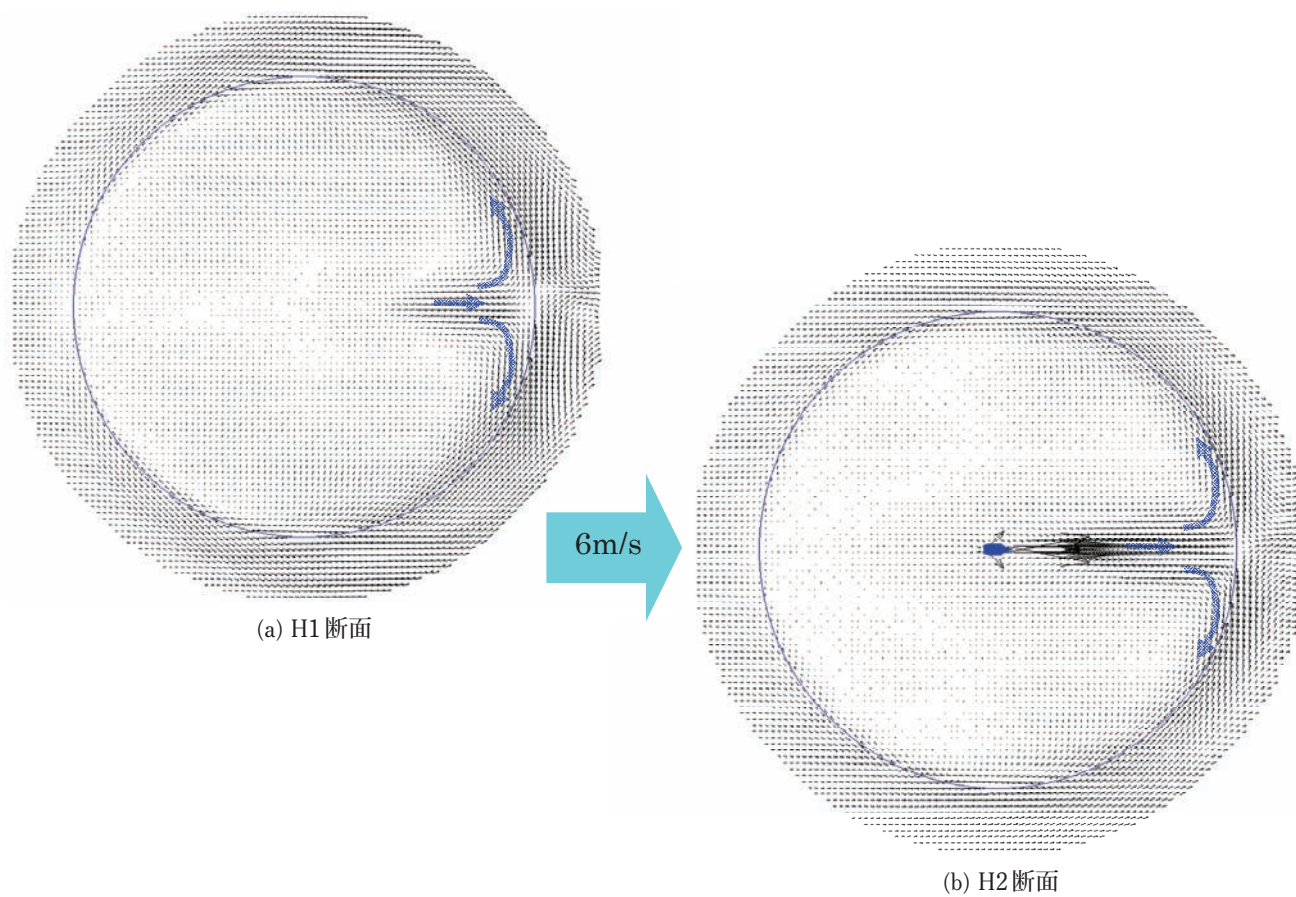


図25 A形態 風向0° エンジン作動時 速度ベクトル (Case A-b)

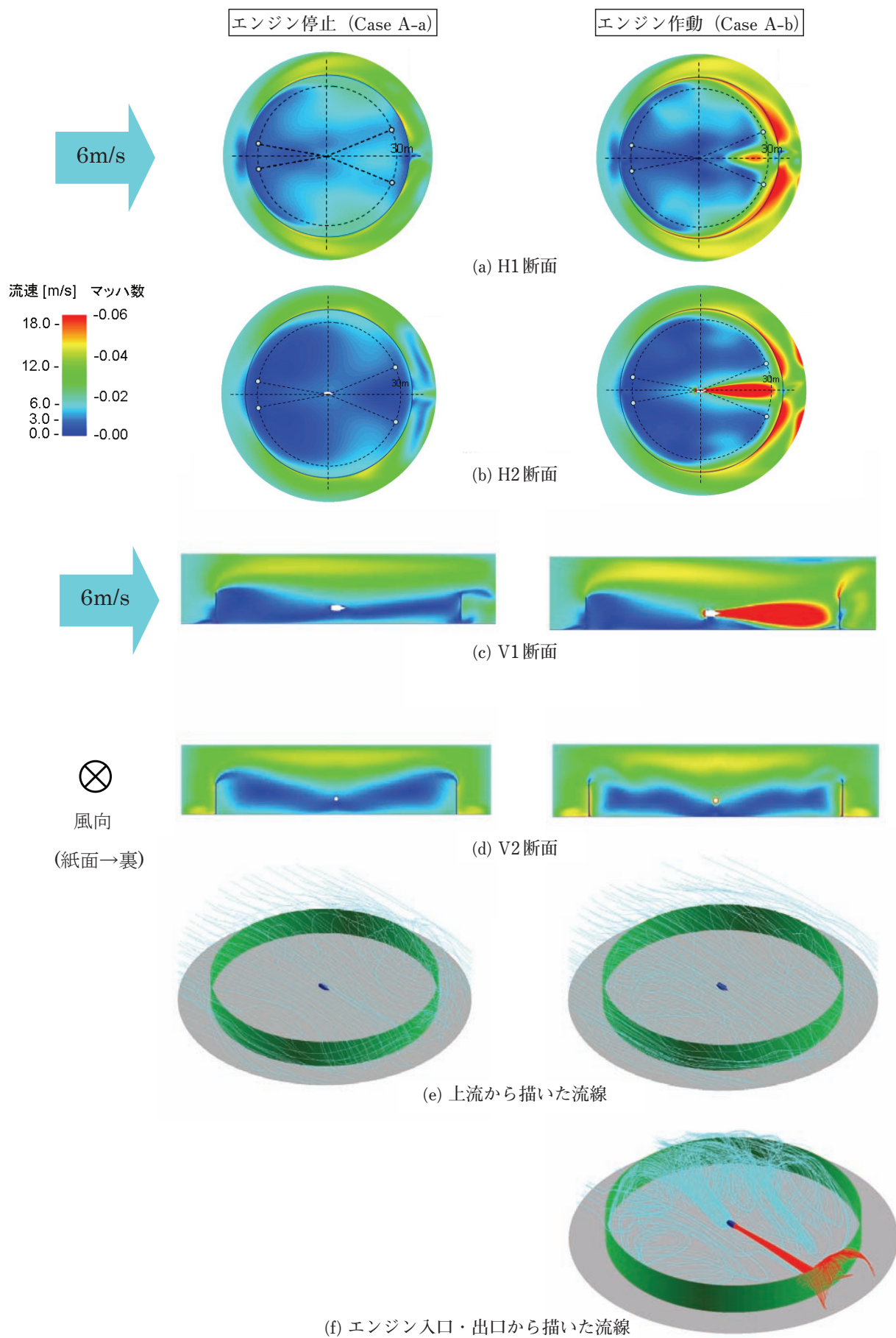


図26 A形態 風向0° エンジン停止, 作動時の比較

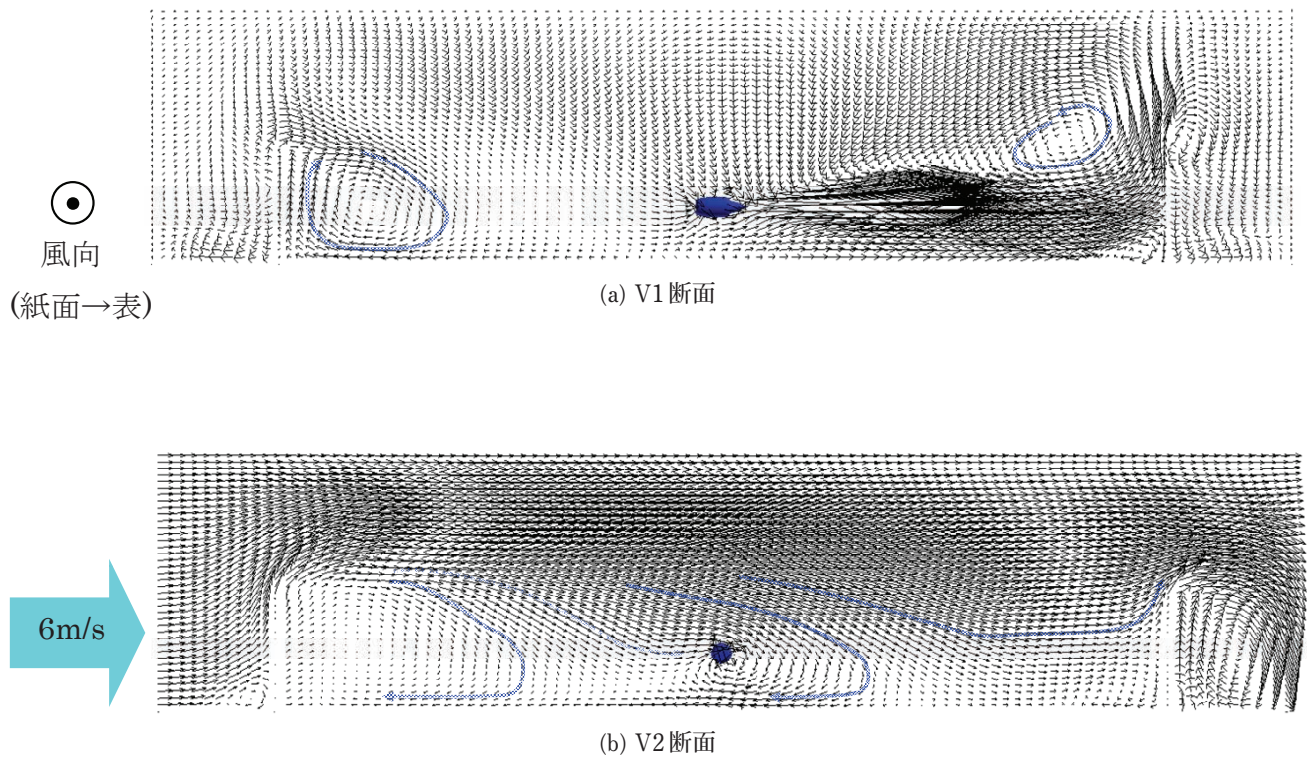


図27 A形態 風向90° エンジン作動時 速度ベクトル (Case A-c)

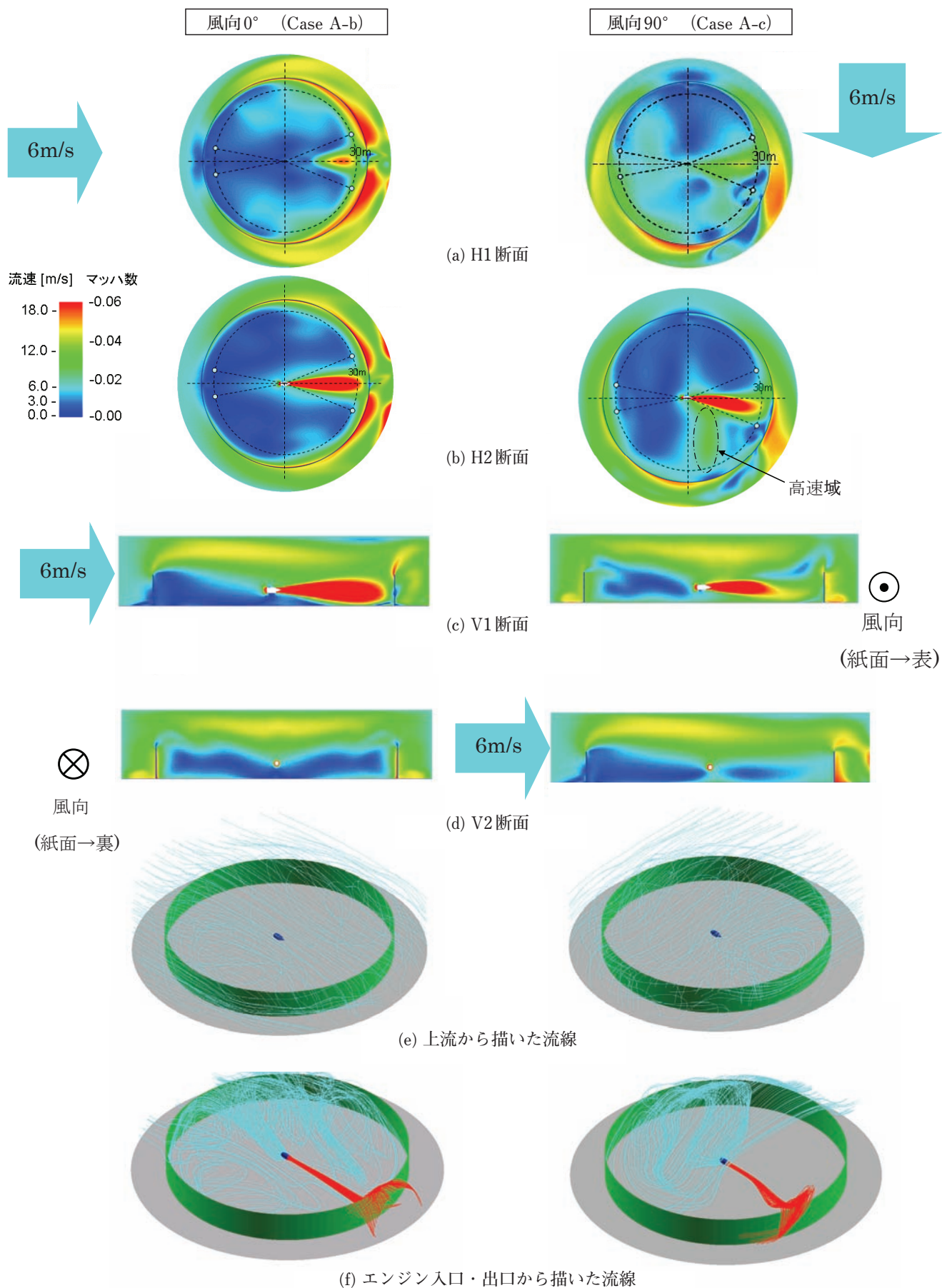


図28 A形態 風向90° エンジン作動時 (風向0° との比較)

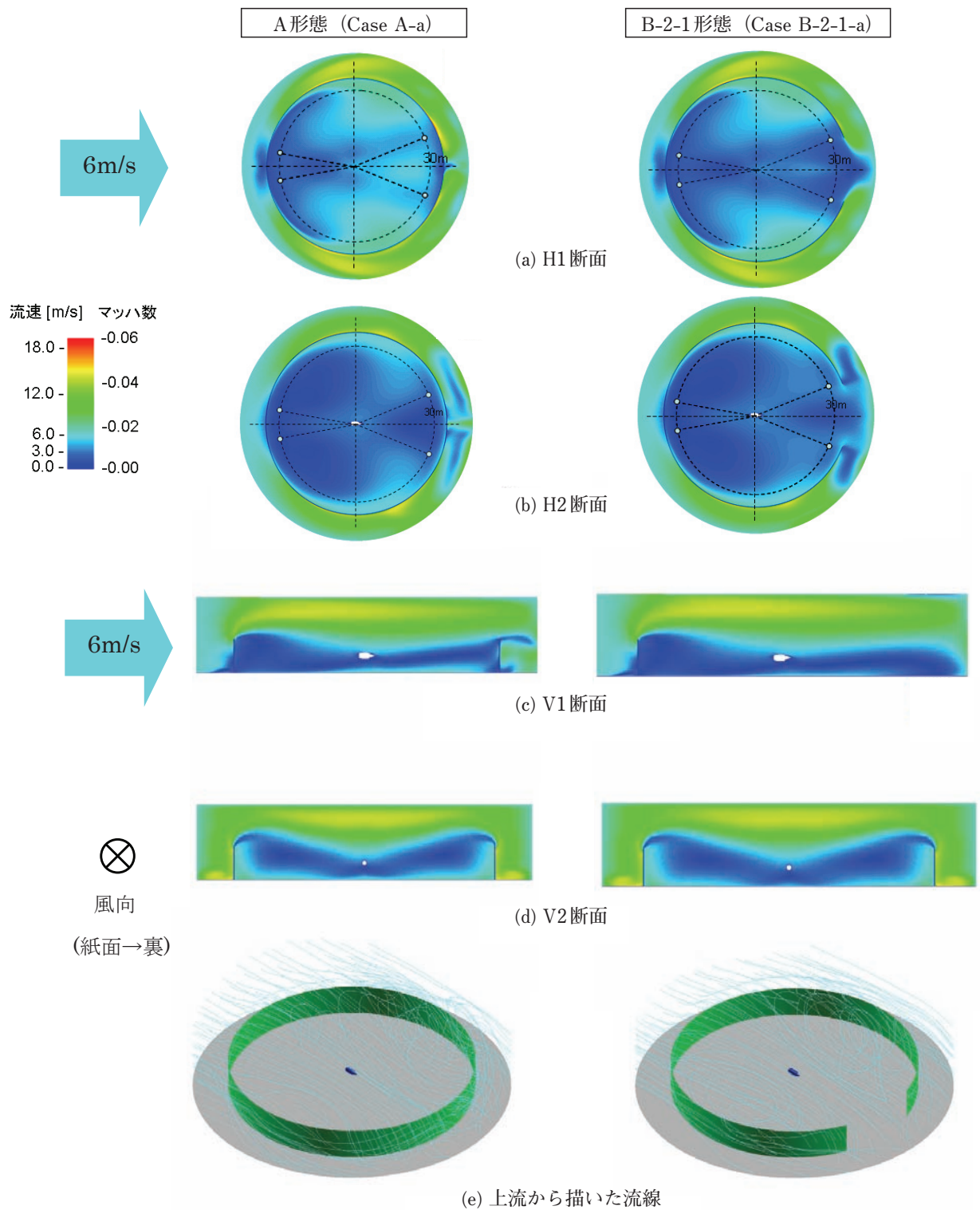


図29 B-2-1形態 風向0° エンジン停止時 (A形態との比較)

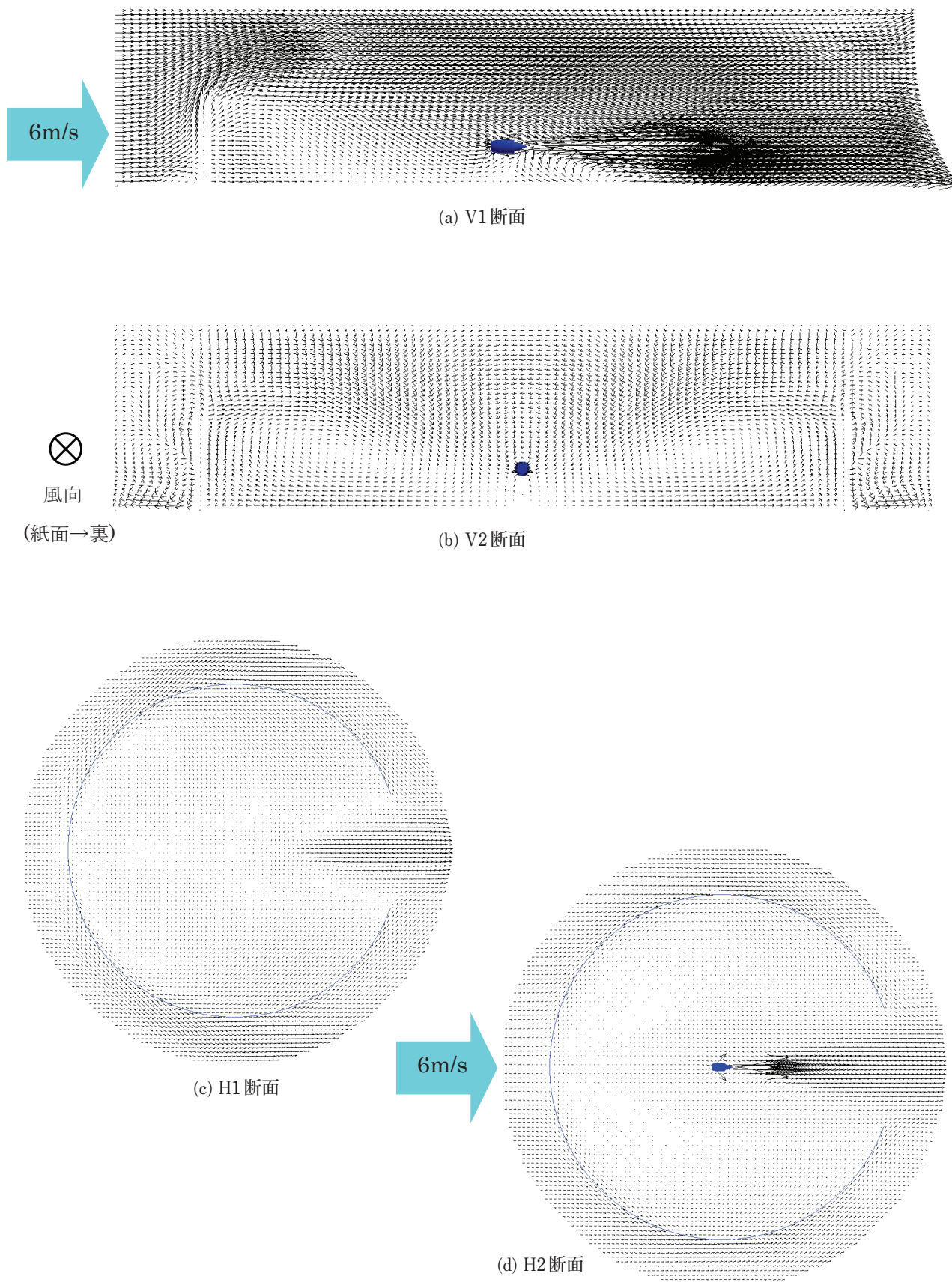


図30 B-2-1形態 風向0° エンジン作動時 速度ベクトル (Case B-2-1-b)

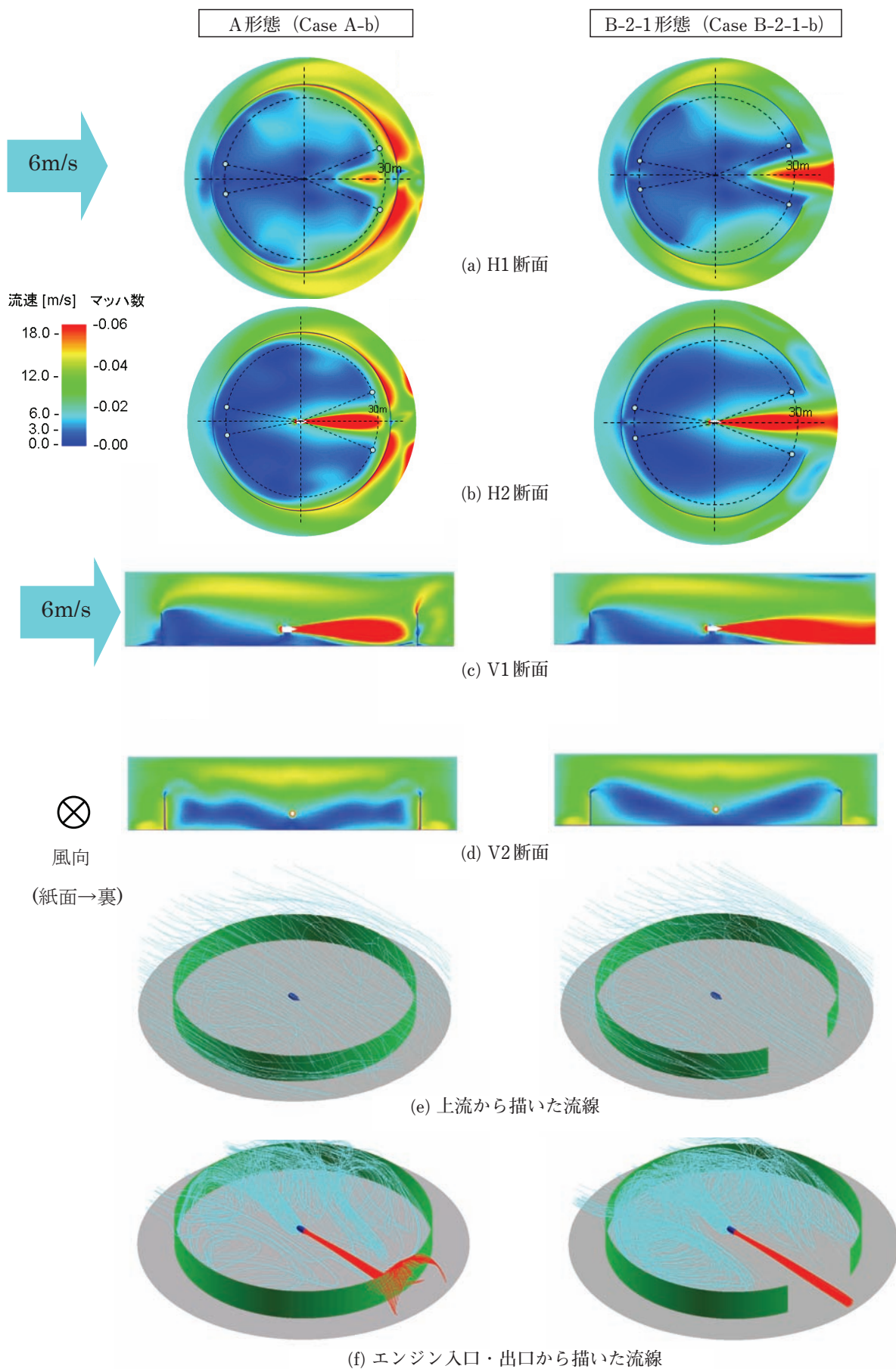


図31 B-2-1形態 風向0° エンジン作動時 (A形態との比較)

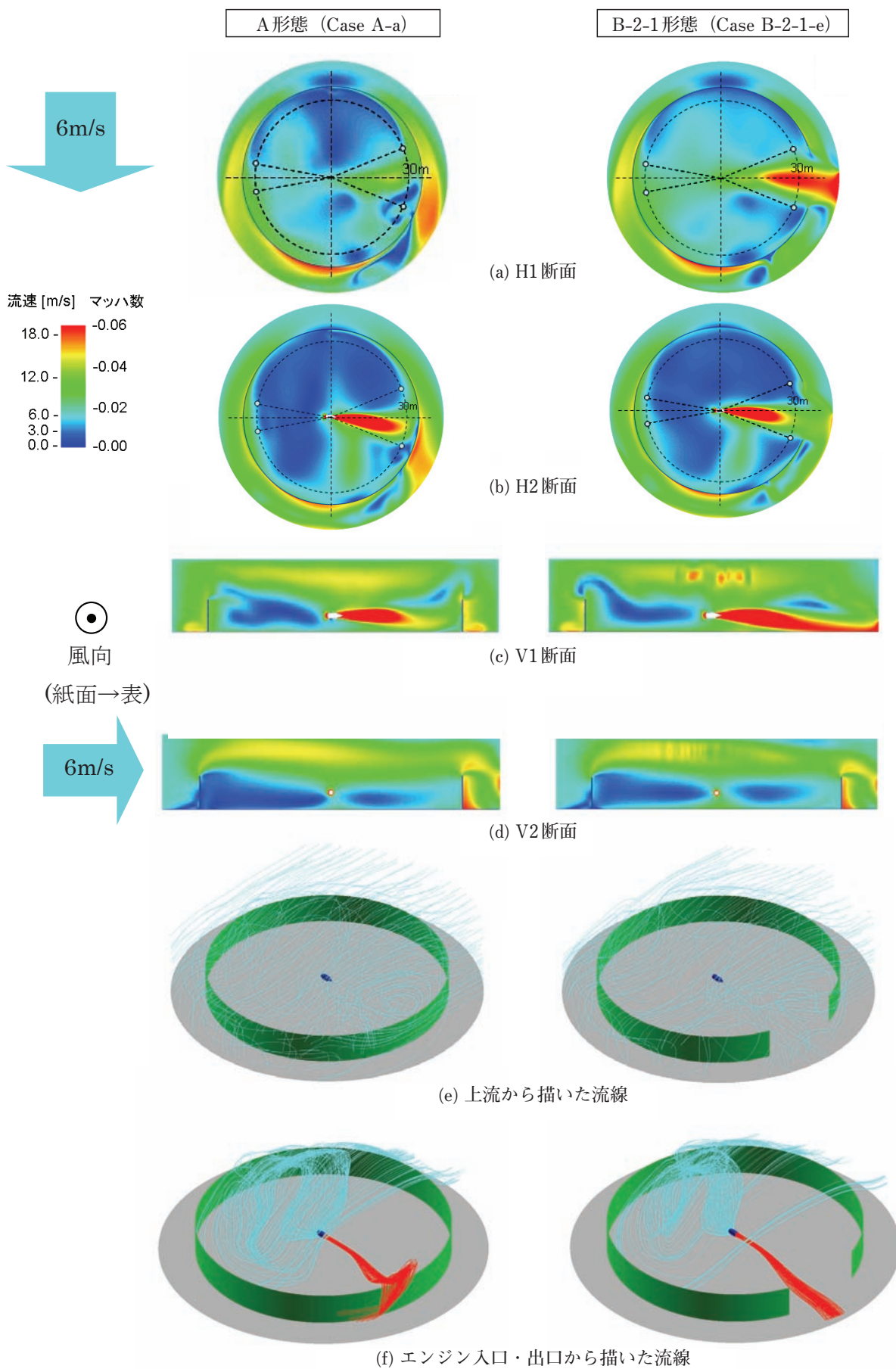


図32 B-2-1形態 風向90° エンジン作動時 (A形態との比較)

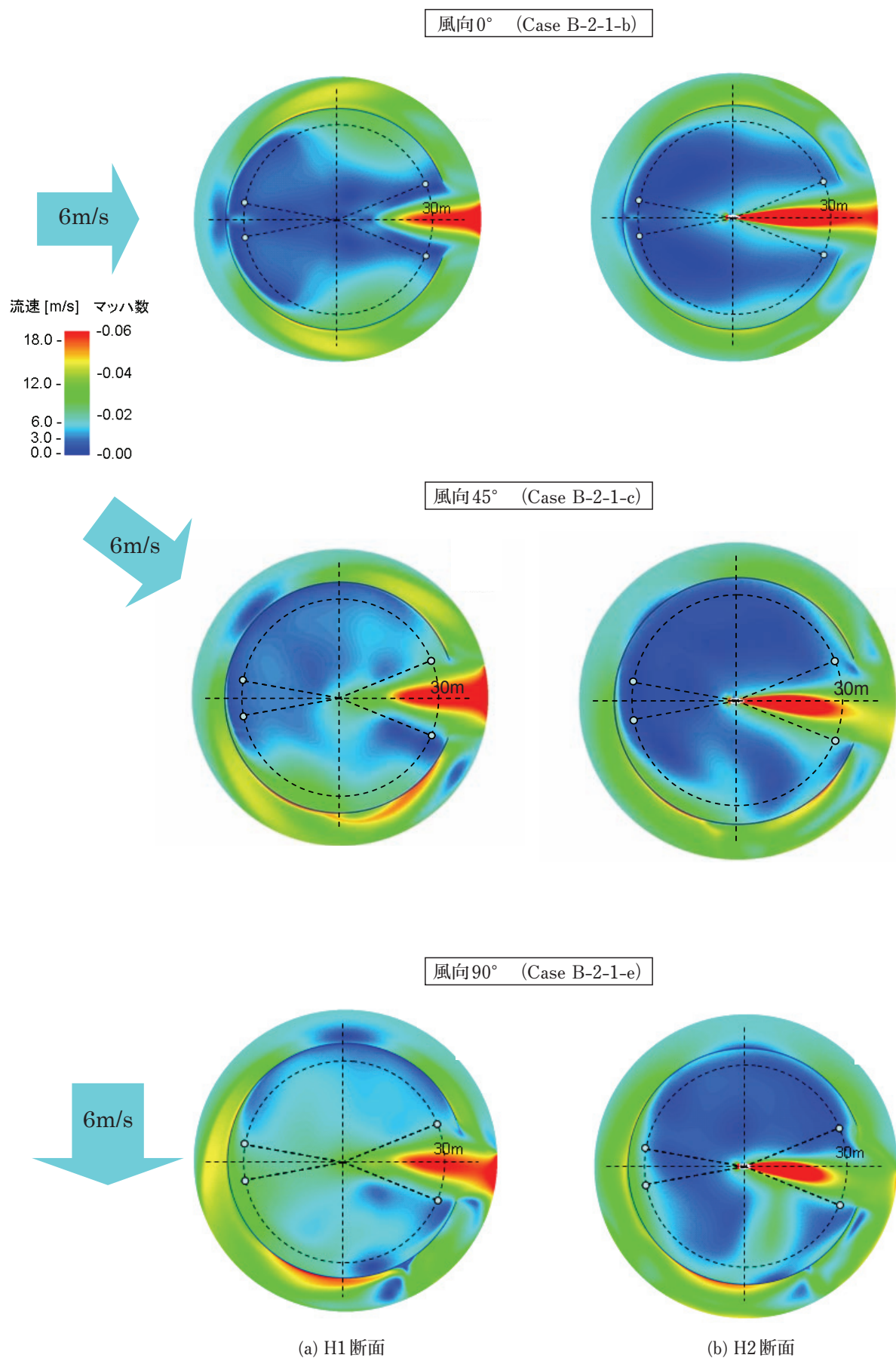


図33 B-2-1形態 風向の影響

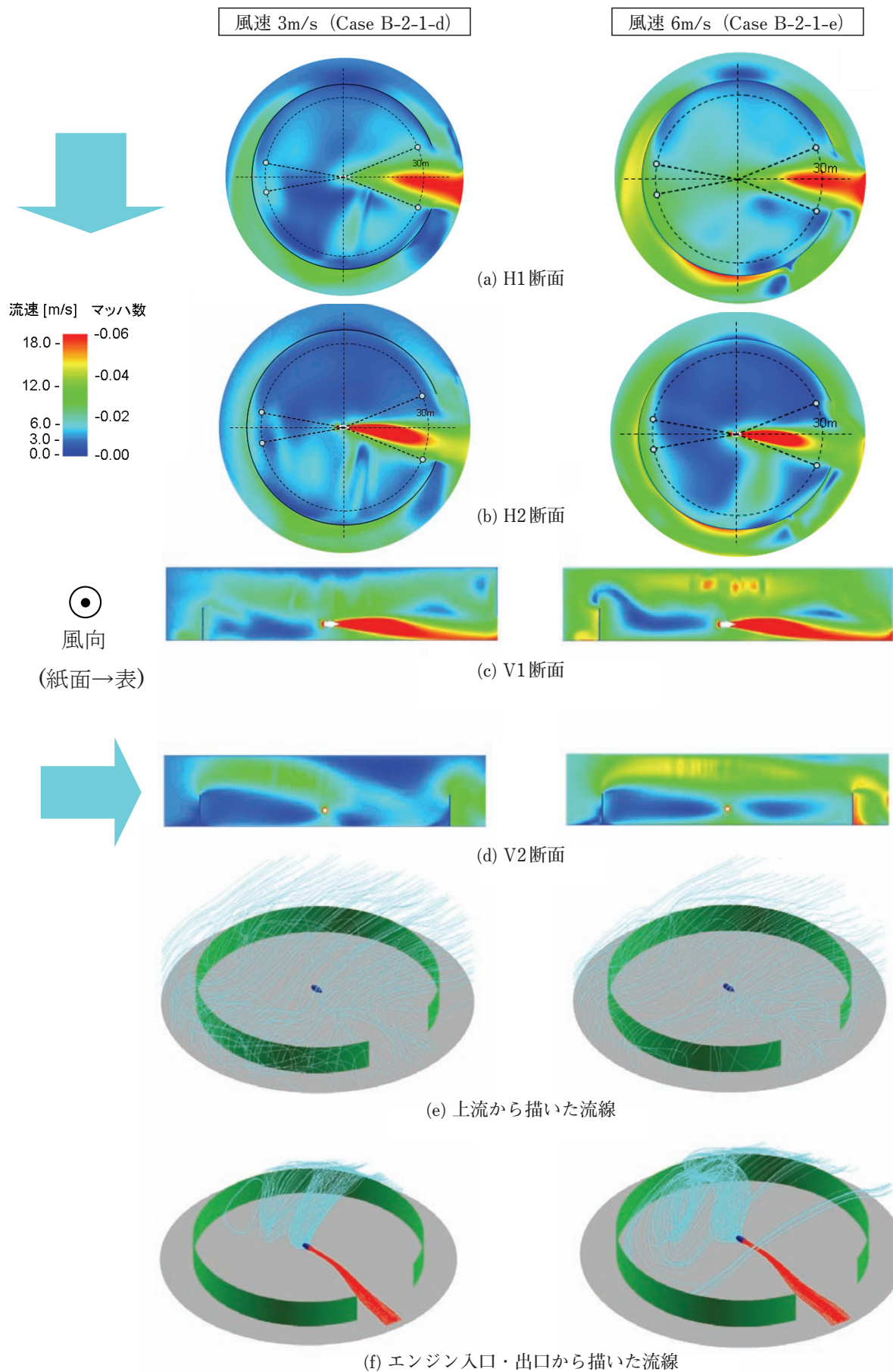


図34 B-2-1形態 風速の影響

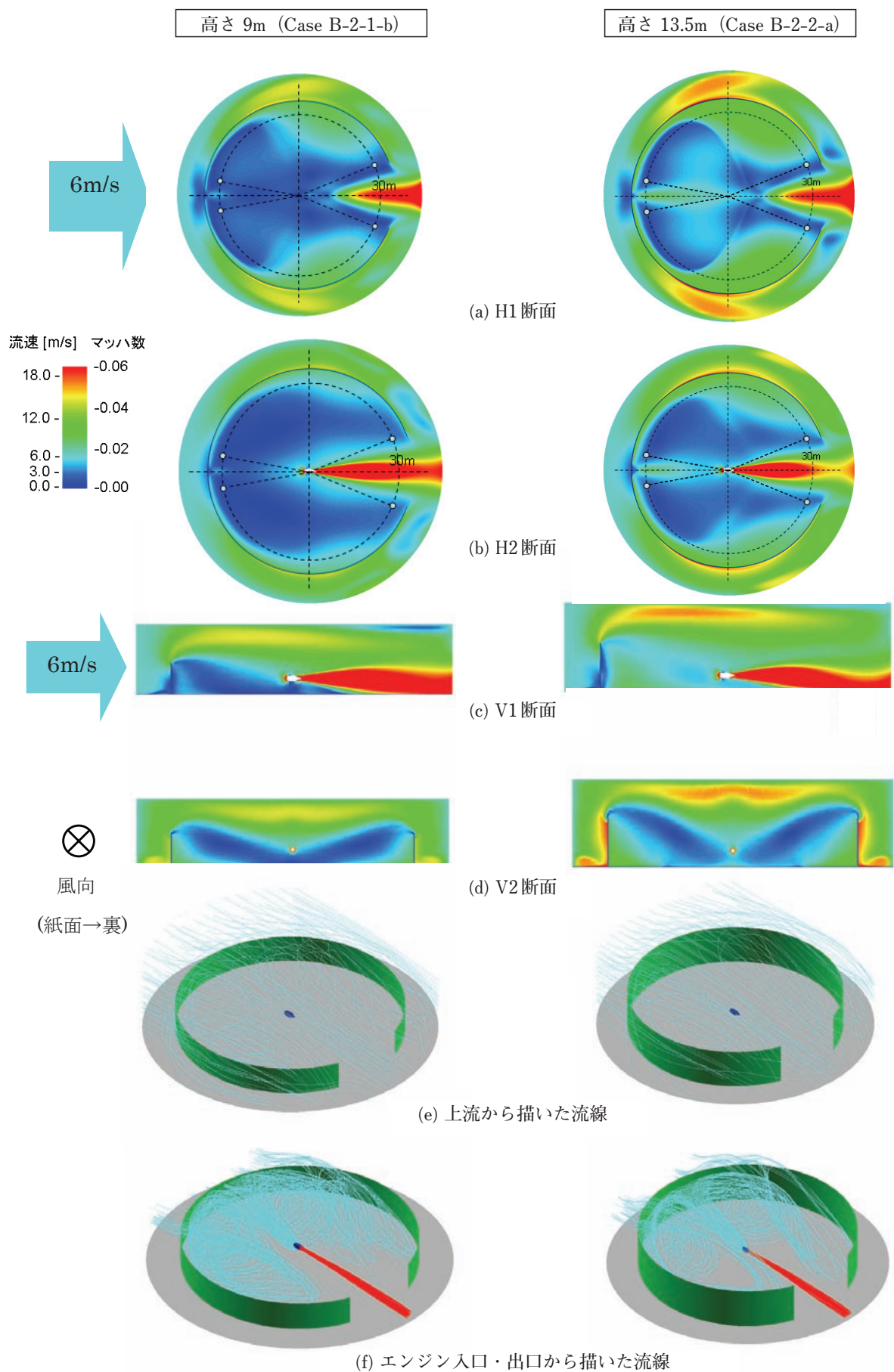


図35 B-2形態 防風壁の高さの影響 (風向0°)

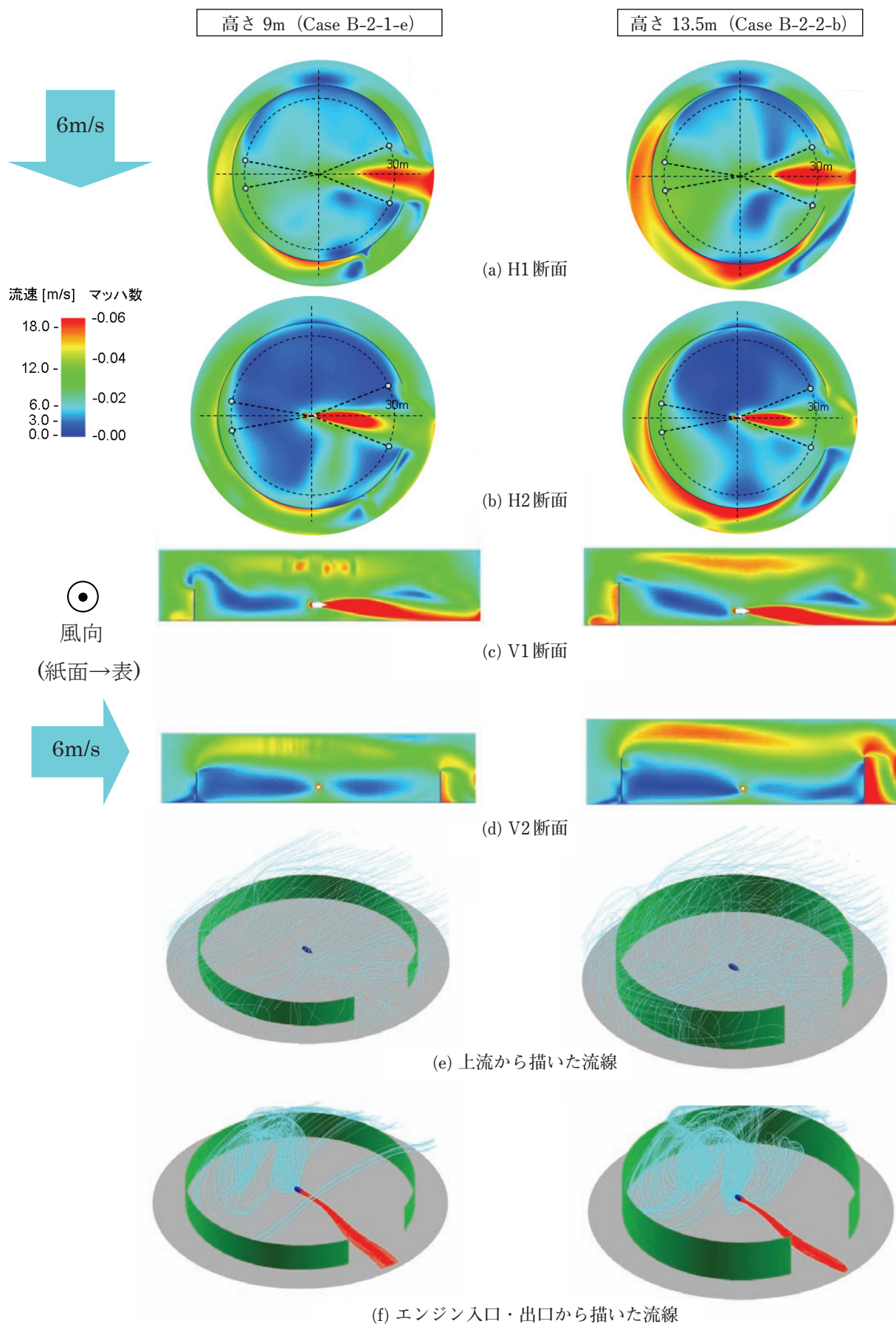


図36 B-2形態 防風壁の高さの影響 (風向90°)

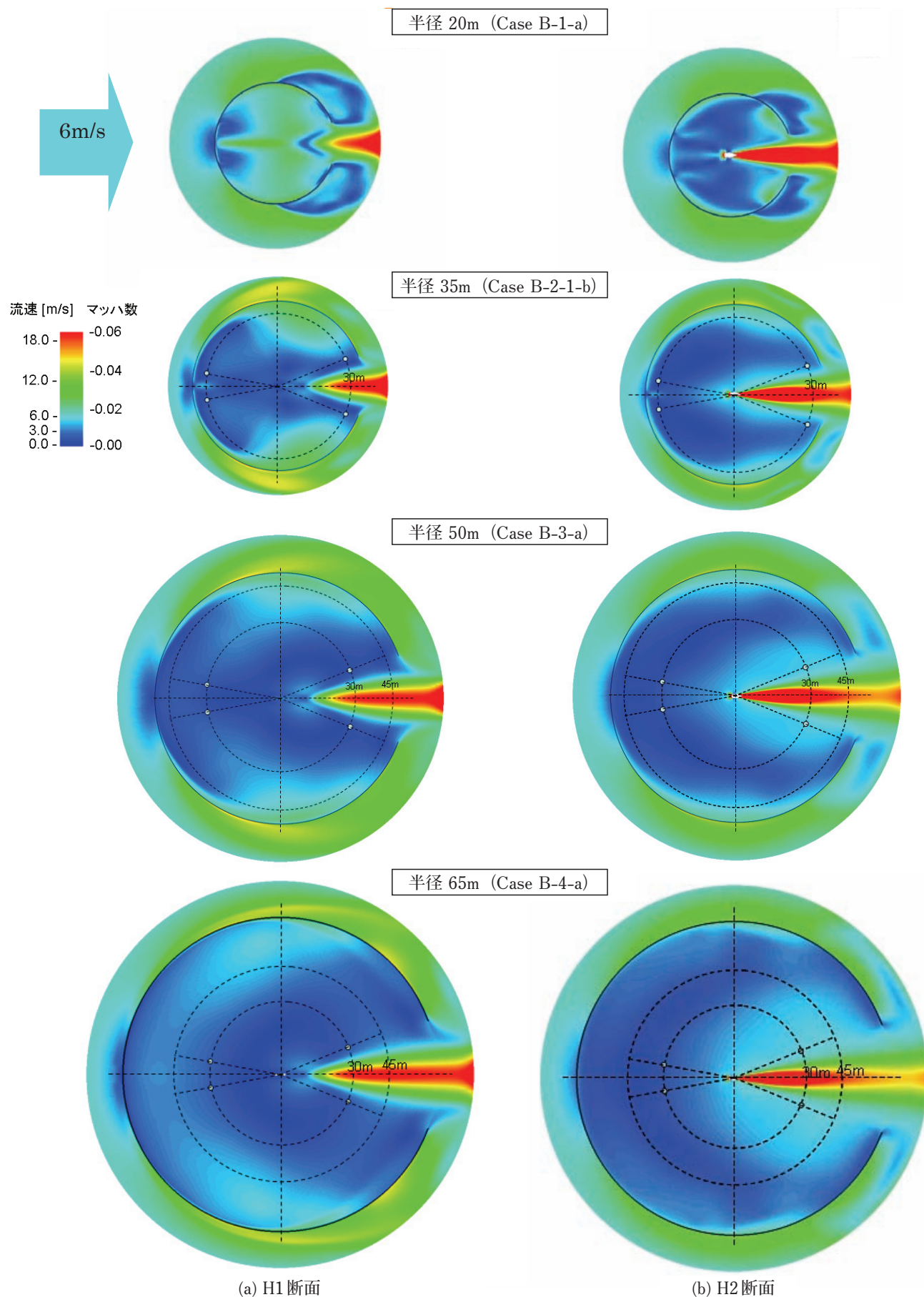


図37 B形態 防風壁の半径の影響 (風向0°)

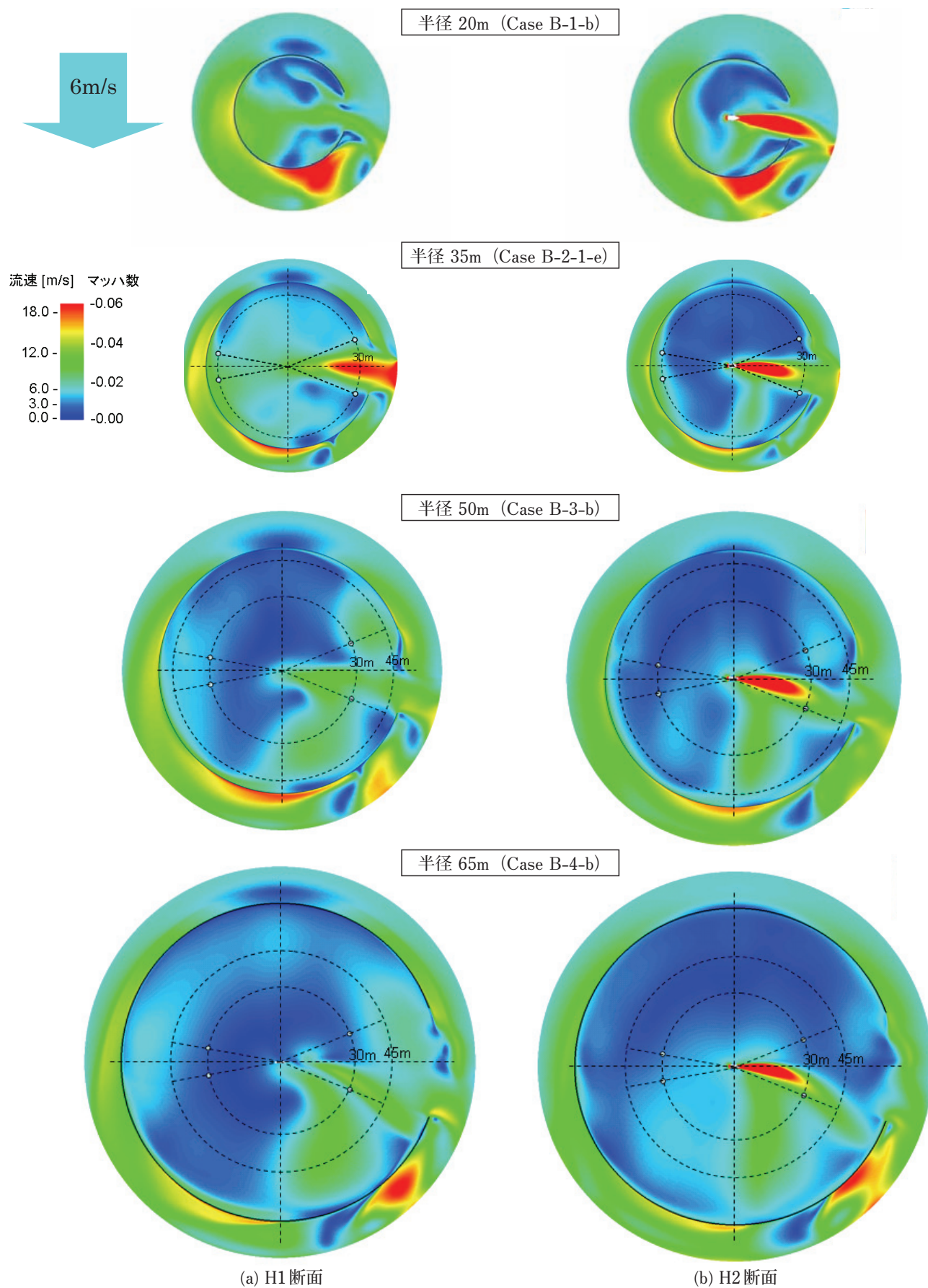


図38 B形態 防風壁の半径の影響 (風向90°)

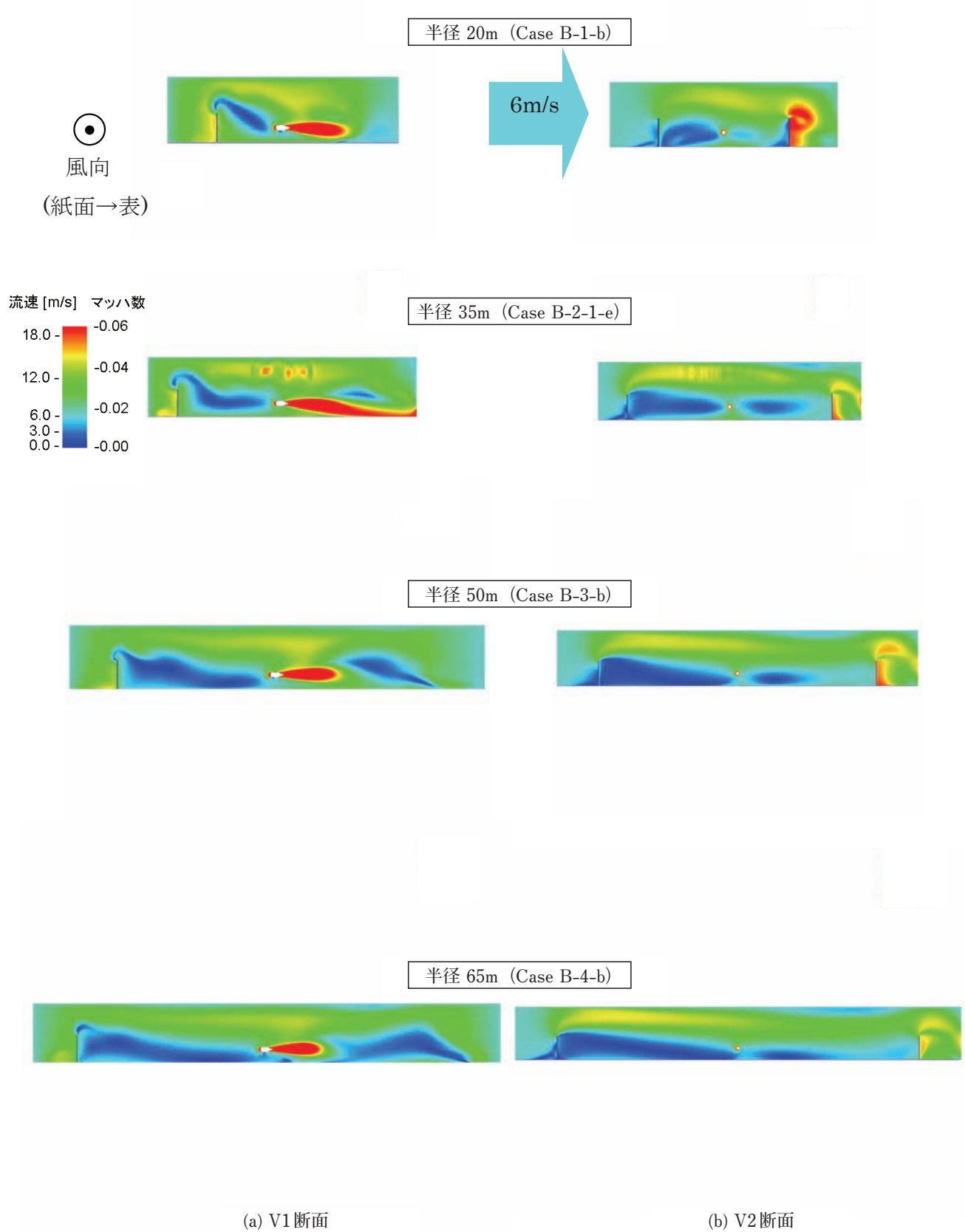


図39 B形態 防風壁の半径の影響（風向90°）

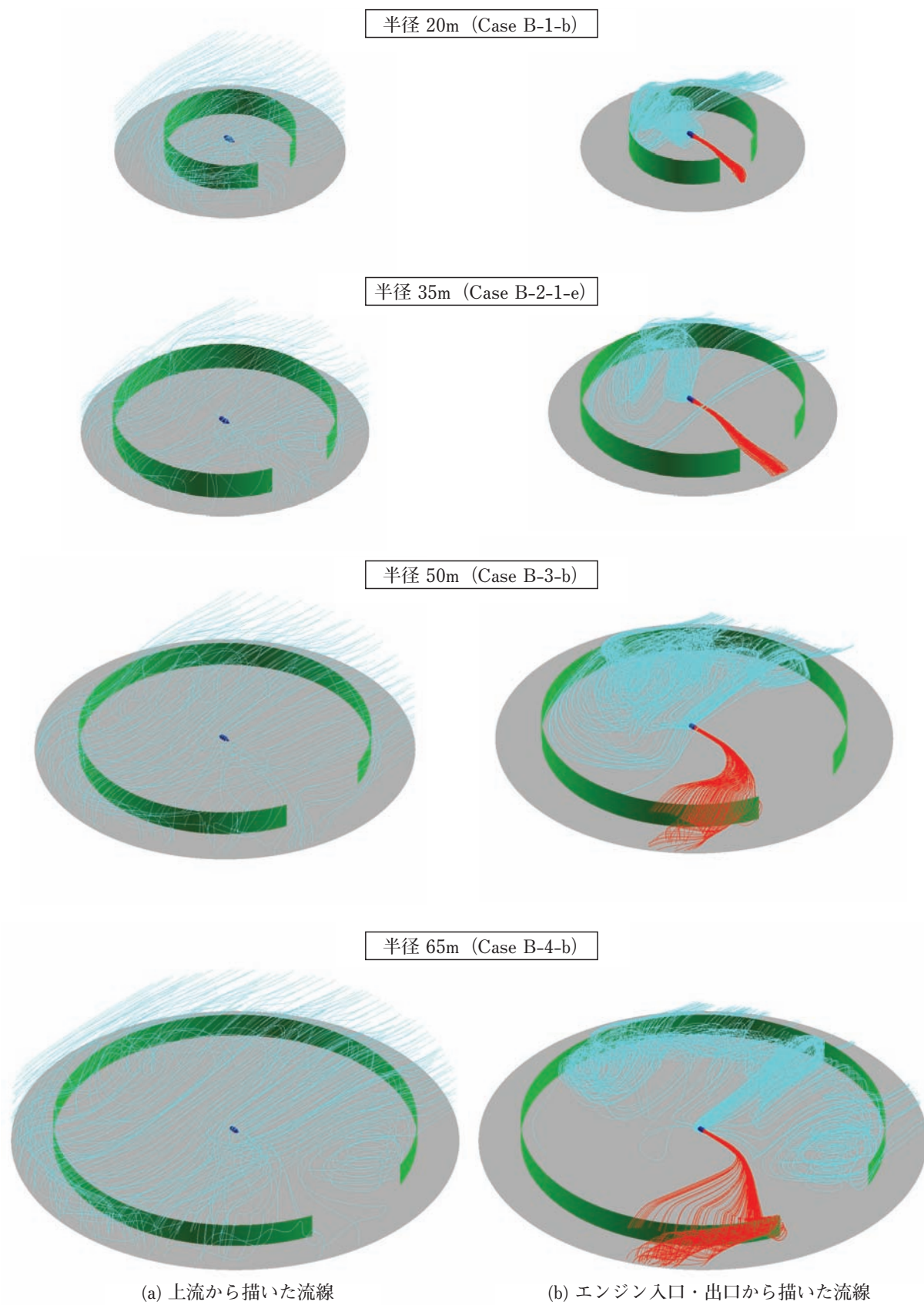


図40 B形態 防風壁の半径の影響 (風向90°)

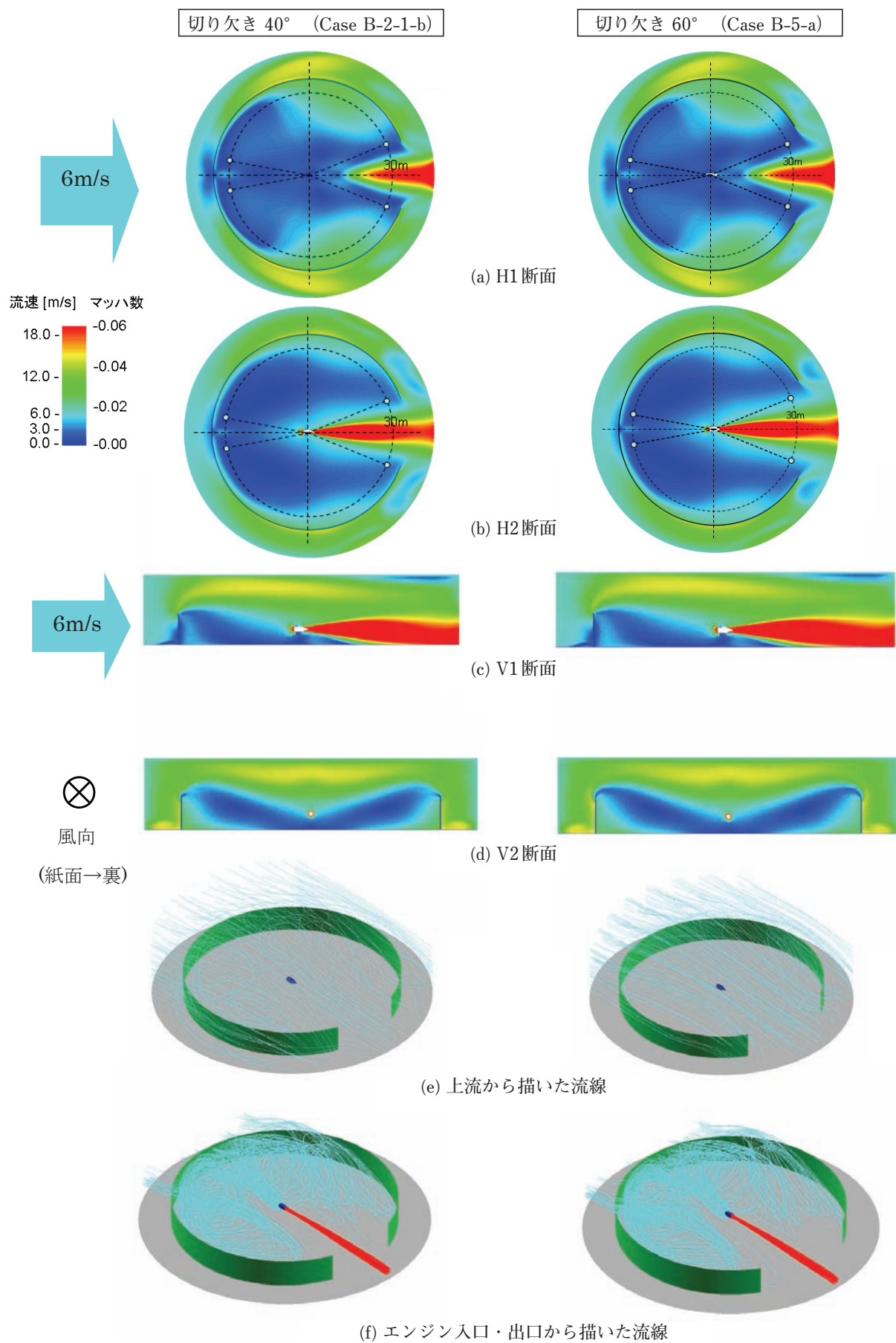


図41 B形態 防風壁の切り欠き角度の影響 (半径35m, 風向0°)

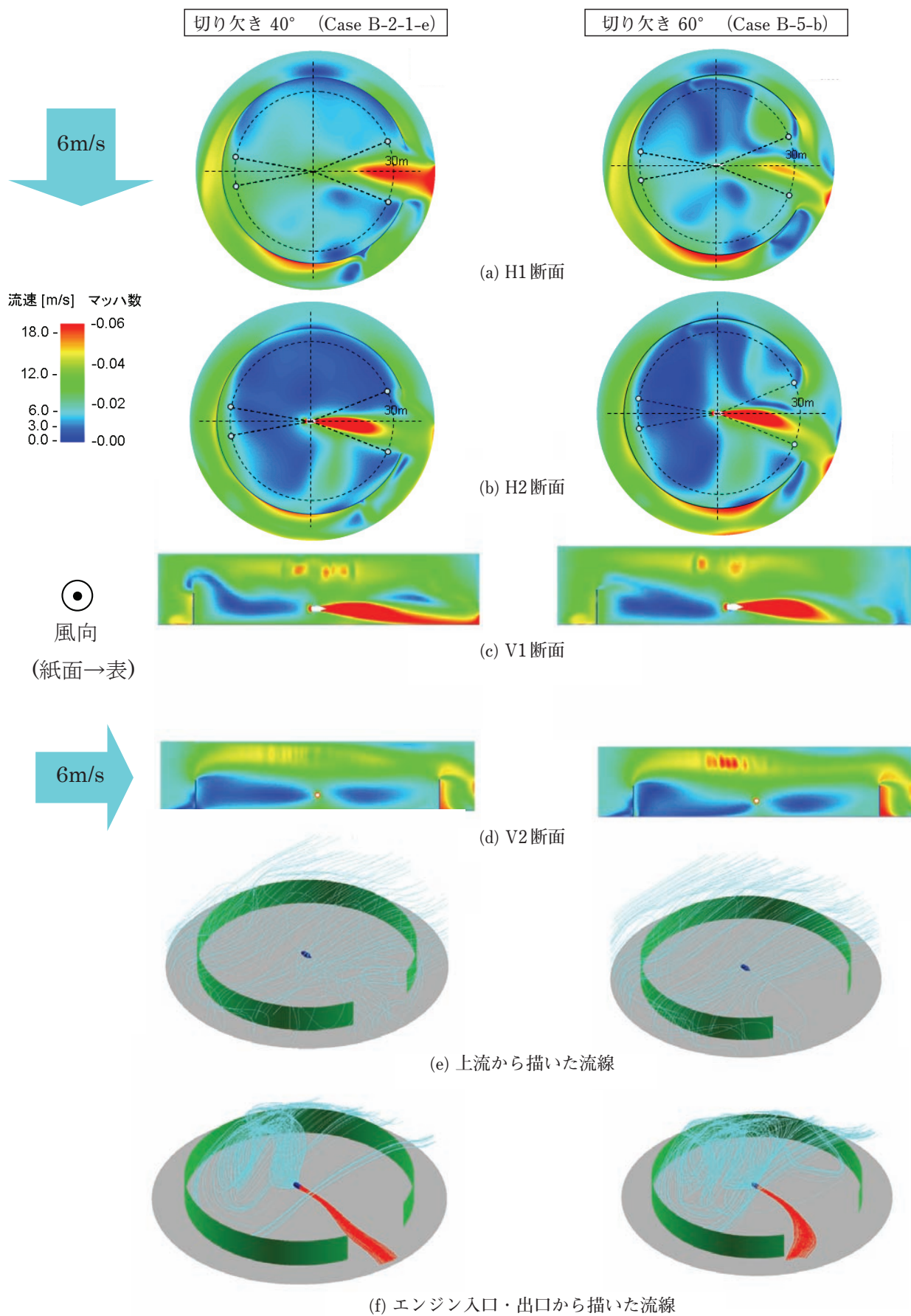


図42 B形態 防風壁の切り欠き角度の影響 (半径35m, 風向90°)

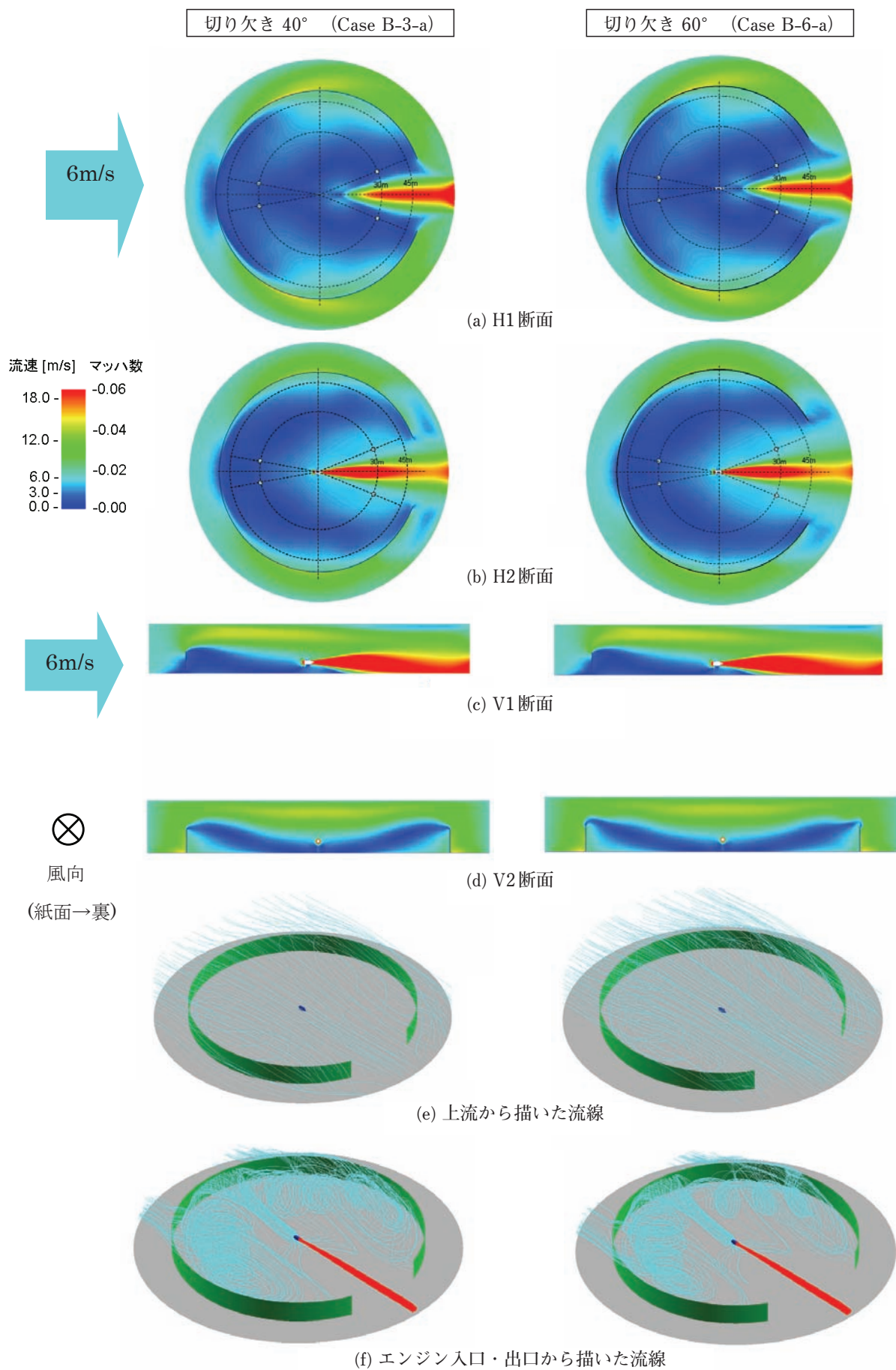


図43 B形態 防風壁の切り欠き角度の影響 (半径50m, 風向 0°)

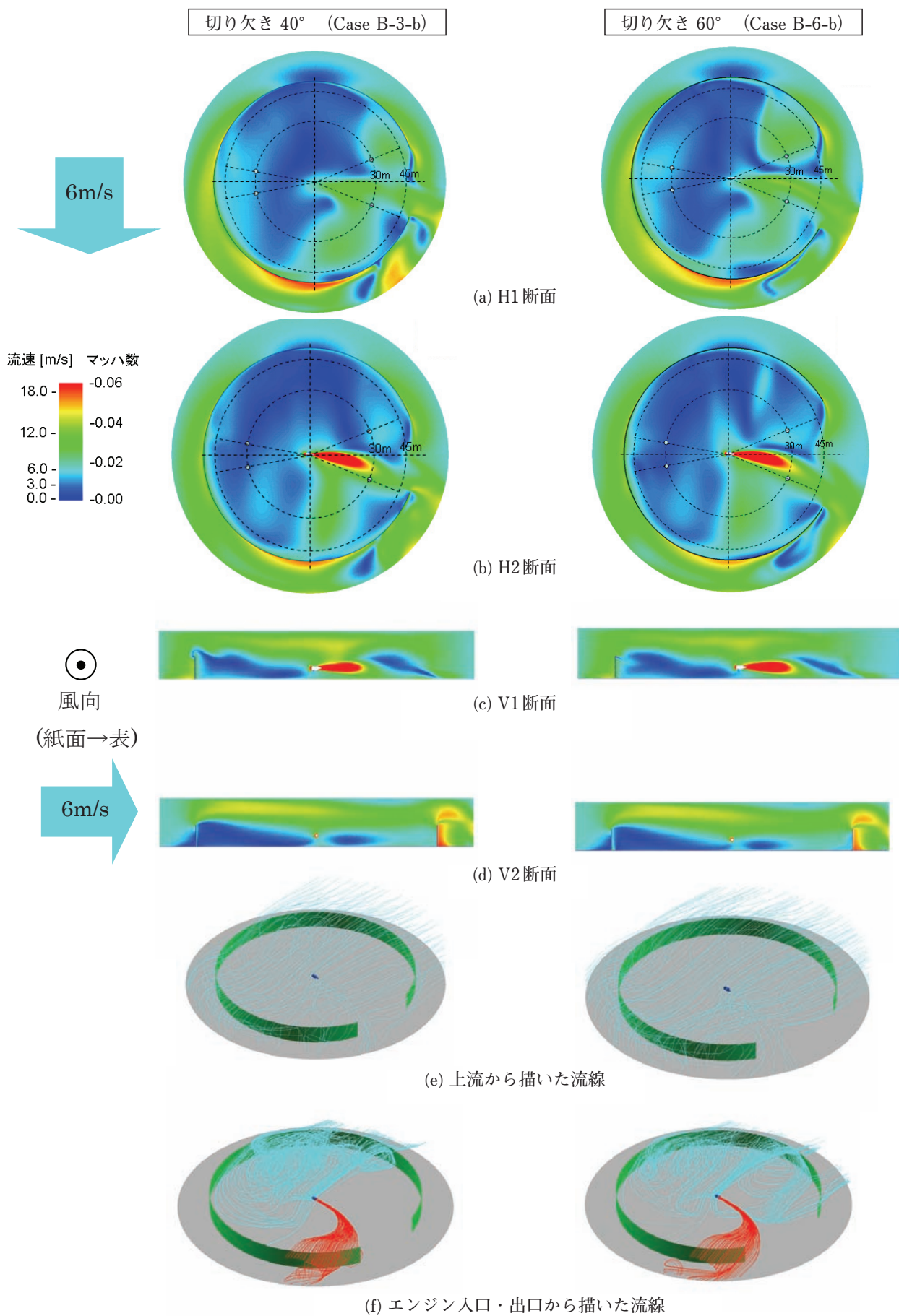


図44 B形態 防風壁の切り欠き角度の影響 (半径50m, 風向 90°)

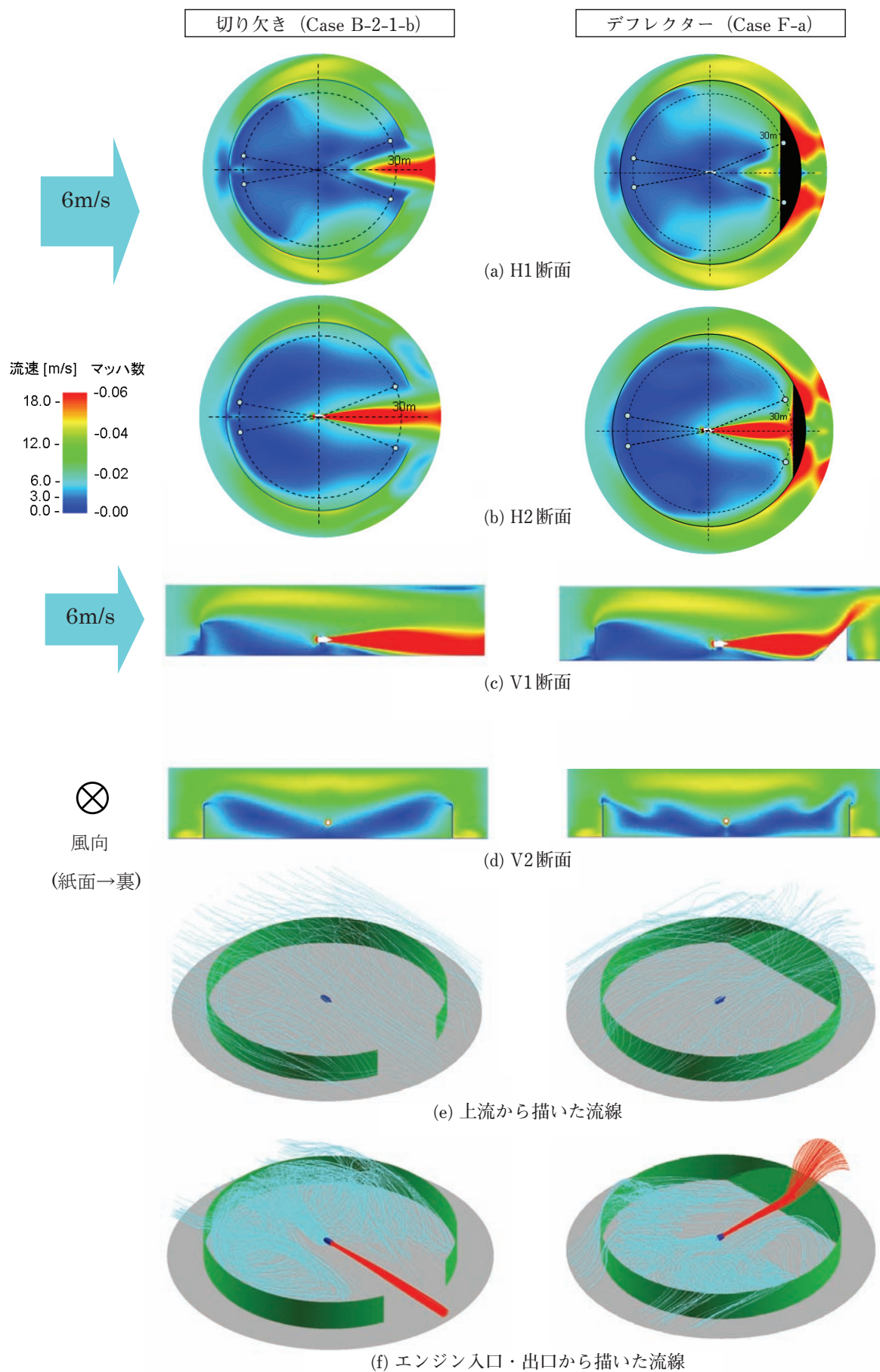


図45 排気デフレクターの効果 (風向0°)

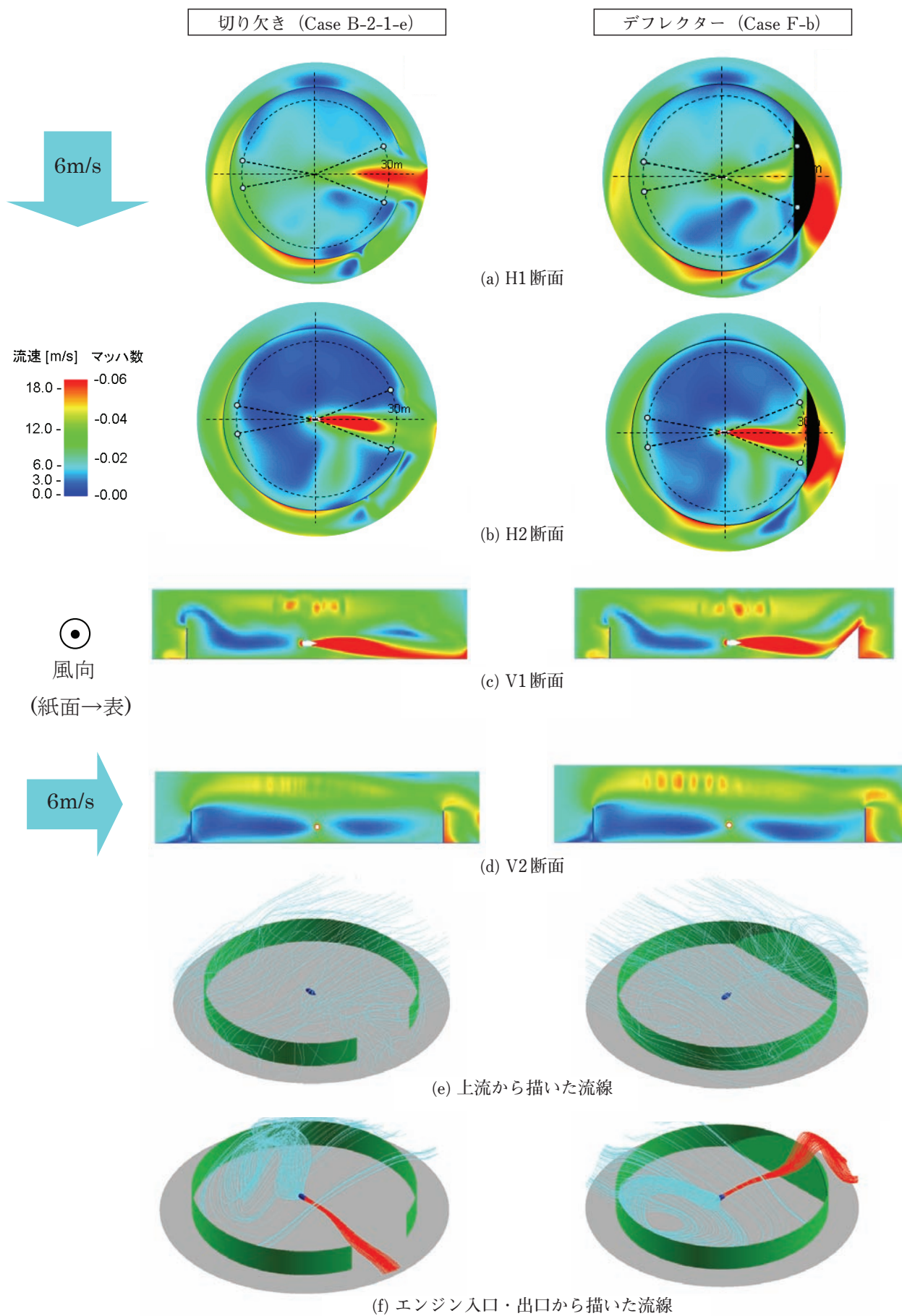


図46 排気デフレクターの効果 (風向90単位)

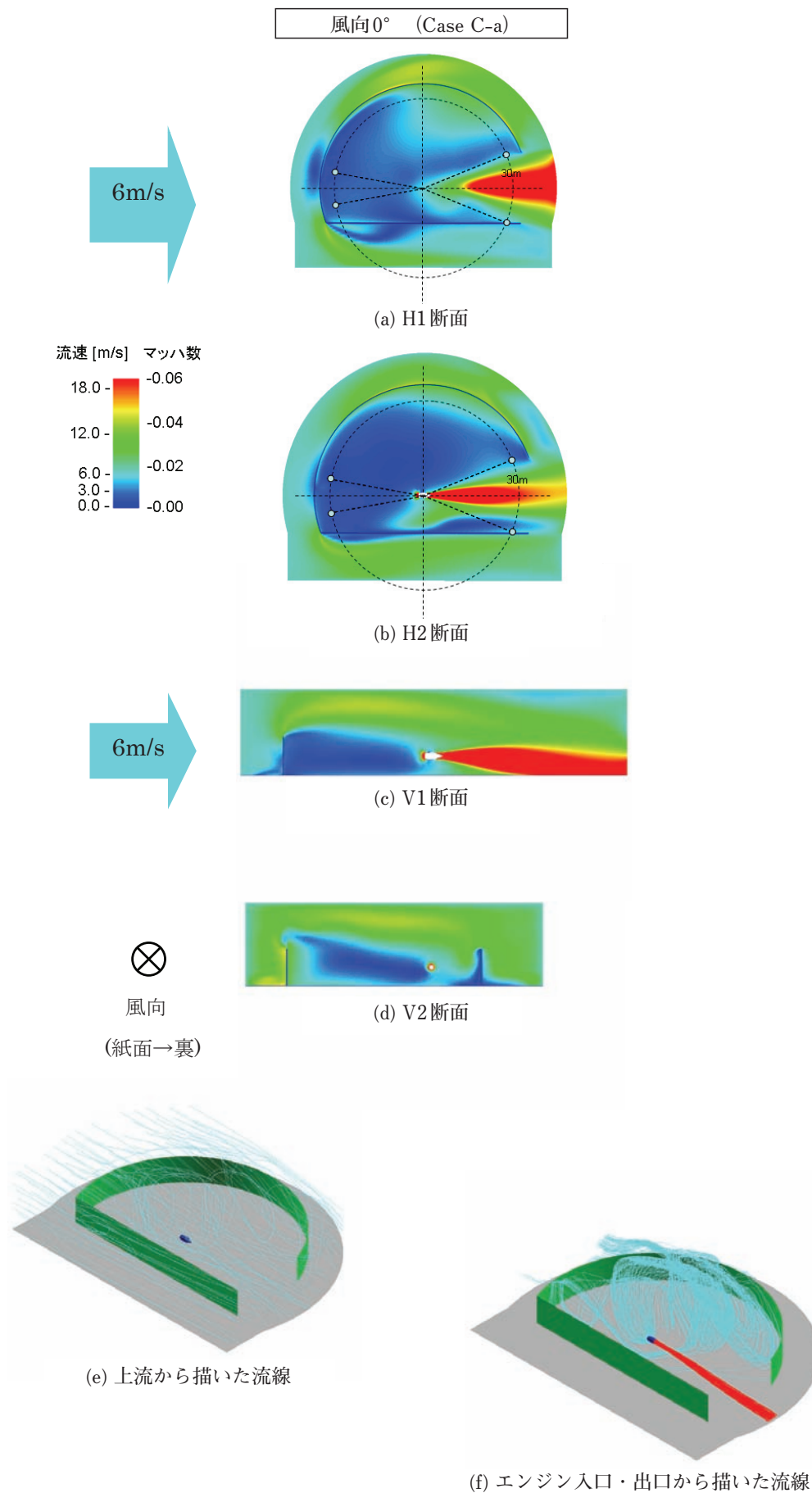


図47 C形態 風向0° エンジン作動時

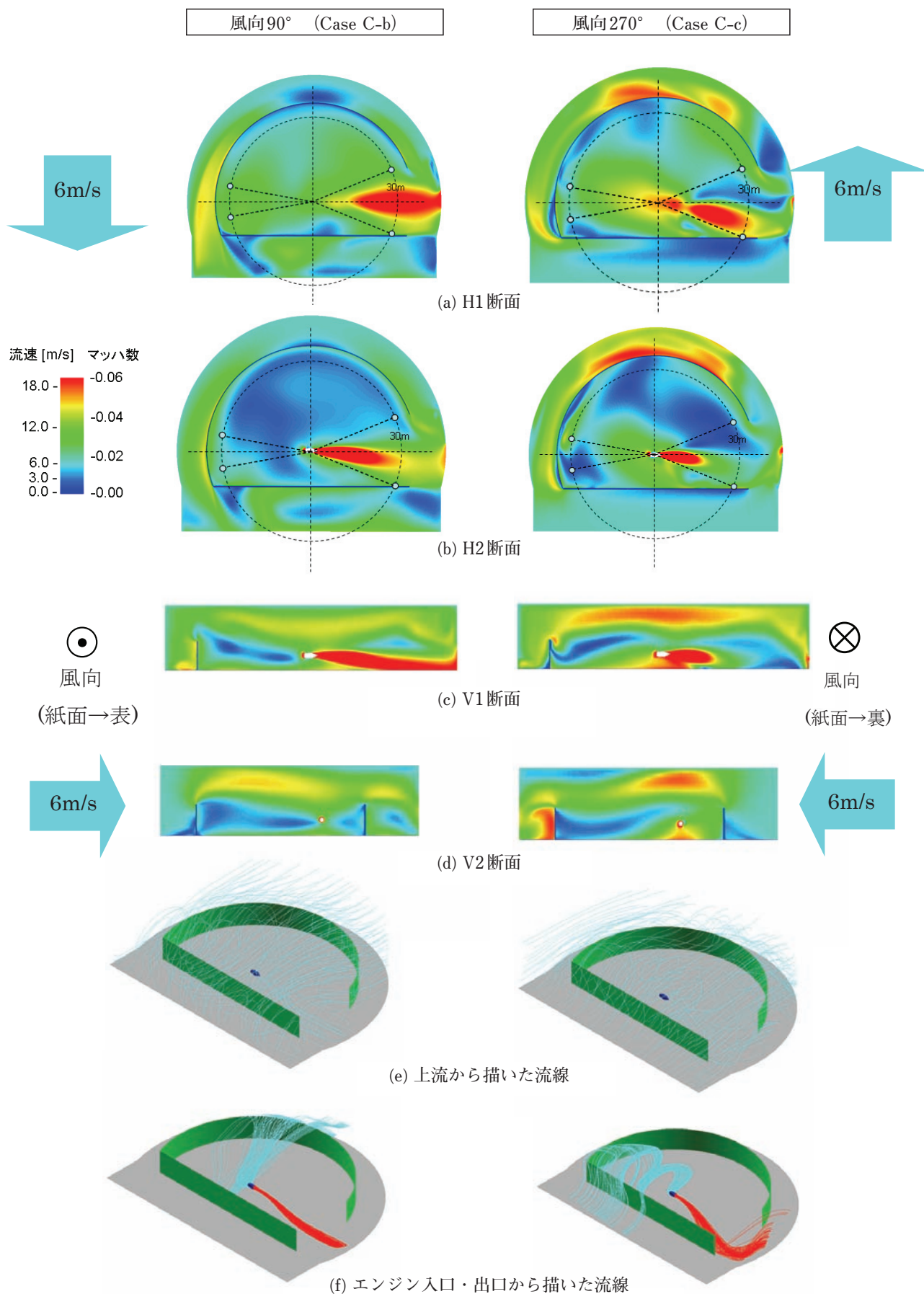


図48 C形態 風向90°，270° エンジン作動時

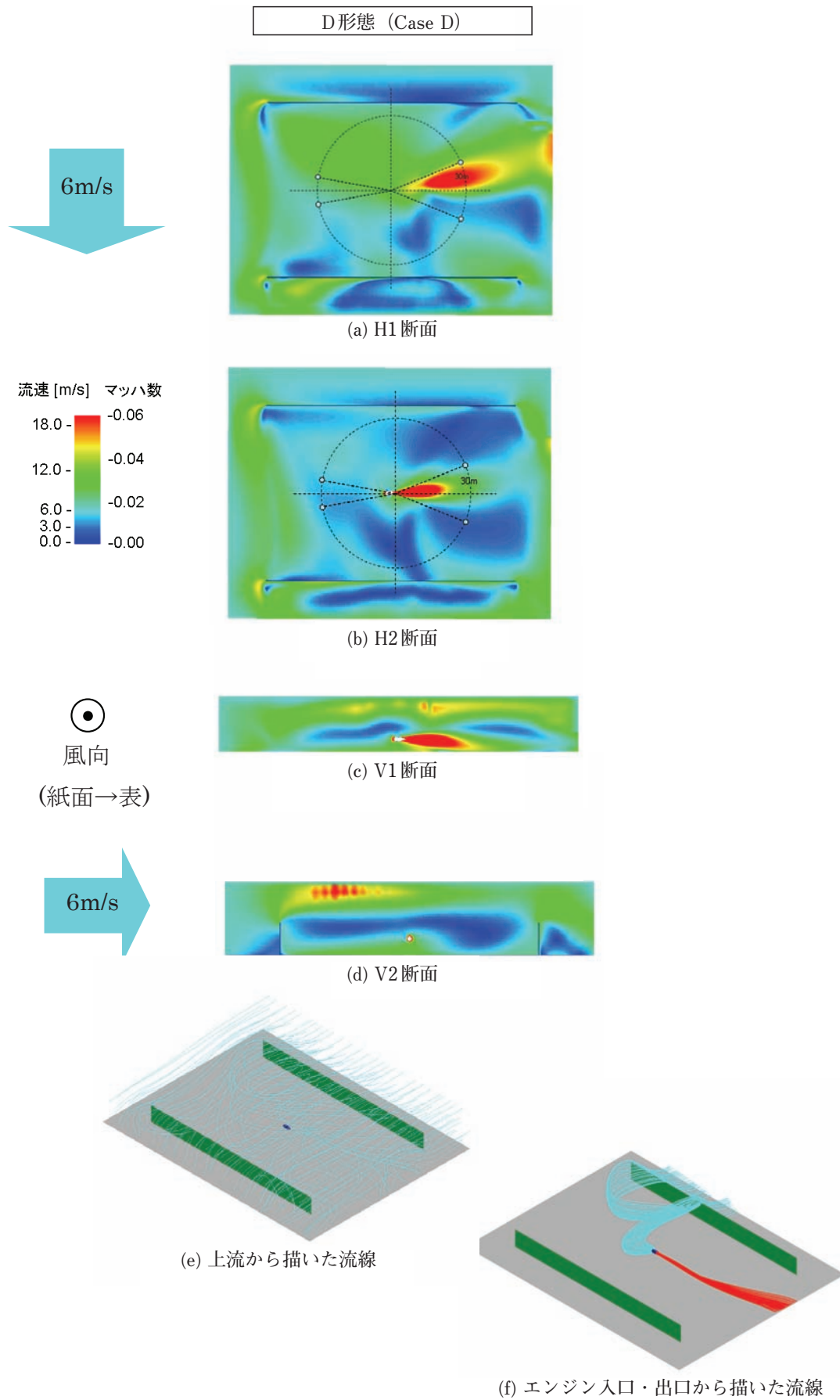


図49 D形態 風向 90° エンジン作動時

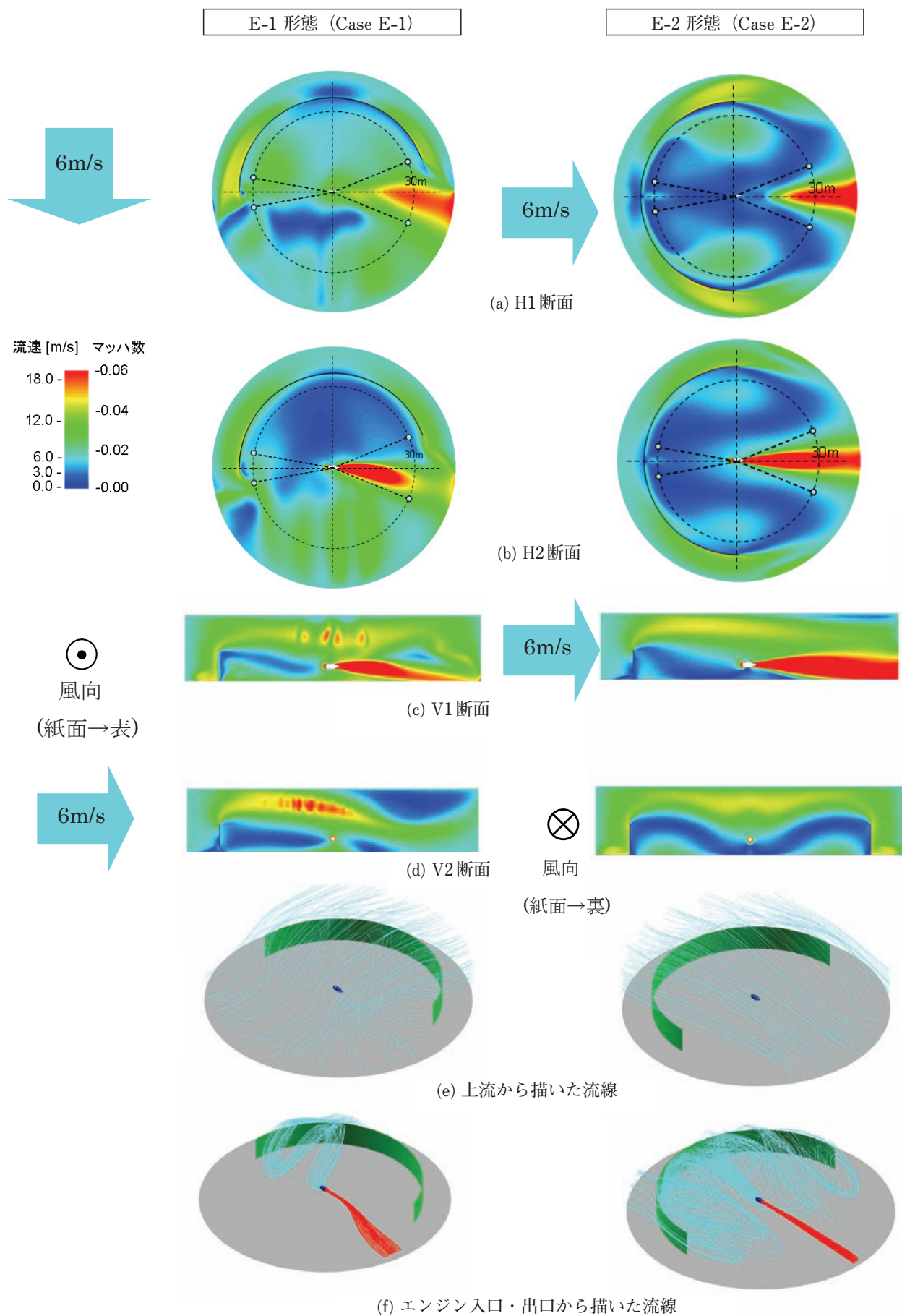
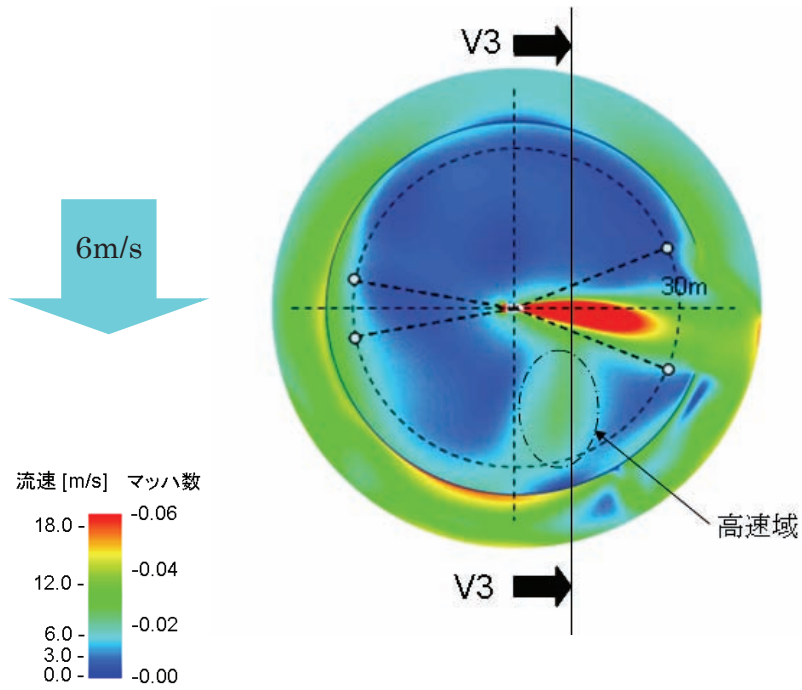
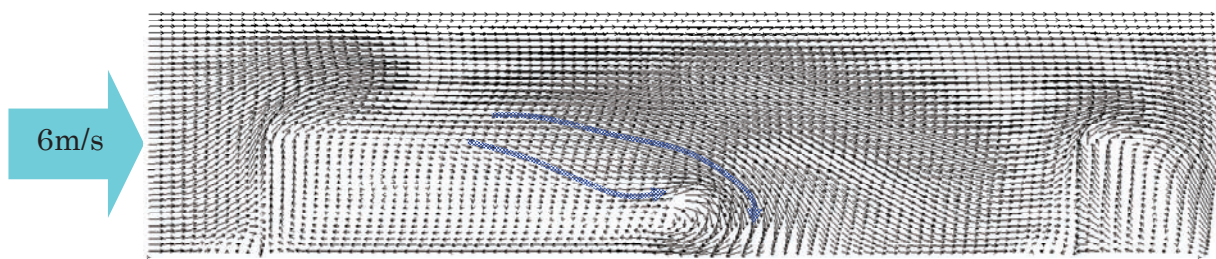


図50 E形態 エンジン作動時

B-2-1 形態 (Case B-2-1-e)



(a) H2断面



(b) V3断面

図51 エンジン排気流の風下側にできる高速域

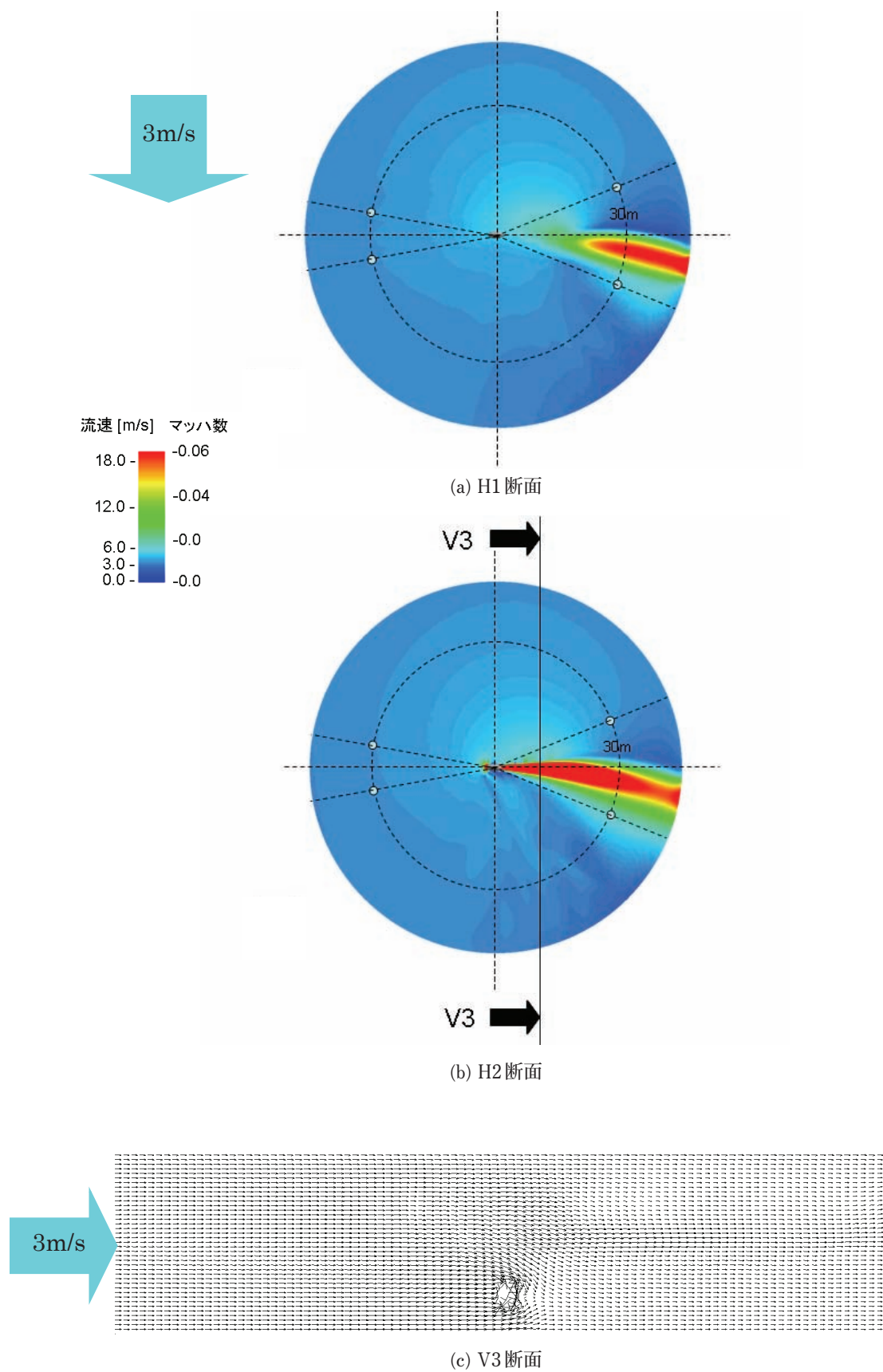


図52 防風壁なし エンジン作動時 風向 90° 風速 3m/s

宇宙航空研究開発機構研究開発資料 JAXA-RM-10-009

発行 平成 22 年 9 月 30 日

編集・発行 宇宙航空研究開発機構

〒182-8522 東京都調布市深大寺東町7-44-1

URL: <http://www.jaxa.jp/>

印刷・製本 株式会社 実業公報社

本書及び内容についてのお問い合わせは、下記にお願いいたします。

宇宙航空研究開発機構 情報システム部 研究開発情報センター

〒305-8505 茨城県つくば市千現2-1-1

TEL : 050-3362-6224 FAX : 029-868-2956

© 2010 宇宙航空研究開発機構

※本書の一部または全部を無断複写・転載・電子媒体等加工することを禁じます。



リサイクル適性 (A)

この印刷物は、印刷用の紙へ
リサイクルできます。
This document is provided by JAXA.