

Управление турбулентным пограничным слоем крылового профиля путем массообмена через проницаемую стенку (обзор)*

В.И. Корнилов

*Институт теоретической и прикладной механики
им. С.А. Христиановича СО РАН, Новосибирск*

E-mail: kornilov@itam.nsc.ru

Представлен анализ эффективности управления турбулентным пограничным слоем на низкоскоростных аэродинамических профилях при помощи массообмена через проницаемую стенку. Особое внимание уделяется рассмотрению физических свойств пристенного течения при наличии положительного (от стенки) и отрицательного (к стенке) массообмена и аэродинамических характеристик крыловых профилей в условиях распределенного или локализованного воздействия массообмена различной интенсивности на пограничный слой.

Ключевые слова: управление, турбулентный пограничный слой, крыловой профиль, массообмен, перфорация, щель, эксперимент, численный расчет.

Введение

В течение последних десятилетий осуществлялась непрерывная оптимизация аэродинамических элементов скоростного воздушного транспорта и других транспортных средств. Вместе с тем дальнейший прогресс в этом направлении может быть обеспечен лишь за счет инновационных подходов, которые тесно связаны с использованием перспективных методов управления сдвиговым потоком (Bushnell, 2003; Wood, 2004; Ashill et al., 2005; Abbas et al., 2013; Vinuesa et al., 2022; Svorcan et al., 2022). Основное их назначение состоит в снижении потребления топлива и энергии в наземном, воздушном и морском транспорте. По данным разных источников, уменьшение расхода топлива в мире всего на 1 % может сэкономить миллиарды литров нефти в год. Методы управления потоком могут использоваться для решения следующих задач:

- снижение сопротивления и увеличение подъемной силы в аэродинамике;
- улучшение процесса смешения массы, импульса или энергии;
- интенсификация процесса горения;
- увеличение скорости теплопередачи;
- подавление шума потока.

* Работа выполнена в рамках проекта РФФИ (грант № 18-08-00256) и частично поддержана Программой фундаментальных научных исследований государственных академий наук на 2013–2020 годы (проект АААА-А17-117030610137-0, № 0323-2018-0005); исследование проведено с использованием оборудования ЦКП «Механика» ИТПМ СО РАН.

Имеющийся на сегодня опыт управления ламинарными течениями (LFC) (Lord et al., 1995; Barry et al., 1994; Joslin, 1998 et al.) является хорошей стартовой основой для разработки эффективных методов воздействия на турбулентный пограничный слой (ПС). Основные принципы применения LFC, которые не являются предметом рассмотрения данного обзора, представлены в трудах тематических конференций (Compiled by Hefner, Sabo, 1987), в обзорных статьях (Joslin, 1998; Schrauf, 2005; Schrauf, 2006; Chernyshev et al., 2011; Krishnan et al., 2017; Beck et al., 2018) и научно-технических отчетах промышленных фирм и организаций (Pearce et al., 1984). Вопросы управления такими течениями по-прежнему привлекают внимание исследователей. Не случайно в последнее время возобновляются работы, направленные на изучение особенностей применения систем ламинаризации обтекания на транспортных самолетах (Алексеев и др., 2019). Однако при обтекании многих элементов летательных аппаратов (ЛА), таких как фюзеляж самолета, корпус ракеты и даже крыло, ПС в широком диапазоне чисел Рейнольдса находится в турбулентном состоянии. Причем доля крыла может достигать порядка $1/3$ в общем балансе вязкого сопротивления (Hills, 2008). Данное обстоятельство стимулирует исследования, направленные на изучение возможности улучшения аэродинамических характеристик крыла. В этой связи применение искусственных способов управления турбулентными течениями на крыле рассматривается как один из обнадеживающих путей, с помощью которого можно уменьшить сопротивление трения и полное аэродинамическое сопротивление и тем самым повысить аэродинамическую эффективность ЛА. Как следствие, это дает возможность увеличить дальность полета и полезную нагрузку, снизить затраты на топливо и уменьшить прямые эксплуатационные расходы ЛА. Безотносительно к крыловому профилю детальный анализ существующих пассивных, полупассивных и активных методов управления пристенными течениями приведен в работах (Svorcan et al., 2022; Khaboshan et al., 2022). Несомненный интерес по-прежнему представляет статья (Gad-el-Hak, 2000), хотя прошло более двух десятилетий со времени ее публикации.

Техника управления пристенным течением за счет массообмена возникла еще в начале 50-х годов прошлого века (Dannenberg, Weiberg, 1952; Weiberg, Dannenberg, 1954; Hunter, Johnson, 1954). Исследования этого периода были сосредоточены в основном на изучении отрицательного (к стенке) массообмена (ОМО) через переднюю кромку крыла. Что касается положительного (от стенки) массообмена (ПМО), то большинство исследований (Williams, Alexander, 1956; Williams, Alexander, 1957; Butler, Guyett, 1957) было посвящено изучению эффективности тангенциальной струи воздуха в окрестности задней кромки крыла для некоторых типов профилей. Полученные результаты показали, что как ПМО, так и ОМО могут активно перераспределять давление по поверхности профиля и приводить к образованию виртуальной формы крыла.

По настоящее время указанные методы управления рассматриваются в числе обнадеживающих путей, с помощью которых можно улучшить аэродинамическую эффективность крыловых профилей. Вследствие ограничения объема статьи здесь нет возможности рассмотреть все многообразие таких методов управления, в частности, основанных на использовании синтетических струй, хотя они включают элементы массообмена. Очевидно, что это потребовало бы отдельного обстоятельного обзора. Поэтому относящиеся к данному направлению работы цитируются лишь в контексте исторической ретроспективы. Подробная подборка исследований, посвященных применению синтетических струй в аэродинамическом эксперименте безотносительно к крыловым профилям, представлена в работе (Sahni et al., 2011).

Технологические разработки и усовершенствованные производственные процессы конца 90-х годов прошлого века обеспечили новые возможности для управления турбулентным ПС. Среди них методы управления, основанные на использовании инъекции газа через мелкоперфорированную проницаемую поверхность, выглядят достаточно привлекательными (Lin et al., 1998; Tillman, Hwang, 1999; Hwang, 2004; Li et al., 2009; Abdulla, Jassim, 2010; Kametani, Fukagata, 2011; Kornilov, Boiko, 2012; Kornilov, Boiko, 2014; Kornilov, 2015; Kornilov, Boiko, 2017; Шквар и др., 2018; Shkvar, Kryzhanovskiy et al., 2024; Skvar, Shiju et al., 2024). В этом случае за счет введения в основной поток небольшого количества массы, импульса и энергии можно достичь значительного снижения локального коэффициента поверхностного трения. С другой стороны, распределенный ОМО (Абзалилов, 2008; Chen et al., 2013) способен принести несомненную пользу при его применении в тех областях течения, где ПМО является контрпродуктивным.

Представленный обзор ограничен анализом управления при помощи ПМО и ОМО или комбинации обоих методов двумерным обтеканием низкоскоростных аэродинамических профилей. Хорошо известно, что при испытаниях в аэродинамической трубе (АДТ) двумерные условия удается обеспечить далеко не всегда. В этой связи информация о достижении в эксперименте указанных условий обтекания, например путем отображения результатов в нескольких сечениях по размаху крыла, представляется особенно ценной (табл. 1). С учетом отмеченного здесь исключены из рассмотрения управление циркуляцией и аэродинамические поверхности с закрылками. Что касается расчетных работ (табл. 2), то предпочтение отдано тем, в которых присутствует информация о верификации численной схемы и валидации полученных результатов путем сравнения с экспериментальными данными. Вне рамок обзора остались примеры успешного применения активного управляемого многоцелевого периодического вдува для улучшения аэродинамических характеристик модели стреловидного крыла современного дозвукового транспортного самолета при больших углах атаки (Bauer et al., 2015), а также интересные результаты, отражающие эффективность управления течением и циркуляцией крыла на сверхкритических режимах обтекания и режимах околосзвукового крейсерского полета путем выдува струи на поверхность крыла и закрылка (Петров, 2018). Кроме того, большинство выполненных исследований акцентировалось на изучении возможности снижения поверхностного трения применительно к таким каноническим случаям, как каналы или плоские пластины (Moffat, Kays, 1968; Purohit, 1987; Chyu et al., 1998; Hwang, 2004; Kornilov, Boiko, 2012; Kornilov, Boiko, 2014; Hasanuzzaman et al., 2018; Nabae, Fukagata, 2024), где отсутствуют другие составляющие сопротивления. В этой связи вполне логичным шагом является обобщение опыта использования ПМО и ОМО применительно к обтеканию именно крыловых профилей, причем с учетом энергетических затрат на процесс массообмена.

1. Основные принципы улучшения аэродинамических характеристик крыла

Анализ концепции развития крыловых профилей за последние десятилетия обнаруживает очевидную тенденцию, которая состоит в улучшении несущих свойств крыла за счет расширения областей пониженного давления на подветренной его стороне и повышенного давления на наветренной стороне (Abbas et al., 2013 и др.). Это означает, что важнейшей практической задачей по-прежнему остается повышение аэродинамического качества крыла $K = C_y/C_x$. При этом рост аэродинамического сопротивления крыла за счет применения того или иного способа управления сдвиговым потоком в любом случае не должен быть значительным.

Таблица 1

Текущее состояние исследований (эксперимент)

Автор(ы)	Аэродинамическая труба, м	Скорость потока, м/с	Число Рейнольдса Re_c	Крыловой профиль	Удлинение	Угол атаки, град	Интенсивность массообмена	Наличие измерений по размаху	Наличие интерференции
Kornilov, 2017	1,0×1,0	21	$0,84 \cdot 10^6$	Clark-Z	2,01	±10	Самопроизвольный подвод воздуха	В сечениях $0; \pm 0,25L$	Частично
Al-Battal et al., 2018	1	20	$0,66 \cdot 10^6$	NACA 0012	3,0	0 20	$C_\mu = (0,4-2,0) \%$	Нет	Вероятно, отсутствует
Kornilov, 2018a	1,0×1,0	21	$0,7 \cdot 10^6$	NACA 0012	1,9	± 12	(0-500) л/мин	В сечениях $0; \pm 0,25L$	Частично
Kornilov, 2018b	1,0×1,0	21	$0,7 \cdot 10^6$	NACA 0012	1,9	± 6	$C_b = (0-9,90) \cdot 10^{-3}$ $C_s = (0-9,90) \cdot 10^{-3}$	В сечениях $0; \pm 0,25L$	Частично
Kornilov, 2019a	1,0×1,0	21	$0,7 \cdot 10^6$	NACA 0012	1,9	± 6	$C_b = (0-9,90) \cdot 10^{-3}$ $C_s = (0-9,90) \cdot 10^{-3}$	В сечениях $0; \pm 0,25L$	Частично
Kornilov, 2019b	1,0×1,0	21	$0,7 \cdot 10^6$	NACA 0012	1,9	± 6	$C_\mu = (0-9,90) \cdot 10^{-3*}$	В сечениях $0; \pm 0,25L$	Частично
Hirokawa, Ohashi et al., 2020	0,65×0,55	58,6	$1,51 \cdot 10^6$	Clark-Y	1,37	0	(0; 0,26; 0,08) %	Нет	Сведений нет
Hirokawa, Eto et al., 2020	0,65×0,55	24-58	$0,65 \cdot 10^6$ $1,55 \cdot 10^6$	Clark-Y	1,37	0; 6	(0; 0,05; 0,06) %	Нет	Сведений нет
Eto et al., 2019	0,65×0,55	24-58	$0,65 \cdot 10^6$ $1,55 \cdot 10^6$	Clark-Y	1,37	0,14	(0; 0,14) %	Нет	Сведений нет
Miura et al., 2021	0,65×0,55	24-58	$0,65 \cdot 10^6$ $1,00 \cdot 10^6$ $1,50 \cdot 10^6$	Clark-Y	1,37	0; 6	(0; 0,14-0,33) %	Нет	Сведений нет
Корнилов, Шквар, 2021	1,0×1,0	21	$0,7 \cdot 10^6$	NACA 0012	1,9	± 6	$C_b = (0-9,90) \cdot 10^{-4}$ $C_s = (0-8,48) \cdot 10^{-4}$	В сечениях $0; \pm 0,25L$	Частично
Kornilov, 2021	1,0×1,0	21	$0,7 \cdot 10^6$	NACA 0012	1,86	± 6	$C_b = (0-9,90) \cdot 10^{-3}$ $C_s = (0-7,85) \cdot 10^{-3}$	В сечениях $0; \pm 0,25L$	Частично

* Коэффициент импульса струи, равный $C_\mu = \rho l h_l v_f^2 / (0,5 \rho U_\infty^2 c)$.

Таблица 2

Текущее состояние исследований (расчет)

Авторы	Скорость потока (число M)	Число Рейнольдса Re_c	Крыловой профиль	Удлинение, хорда	Угол атаки, α , град.	Интенсивность массообмена	Модель турбулентности	Расчетная сетка	Сеточная сходимость	Тестирование
Huang et al., 2004	Сведений нет	$0,5 \cdot 10^6$	NACA 0012	Сведений нет	18	$(0,01-0,5)U_\infty$	Menter's shear stress	Разбита по блокам (max 200×200 яч.)	Есть. Ошибка менее 2 %	Есть. Согласование с эксперим. неудовлетвор.
Liu et al., 2010	$M = 0,3$ $M = 0,6$	$3,5 \cdot 10^6$ $6,9 \cdot 10^6$	RAE2822	1000 мм	0	$C_f = (0-0,8)10^{-3}$	$k-\omega$ SST + низкоRe мод. Wilcox	До 423000 яч.	Есть. Ошибка менее 1 %	Есть. Согласование с эксперим. неудовлетвор.
Goodarzi et al., 2012	$M \approx 0,05$	$0,45 \cdot 10^6$	NACA 0015	381 мм	12–17	$(1; 2; 6)U_\infty$	НизкоRe мод. Spalart–Allmaras	C-type 180000 яч.	Есть	Есть. Для NACA 84-M
Yousefi et al., 2013a, 2013b	7,3 м/с	$0,5 \cdot 10^6$	NACA 0012	1000 мм	12, 14, 16, 18	$(0,1-0,5)U_\infty$	Menter's shear stress	41000 яч.	Есть	Есть
Yousefi, Saleh, 2014	7,3 м/с	$0,5 \cdot 10^6$	NACA 0012	1000 мм	12, 14, 16, 18	$(0,3; 0,5)U_\infty$	Menter's shear stress	До 58080 яч.	Есть	Есть
Cai, Gao, 2015	$M = 0,734$	$6,5 \cdot 10^6$	RAE2822	Крыло бескон. размеров	0	$(0; 0,008; 0,05 \%)U_\infty$	Сведений нет	C-H type grids	Сведений нет	Сведений нет
Yousefi, Saleh, 2015	7,3 м/с	$0,5 \cdot 10^6$	NACA 0012	1000 мм	12, 14, 16, 18	$0,5U_\infty$	$k-\omega$ SST	До $2,299 \cdot 10^6$ яч.	Есть	Есть
Farhadi et al., 2017	Сведений нет	$0,5 \cdot 10^6$	NACA 0012	Сведений нет	18	Сведений нет	Spalart–Allmaras	Structured O-type grid	Есть	Есть
Atzori et al., 2019	Сведений нет	$0,2 \cdot 10^6$	NACA 4412	Крыло бескон. размеров (?)	0 (?)	$(0; 0,1 \%; 0,2 \%)U_\infty$	LES	$216 \cdot 10^6$ яч.	Есть	Сведений нет
Atzori et al., 2020	Сведений нет	До 10^7	NACA 4412	Крыло бескон. размеров (?)	5	$(0; 0,1 \%; 0,2 \%)U_\infty$	$k-\omega$ SST	220 $\cdot 10^6$ яч.	Есть	Есть. Расхожд. в RANS и LES < 1%
Fan et al., 2021	Сведений нет	$0,2 \cdot 10^6$ $0,4 \cdot 10^6$	NACA 4413	Крыло бескон. размеров (?)	5	$(0,1 \%; 0,2 \%)U_\infty$	Сведений нет	Сведений нет	Сведений нет	Сведений нет
Fahland et al., 2021	Сведений нет	$0,1 \cdot 10^6$ $4 \cdot 10^6$	NACA $t/c = 0,06-0,15$	Крыло бескон. размеров (?)	$-3 \div 12$	$(0; 0,5 \%)U_\infty$	$k-\omega$ SST; LES; RANS	110000 яч. для $Re = 4 \cdot 10^5$ и 210000 яч. для $Re = 4 \cdot 10^6$	Есть	Есть. Для $Re = 4,12 \cdot 10^5$ и $\alpha = 5^\circ$ ошибка 0,6 %
Fahland et al., 2023	Сведений нет	$0,4 \cdot 10^6$	NACA 4412	Крыло бескон. размеров (?)	5	$(0-5 \%)U_\infty$	$k-\omega$ SST; LES; RANS	463 $\cdot 10^6$ яч.	Есть	Есть согласов. с числ. данными, но расхожд. с эксперим.

В общем случае основная цель применения техники массообмена состоит в удалении низкоэнергетических слоев жидкости из ПС через щели или микроотверстия в поверхности либо в ускорении низкоэнергетических слоев жидкости путем подвода жидкости повышенной энергии в ПС. ПМО приводит к уменьшению поверхностного трения для канонических случаев, таких как течение в канале, тогда как ОМО, увеличивая поверхностное трение, уменьшает толщину ПС и, следовательно, благоприятно влияет на составляющую сопротивления, обусловленную силами давления. За счет ПМО можно добиться даже отрицательных значений поверхностного трения. Это наглядно подтверждают численные расчеты (Fahland et al., 2019). Однако такой эффект достигается ценой значительного роста составляющей сопротивления, обусловленной силами давления, которая может даже превышать соответствующее значение в исходном течении.

Применительно к обтеканию крылового профиля стратегия в принципе остается той же. Она состоит в манипулировании определенным полем потока над крылом путем улучшения комбинации массы, импульса и энергии и направлена не только на увеличение подъемной силы и уменьшение сопротивления, но и на подавление шума (Yang et al., 2022). Однако в этом случае процесс управления осложняется формированием неравновесного (по Клаузеру) турбулентного течения, наличием градиента давления переменного вдоль хорды крыла знака, возможным отрывом потока и другими особенностями. Присутствие данных факторов часто приводит к неоднозначному влиянию ПМО (или ОМО) на аэродинамические характеристики крыла. Например, изменение положения области ПМО вдоль хорды крыла или угла атаки может существенно отразиться на свойствах модифицированного течения, в результате чего оптимальный в одной ситуации ПМО может оказаться контрпродуктивным в другой. По этой причине трудно разработать единую методологию, которую можно было бы с равным успехом применять для управления пристенным течением на разных типах крыловых профилей. К тому же получение надежной экспериментальной информации — достаточно дорогое занятие, а в ряде случаев спектр требуемой информации настолько широк, что это становится непозволительной роскошью. В этой ситуации важная роль принадлежит численному моделированию (CFD) как доступному, практичному и достаточно надежному способу получения информации (Spalart, Venkatakrishnan, 2016).

2. Проблемы экспериментального и численного моделирования

Эффективность применения массообмена на крыловом профиле нередко изучается с помощью экспериментальных методов (Корнилов, 2017; Корнилов, 2018а, Корнилов, 2018b; Hirokawa, Ohashi et al., 2020; Hirokawa, Eto et al., 2020; Eto et al., 2019; Miura et al., 2021). В этом случае исследование свойств модифицированного течения, а также определение действующих на крыло нагрузок и распределения давления на его поверхности является важной составляющей испытаний в АДТ. Однако даже для базового течения измеренные в АДТ коэффициенты аэродинамических сил, моментов и поверхностное давление нередко отличаются от соответствующих значений в условиях безграничного потока (свободного обтекания) и от результатов численного расчета (McCroskey, 1987; Gregory, O'Reilly, 1973). Проблема состоит не только в неполном моделировании в АДТ числа Рейнольдса Re , хотя влияние данного критерия на аэродинамические коэффициенты может быть весьма существенным (Jacobs, Sherman, 1937; Eastern, Albert, 1937; Critzos et al., 1955). Эти отличия в значительной степени обусловлены соотношением между размерами модели и поперечными размерами рабочей части АДТ, конфигурацией

модели, конструкцией самой АДТ (закрытый или открытый тип) и другими особенностями (Garner et al., 1966; Sheldahl, Klimas, 1981). Таким образом, даже при равенстве чисел Re картина обтекания крылового профиля в АДТ может отличаться от той, которая формируется при обтекании соответствующего геометрически подобного аналога безграничным потоком (Wiriadidjaja et al., 2012). В несжимаемом потоке это обусловлено наличием струйной границы (как в АДТ с открытой рабочей частью) или наличием стенок (как в АДТ с закрытой рабочей частью). Существенная особенность состоит в том, что параметры внешнего потока при обтекании модели в первом и во втором случаях отличаются друг от друга: в открытой рабочей части на границе струи давление равно давлению в окружающем пространстве, тогда как в закрытой рабочей части скорость равна нулю на границе потока.

Большой массив экспериментальных результатов, полученных в более чем сорока АДТ на хорошо известном двумерном профиле крыла NASA 0012, был критически рассмотрен и сопоставлен в работе (McCroskey, 1987). Сравнение результатов около дюжины широко цитируемых исследований этого профиля выявило существенные и неприемлемые различия в $C_{y_{max}}$, полученные разными исследовательскими группами. Другим примером являются результаты измерений аэродинамических характеристик крылового профиля NASA 0012 (Корнилов и др., 2019с; Буй, Лапыгин, 2015), которые для коэффициента аэродинамического сопротивления C_x обнаруживают существенную разницу с данными расчета, достигающую 20 % и более. Эта разница обусловлена главным образом влиянием внешних границ потока (стенок рабочей части АДТ) на состояние течения в окрестности модели крылового профиля. Установлено (Корнилов, Попков, 2020), что при испытаниях симметричных крыловых профилей в АДТ с закрытой рабочей частью продольный размер модели не может превышать $(0,25 - 0,3)H$, где H — поперечный размер рабочей части, а коэффициент загромождения трубы должен составлять не более 4–5 %. Лишь в этом случае можно быть уверенным, что при равенстве чисел Рейнольдса моделируются условия свободного обтекания крылового профиля. В противном случае при численном решении задачи обтекания крылового профиля необходимо учитывать реальный контур АДТ. Таким образом, хотя данная проблема известна с тех пор, как существует модельный эксперимент в АДТ, она по-прежнему актуальна.

Отметим также, что в общем случае при определении действующих на крыло нагрузок значимым фактором является наличие трехмерного характера течения. Возникновение трехмерности наиболее вероятно, когда крепление модели крыла осуществляется встык между стенками АДТ. Особенно заметно это проявляется на больших углах атаки, близких к критическому. Причем погрешности измерений увеличиваются по мере уменьшения удлинения модели и могут составлять достаточно большие величины. Образующиеся на поверхности крыла грибообразные структуры осложняют возможность точного определения аэродинамических характеристик крыла, поскольку косвенные методы предполагают выполнение измерений в одном сечении, тогда как на самом деле характеристики течения меняются от одного сечения по размаху к другому.

Другая проблема, которая была предметом обсуждения работ (Fahland et al., 2021; Корнилов, Шквар, 2021; Fahland et al., 2022; Kornilov, Shkvar, 2023), состоит в следующем. В эксперименте аэродинамическое сопротивление профиля, как правило, напрямую не измеряется. Одна из основных причин состоит в трудности обеспечения «развязки» подводных коммуникаций, предназначенных для организации массообмена. В связи с этим необходимые данные часто получают косвенным способом, а именно: путем зондирования следа позади крыла, например, по методу Джонса (Jones, 1936). В этом случае возникает проблема как точного определения размеров контрольного объема,

требующегося для использования указанного метода, так и определения вклада инжектируемой массы в баланс импульса. Например, если предполагается, что масса управляющей жидкости поступает из источника внутри аэродинамического профиля, то сила сопротивления, вычисленная по измерениям в следе, получается больше, чем истинное сопротивление тела (Fahland et al., 2021; Fahland et al., 2023). Возможно, этим и объясняется тот факт, что эксперименты на профилях с микроинжекцией, где сопротивление определяется по измерениям в следе, дают менее многообещающие результаты, чем соответствующие численные исследования, в которых сопротивление обычно более удобно получать путем интегрирования напряжений по поверхности. В этой ситуации необходима усовершенствованная экспериментальная методика, предусматривающая возможность прямых измерений действующих на крыло аэродинамических сил и моментов, с «развязкой» подводющих для организации массообмена коммуникаций.

Численное моделирование становится все более доступным, надежным, систематическим и практичным способом получения данных при обтекании крыловых профилей и может обеспечить более глубокое понимание механизмов управления и изменений в структуре течения. Известно, однако, что многие соотношения, используемые для замыкания численных моделей, получены эмпирическим путем посредством обширных измерений. Результаты численного моделирования течений вязкой жидкости существенно зависят от используемой модели турбулентности (Douvi et al., 2012), параметров расчетной сетки, числа узлов, граничных условий и вычислительного алгоритма (Wilcox, 2006). В частности, создание расчетной сетки является одним из ключевых факторов моделирования течения вокруг профиля крыла, поскольку она должна полностью соответствовать требованиям подходов для RANS (Reynolds-averaged Navier-Stokes), LES (Large Eddy Simulation) или DNS (Direct Numerical Simulation), обеспечивая достаточную геометрическую гибкость. Даже в двумерной постановке расчетная сетка должна быть достаточной для разрешения всех деталей течения, особенно при наличии ограничивающих стенок, когда поток является сильно анизотропным.

Пример построения обычной структурированной сетки и расчетной области при обтекании крылового профиля NACA 0012 продемонстрирован на рис. 1 (Корнилов и др., 2019а). Расчетная область представляет собой прямоугольник, в центре которого расположена модель крылового профиля. Геометрия области выбиралась с учетом последующего эксперимента в АДТ, где моделировались условия двумерного обтекания с управлением ПС путем массообмена. Расстояния от входной границы расчетной области до передней кромки крыла и от задней кромки крыла до выходной границы составляют соответственно 9 и 8 хорд крыла. Расстояния до верхней и нижней границ расчетной области составляют одну хорду и ограничены размерами АДТ. Расчетная сетка состоит из 5,2 млн четырехугольных ячеек. Вблизи поверхностей модели выполнено сгущение сетки так, чтобы известный параметр y_1^+ в пристенном слое находился в диапазоне 0,1–0,2, что позволяет корректно разрешить параметры ламинарного подслоя турбулентного ПС. На входной границе задавались средняя скорость набегающего потока и параметры турбулентности. Интенсивность турбулентности составляла 0,05 % от величины средней скорости, а отношение коэффициентов турбулентной и молекулярной вязкости было выбрано равным единице. На верхней и нижней границах расчетной области, соответствующих стенкам АДТ, задавалось условие прилипания. На выходной границе расчетной области ставились «мягкие» граничные условия, вычисляемые как средневзвешенное между параметрами потока внутри расчетной области и опорными параметрами на выходной границе. На выходной границе опорное давление принималось равным

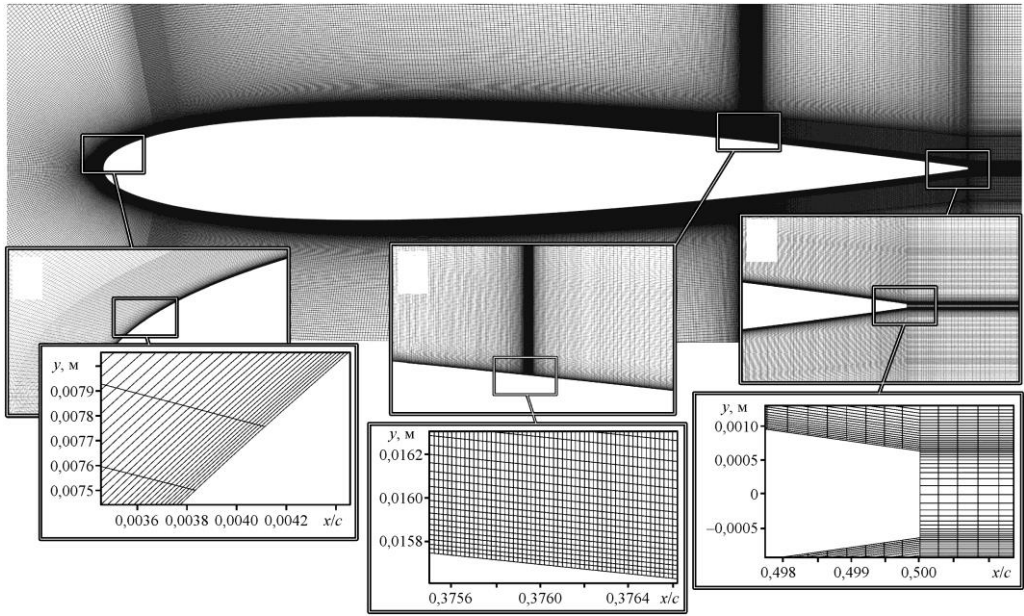
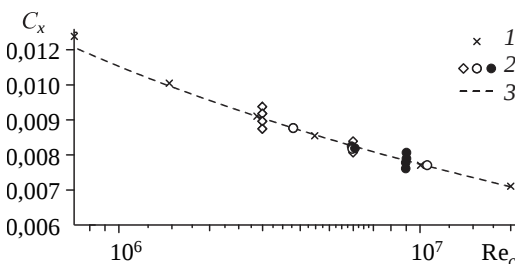


Рис. 1. Детальное представление структуры сетки при обтекании профиля NACA 0012 с поперечно расположенной на расстоянии $x/c = 0,75$ щелью шириной $h = 1$ мм ($h/c = 0,002$) (Корнилов и др., 2019с).

атмосферному. Опорные параметры турбулентности выбирались такими же, как на входной границе.

Для получения корректного решения рассматриваемой задачи необходима верификация используемого вычислительного алгоритма. Обычно в этом случае большое внимание уделяется представительным критериям для сравнения моделей турбулентности с последующим подбором достоверных экспериментальных данных, свободных от сколько-нибудь заметных погрешностей. В работе (Корнилов и др., 2019с) это осуществлялось путем сравнения с надежными экспериментальными значениями коэффициента аэродинамического сопротивления C_x для крылового профиля NACA 0012. С этой целью использовались результаты экспериментов (Abbott, Doenhoff, 1959; Ladson, 1957), полученные при обтекании такого профиля при нулевой подъемной силе и обобщенные в работе (McCroskey, 1987). Ценность этих данных состоит в том, что они получены при отсутствии сколько-нибудь заметного влияния стенок рабочей части АДТ, причем часть из них — при наличии на модели искусственной турбуликации ПС. Судя по зависимости $C_x = f(\lg Re_c)$ (рис. 2), где C_x — коэффициент аэродинамического сопротивления, результаты численного расчета для условий свободного потока хорошо согласуются с экспериментальными данными и результатами обобщения по формуле (3)



(McCroskey, 1987), справедливой в диапазоне чисел Рейнольдса $(0,15 - 2,0) \cdot 10^7$.

Рис. 2. Сравнение расчетных (1) и экспериментальных (2) (Abbott, Doenhoff, 1959; Ladson, 1957) значений коэффициента аэродинамического сопротивления профиля NACA 0012 и аппроксимация по формуле (3) из работы (McCroskey, 1987).

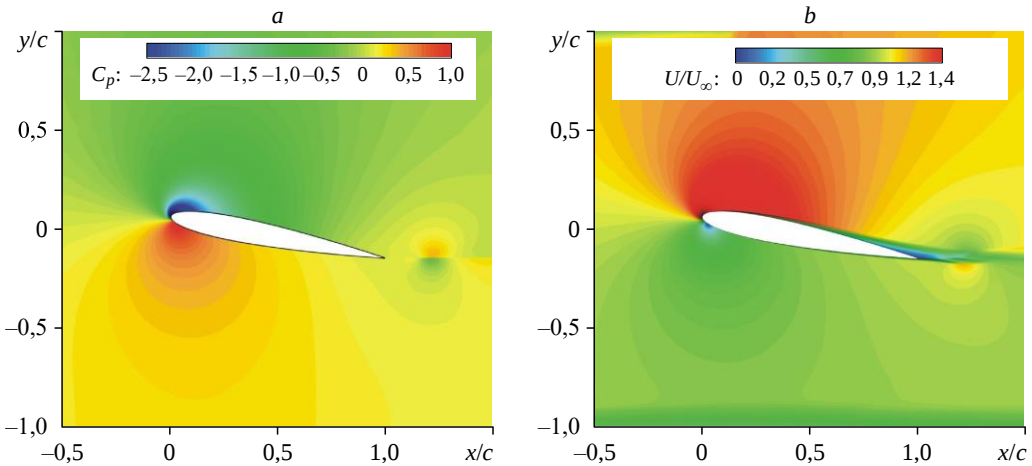


Рис. 3. Расчетные значения полей коэффициента давления (а) и полей относительной скорости (b) при угле атаки 6° (базовое крыло).

Отсюда следует, что для получения приемлемого решения для условий обтекания профиля NACA 0012 безграничным потоком вполне достаточно структурированной сетки, в необходимой степени учитывающей особенности течения. С другой стороны, можно обратить внимание, что даже на расстоянии от стенок АДТ до крыла порядка одной хорды ($y/c \approx 1$) отмеченное выше влияние внешних границ потока на состояние течения в окрестности модели может быть заметным, особенно на углах атаки $\alpha = 6^\circ$ и больше (рис. 3) (Корнилов, Попков, 2020). Отметим, кстати, что в модельном эксперименте подобная ситуация возникает довольно часто.

В некоторых случаях для расчета течения на крыловом профиле используется сетка сложной архитектуры. Например, в работе (Huang et al., 2004) так называемая мультиблочная зональная сетка состоит из 15 двумерных блоков, охватывающих области течения вверх и вниз по потоку, над крылом и под крылом, а также область в непосредственной близости к обтекаемой поверхности. Эта сетка разбивается на четыре блока, перекрывающие три фоновых блока. Еще восемь периферийных блоков окружают три фоновых блока. Все вычисления выполнялись с использованием GHOST-кода, который был тщательно верифицирован. Предпочтение было отдано модели Ментера с двумя уравнениями переноса сдвигового напряжения, демонстрирующей превосходные возможности прогнозирования потоков с отрывом. Авторы предприняли попытку обеспечить значение y_1^+ у стенок блоков профиля в пределах 0,5. Тем не менее были выявлены заметные различия между экспериментальными и численными значениями C_y , где C_y — коэффициент подъемной силы, для $Re_c = 5 \cdot 10^5$, особенно при $\alpha \geq 15^\circ$. Эти различия можно объяснить факторами и ошибками, которые существуют не только со стороны численного моделирования, но и со стороны эксперимента. С экспериментальной стороны ошибки могут быть связаны с установкой модели в АДТ, с интерференцией между стенкой АДТ и крыловым профилем, с погрешностью измерительных устройств, турбулентностью набегающего потока и эффектами срабатывания ПС. Со стороны численного моделирования на их наличие могут влиять модели турбулентности, искусственная вязкость, плотность сетки и ограничения двумерного моделирования.

Можно привести другие примеры построения расчетных сеток, отличающихся дизайном, количеством узлов, сгущением, решением проблемы искусственной вязкости и другими параметрами, при моделировании обтекания крыловых профилей (Liu et al.,

2010; Wolf et al., 2012; Douvi et al., 2012; Gilling, Sørensen, 2008), в том числе несимметричных (Atzori et al., 2019). Тем не менее создается впечатление, что до сих пор еще не существует принятого набора правил для построения сеток и, скорее, это искусство авторов, чем плод обстоятельной методики. По-видимому, лишь тщательное тестирование исследуемого течения в нескольких контрольных точках путем сравнения с надежными экспериментальными данными и последующий численный расчет в широкой области определяющих параметров способны дать ответ о корректности выбора параметров сетки.

Различные модели турбулентности, а также их комбинации с разными численными схемами могут также привести к качественно отличающимся результатам при моделировании обтекания крылового профиля. Не случайно проверка моделей турбулентности Spalart–Allmaras, Realizable k - ε и k - ω SST путем сравнения с предсказаниями и экспериментальными измерениями в свободном потоке выявила существенное их влияние на точность определения коэффициентов подъемной силы C_y и аэродинамического сопротивления C_x при двумерном дозвуковом обтекании крылового профиля NACA 0012 (Douvi et al., 2012). Результаты расчета обтекания данного профиля в свободном потоке для числа $Re_c = 2,88 \cdot 10^6$ при использовании моделей турбулентности k - ω SST и k - ε (Буй, Лапыгин, 2015) отражают несколько иную ситуацию. Хотя сравнение вычисленных по k - ω SST-модели аэродинамических коэффициентов C_y и C_x показывает их удовлетворительное согласование с экспериментальными данными (McCroskey, 1987), однако при увеличении угла атаки α разница заметно возрастает. Напротив, модель k - ε обнаруживает более существенные отличия от экспериментальных данных. Это и понятно, поскольку данная модель лучше подходит для описания свободной турбулентности, тогда как k - ω обеспечивает приемлемые результаты в пристеночных областях. Заметим, кстати, что преимущество k - ω SST-модели отмечалось в ряде работ, посвященных расчету течения на крыловых профилях в широком диапазоне изменения углов α при дозвуковых скоростях потока. Таким образом, численный расчет позволяет получить вполне адекватную картину обтекания крылового профиля, которая, по крайней мере, качественно согласуется с известными представлениями об обтекании крыла под углом атаки при соблюдении необходимых требований к дизайну сетки, в частности количеству узлов и ее сгущению, к граничным условиям и вычислительному алгоритму, с одной стороны, и к относительным размерам крыла, с другой стороны.

3. Основные результаты

3.1. Распределенный массообмен

Под распределенным способом управления ПС будем подразумевать равномерный (по площади) ПМО или ОМО, осуществляемый через неограниченный по длине участок поверхности, представляющий собой, в частности, перфорированную, пористую или иную стенку. Отметим, однако, что при проведении типичного лабораторного эксперимента организация процесса ПМО (равно как и ОМО) вблизи задней кромки крыла оказывается вследствие конечной ее толщины не так проста, как это может показаться на первый взгляд. Типичная схема эксперимента с расположенной в рабочей части АДТ моделью крылового профиля (рис. 4), предназначенной для исследования эффективности массообмена через перфорированную стенку, включает ряд параметров, таких как форма отверстий и схема их расположения, диаметр отверстий и угол их наклона, пористость (суммарная относительная площадь проходного сечения отверстий в процентах), а также отношение толщины стенки к диаметру (удлинение).

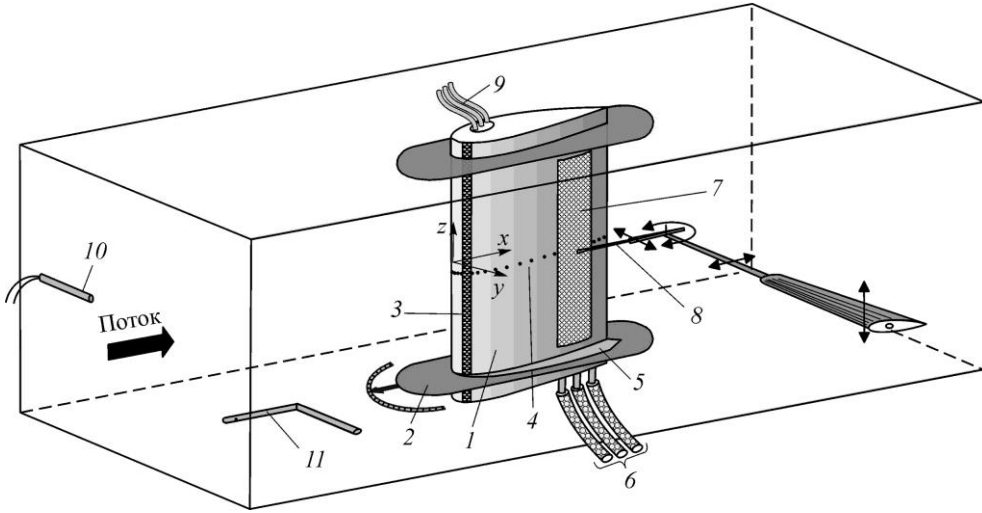


Рис. 4. Типичная схема эксперимента

с размещенной в рабочей части аэродинамической трубы моделью.

- 1 — крыловой профиль, 2 — концевая шайба, 3 — турбулизатор пограничного слоя, 4 — приемники давления, 5 — зализ, 6 — магистраль подвода (отвода) воздуха, 7 — перфорированный участок, 8 — датчик, 9 — подвод к измерителю давления, 10 — термопара, 11 — трубка Пито-статики; пористость перфорированного материала 18 %; передняя и задняя границы перфорированных участков расположены соответственно на расстояниях 0,623 с и 0,775 с от передней кромки крыла.

В первом приближении для физического моделирования процесса массообмена через проницаемую стенку можно применить теорию размерностей. Рассмотрим несжимаемое течение с положительным (от стенки) или отрицательным (к стенке) массообменом воздуха ($\rho_b = \rho_s = \rho_\infty$) на симметричном крыловом профиле толщиной t с хордой c через перфорированный участок длиной L , расположенный на расстоянии Δx от передней кромки профиля (здесь индексы b и s относятся к ПМО и ОМО соответственно). Поверхность участка предполагается гидравлически гладкой. Используется система единиц СИ с независимыми размерными параметрами — длина, масса, время. Тогда силу сопротивления X , действующую на крыловой профиль, расположенный под углом атаки α , но при отсутствии угла скольжения, можно записать в виде функции следующих определяющих параметров:

$$X = f(U_\infty, \rho_\infty, \mu_\infty, c, t, \alpha, L, \Delta x, v_b, v_s),$$

где ρ_∞ и μ_∞ — плотность и динамическая вязкость воздуха, а индекс ∞ относится к условиям набегающего потока. Из этих десяти параметров можно образовать следующие безразмерные комбинации:

$$X / (0,5 \rho_\infty U_\infty^2 \cdot c \cdot 1) = C_x = \Phi \left(\frac{\rho_\infty U_\infty c}{\mu_\infty}, \frac{\rho_\infty v_b}{\rho_\infty U_\infty}, \frac{\rho_\infty v_s}{\rho_\infty U_\infty}, \frac{\rho_\infty U_\infty L}{\mu_\infty}, \frac{L}{c}, \frac{t}{c}, \frac{\Delta x}{c}, \alpha \right),$$

т.е.

$$C_x = \Phi(\text{Re}_c, \text{Re}_L, C_b, C_s, L/c, t/c, \Delta x/c, \alpha),$$

где Re_c и Re_L — числа Рейнольдса соответственно по хорде крыла и по длине активной для массообмена области, C_b и C_s — коэффициенты (интенсивность) ПМО и ОМО. Поскольку относительная толщина профиля (t/c), относительная длина (L/c) и положение перфорированных участков ($\Delta x/c$) — фиксированные величины, то в соответствии с π -теоремой, получаем четыре безразмерных комбинации Re_c , Re_L , C_b , C_s и один независимый размерный параметр α .

3.1.1. Локальные и интегральные свойства течения

Поскольку свойства течения на базовом крыловом профиле, особенно в присутствии ограничивающих стенок, могут отличаться от истинных, это создает трудности для последующей корректной оценки эффективности используемого метода управления. Поэтому предварительные численные расчеты, направленные на получение общей картины течения и определение режимов обтекания крылового профиля, выявляющие неприемлемые по тем или иным соображениям результаты на этапе контролируемого эксперимента, представляют важный этап исследований. Примером могут служить расчетные изолинии полей средней скорости $U/U_\infty = \text{const}$ (рис. 5a, 5b) в окрестности крылового профиля NASA 0012 при выборочных значениях угла атаки. (Здесь в алгоритм решения, основанного на использовании двумерных стационарных уравнений Рейнольдса и двухпараметрической модели турбулентности $k-\omega$ SST, внесено упрощение (Корнилов и др., 2019b). Оно состоит в том, что перфорированный участок поверхности заменялся периодическим набором щелей шириной 0,09 мм с шагом 0,41 мм по хорде крыла. Размеры и количество щелей подбирались таким образом, чтобы суммарный периметр щелей примерно соответствовал суммарному периметру всех отверстий в модельном эксперименте). Расчетные данные о распределении изолиний $C_p = \text{const}$ показывают естественный рост давления на наветренной стороне крыла и его уменьшение на подветренной стороне по мере увеличения угла α (Kornilov, 2021). Причем при $\alpha = 12^\circ$ прямыми измерениями обнаружено наличие слабо выраженного плато давления, признаки которого свидетельствуют о начале формирования отрывного течения в окрестности задней кромки подветренной стороны профиля. Результаты подобного рода расчетов, основанных на использовании модели Спаларта–Аллмараса, можно найти, например, в работе (Douvé et al., 2012) для углов атаки $\alpha = 3^\circ$ и 9° .

При наличии комбинированного управляющего воздействия (ПМО + ОМО) (рис. 5c, 5d) отчетливо определяется формирование возмущенной зоны течения над перфорированной секцией со стороны ПМО (нижняя поверхность) (рис. 5d) (Корнилов и др., 2019b). Напротив, со стороны ОМО (верхняя поверхность) признаков формирования подобных возмущенных зон не заметно, хотя надо иметь в виду, что значения C_s здесь были меньше, чем C_b . Аналогичный эффект для нормальной составляющей скорости и локального трения был обнаружен в работе (Mahfoze et al., 2018) методом прямого численного моделирования. Авторы предположили, что это связано с сильным неблагоприятным градиентом давления, возникающим выше по потоку от области ПМО. Действительно, основной поток вблизи стенки блокируется микроструями и отклоняется в поперечном направлении, увеличивая тем самым нормальную составляющую скорости над областью управления. Полученная таким образом информация может быть принята во внимание при проведении контролируемого эксперимента.

Экспериментальные профили средней скорости $U/U_p = f(y)$ в ПС на стороне ПМО (рис. 6a) и на стороне ОМО (рис. 6b) отражают ожидаемые свойства течения. (Здесь U_p — не фиксированная, а зависящая от нормальной координаты средняя скорость потока, которая определяется по величине U_{pw} , получившей название «скорость потенциального течения на стенке» (So, Mellor, 1973; Meroney, Bradshaw, 1975), которая, в свою очередь, находилась путем экстраполяции на поверхность линейного участка профиля за пределами ПС). Видно, что при наличии ПМО (рис. 6a) профили скорости на всех углах атаки имеют менее наполненный характер в сравнении с соответствующими профилями на базовой конфигурации. Наоборот, при наличии ОМО (рис. 6b) характер распределения

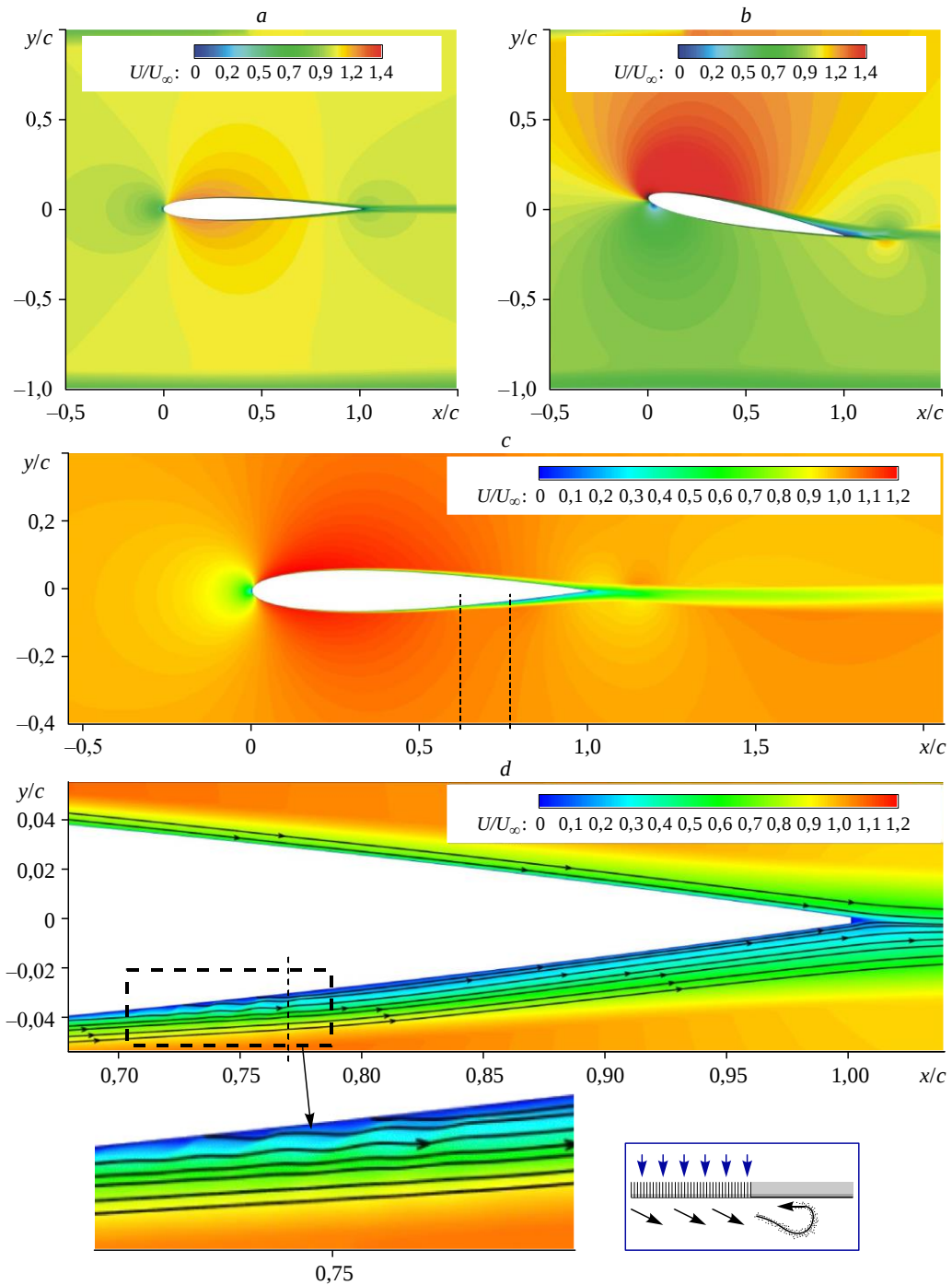


Рис. 5. Расчетные значения полей средней скорости в окрестности крылового профиля NASA 0012 при $Re_c = 0,7 \cdot 10^6$ для углов атаки $\alpha = 0^\circ$ (a, c, d) и 12° (b) при $C_b = C_s = 0$ и угле атаки $\alpha = 0^\circ$ (d) при $C_b = 9,9 \cdot 10^{-3}/C_s = 4,75 \cdot 10^{-3}$ (Корнилов и др., 2019b).

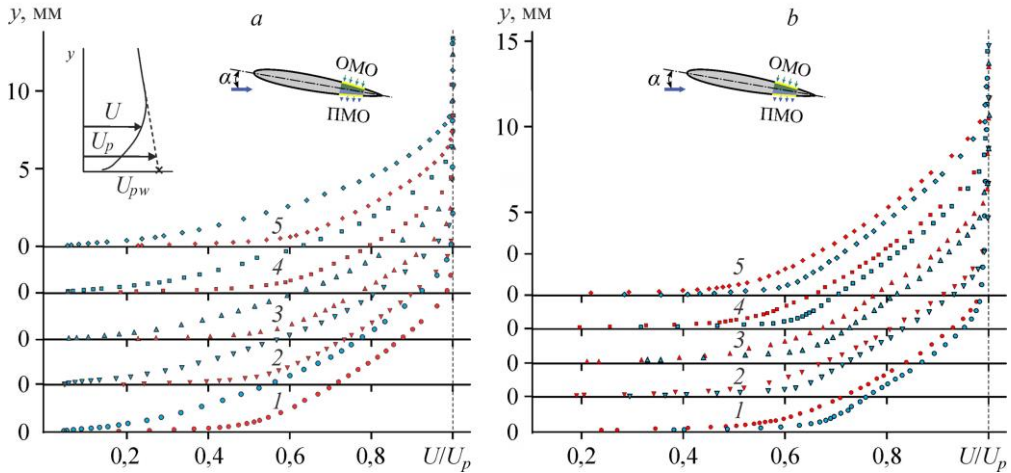


Рис. 6. Экспериментальные профили средней скорости в пограничном слое посередине перфорированного участка ($x/c = 0,7$) на стороне ПМО (a) и на стороне ОМО (b) при углах атаки $\alpha = -2^\circ$ (1), 0° (2), 2° (3), 4° (4), 6° (5).

Красные символы — базовый профиль; голубые символы — $C_b = 9,9 \cdot 10^{-3}/C_s = 4,75 \cdot 10^{-3}$ (Корнилов и др., 2019b).

средней скорости по высоте ПС меняется на противоположный. Естественно, что это находит отражение в распределении локального коэффициента поверхностного трения $C_f(x/c)$ вдоль хорды крыла (рис. 7). Величина C_f здесь определялась с помощью известного метода Престона. Причем для повышения надежности измерений использовались две (иногда три) трубки Престона с внешними диаметрами d_* , равными 1,06 и 1,602 мм, и отношением внутреннего диаметра к внешнему, равным 0,62. В этом случае связь между измеряемым трубкой Престона безразмерным динамическим давлением $(P_0 - P_w)d_*^2/(4\rho v^2)$ и касательным напряжением $\tau_w d_*^2/(4\rho v^2)$ представляется одной или несколькими эмпирическими функциями. Хорошее согласование результатов, полученных с помощью трубок Престона разного диаметра, указывает на корректность выполненных измерений. Физически это означает, что обе трубки находятся в формирующейся вблизи стенки универсальной области подобия, которая является общей для развитого турбулентного течения в трубах и для ПС. Как видно, на стороне ПМО имеет место существенное уменьшение величины C_f по всей длине перфорированного участка, которое в конце области управления достигает не менее 50 %. Причем из характера зависимости следует также, что область пониженных значений C_f охватывает не только

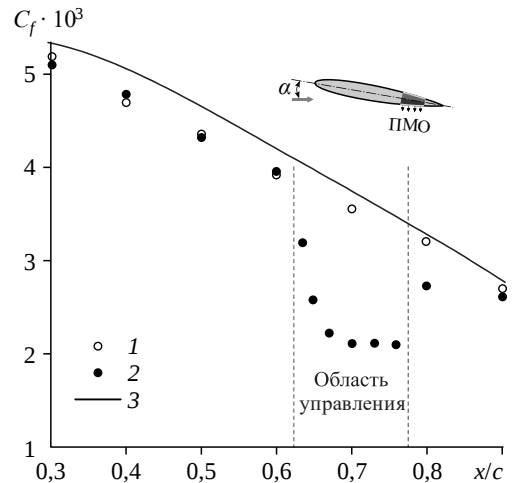


Рис. 7. Изменение локального коэффициента поверхностного трения вдоль хорды профиля NASA 0012 при $\alpha = 0^\circ$.

1 — базовый профиль,
2 — $C_b = 9,9 \cdot 10^{-3}/C_s = 4,75 \cdot 10^{-3}$.

сам перфорированный участок, но и распространяется вниз по потоку на непроницаемую часть поверхности. Причина вполне понятна и состоит в том, что утолщенный за счет ПМО ПС продолжает существовать ниже границы «проницаемая/непроницаемая стенка», о чем достаточно подробно сообщалось в работе (Kornilov, 2015). Аналогичный характер распределения коэффициента поверхностного трения позади области управления был обнаружен в работе (Hirokawa, Ohashi et al., 2020).

Заметим, что снижения трения можно также достичь путем пассивного подвода внешнего напорного потока через носовую часть крылового профиля с последующей инъекцией воздуха через перфорированную секцию, размещенную на одной из сторон крыла (рис. 8). В этом случае величина $(C_f - C_{f0})/C_{f0}$, характеризующая выигрыш в коэффициенте трения при наличии массообмена, достигает 35 % (Корнилов, 2017). Как и следовало ожидать, при увеличении скорости набегающего потока эффективность такого способа управления возрастает (Hirokawa, Ohashi et al., 2020).

Распределение важнейших характеристик ПС вдоль хорды крыла, в частности толщины вытеснения δ^* и толщины потери импульса δ^{**} , носит вполне ожидаемый характер (рис. 9). На базовом профиле (1, 3) имеет место интенсивный рост интегральных величин δ^* и δ^{**} , усиливающийся при увеличении продольной координаты x/c , что обусловлено наличием неблагоприятного градиента давления на большей части крыла. При этом темп изменения формпараметра $H = \delta^*/\delta^{**}$ является слабым (см. (Корнилов, Шквар, 2021)), а сами значения H при прочих равных условиях незначительно отличаются от соответствующих значений на плоской пластине. Вполне закономерно, что наличие ОМО (2, 4) приводит к существенному уменьшению характеристик δ^* и δ^{**} в области управления и последующему интенсивному их возрастанию позади этой области.

Напротив, наличие ПМО способствует существенному увеличению интегральных толщин δ^* и δ^{**} в области управления, что хорошо видно по темпу изменения зависимостей $\delta^*(x/c)$ и $\delta^{**}(x/c)$ вдоль хорды крыла (рис. 10). Причем, как и в случае ОМО, влияние ПМО на указанные характеристики начинается заметно выше по потоку от самой области управления. Важно также отметить, что полученные экспериментальные зависимости $\delta^*(x/c)$ и $\delta^{**}(x/c)$ с удовлетворительной точностью воспроизводятся результатами численного расчета при условии корректного учета реального контура АДТ.

Профили интегральной интенсивности пульсаций скорости в ПС $u'_{rms}/U_p = f(y)$ (рис. 11a, 11b), полученные с помощью комплекса термоанемометрической аппаратуры 55M0 фирмы DISA, в целом обнаруживают те же особенности, которые свойственны воздействию массообмена на плоских поверхностях (Kornilov, Boiko, 2012). При наличии ОМО (рис. 11b) наблюдается устойчивое снижение u'_{rms} по всей высоте ПС. Причина очевидна и состоит в том, что массы газа, имеющие во внешней области ПС пониженный уровень турбулентности, вовлекаются за счет ОМО в процесс переноса, перемещаясь в этом случае к стенке. Причем

ОМО даже относительно небольшой

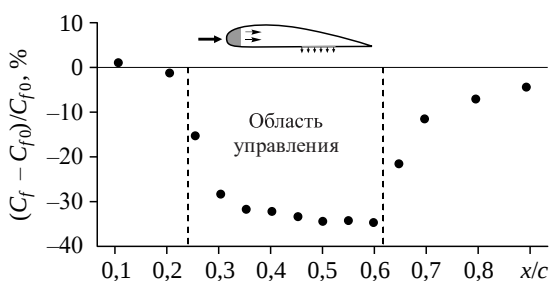


Рис. 8. Процентное снижение локального коэффициента поверхностного трения вдоль хорды профиля Clark-Z, достигнутое пассивным подводом внешнего напорного потока через носовую часть крыла при $\alpha = 0^\circ$.

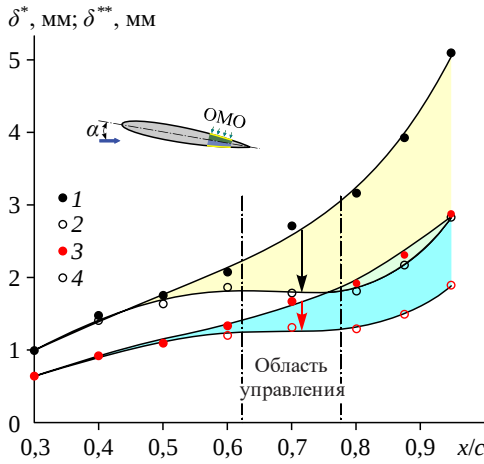


Рис. 9. Изменение толщины вытеснения (1, 2) и толщины потери импульса (3, 4) вдоль хорды крыла при $\alpha = 6^\circ$.
1, 3 — базовый профиль; 2, 4 — $C_s = 9,33 \cdot 10^{-4}$.

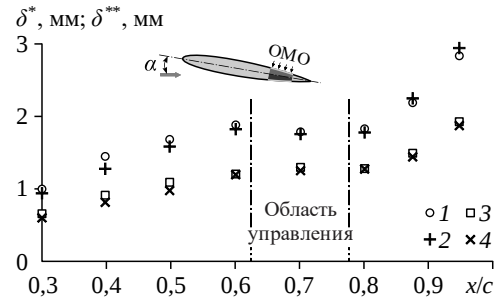


Рис. 10. Изменение толщины вытеснения (1, 2) и толщины потери импульса (3, 4) вдоль хорды крыла при $\alpha = 6^\circ$ и $C_s = 9,33 \cdot 10^{-4}$.
1, 3 — данные эксперимента;
2, 4 — результаты расчета.

интенсивности способен вызвать отмеченный процесс переноса, охватывающий значительную высоту ПС. Данный факт находится в качественном соответствии с экспериментальными результатами (Ferro et al., 2017) на плоской пластине, что свидетельствует об определенной аналогии при воздействии ОМО в сравниваемых типах течений. При наличии ПМО (рис. 11а), как и на плоской пластине (Komilov, Voiko, 2012), обнаружен неоднозначный характер распределения турбулентных пульсаций скорости по высоте ПС. В этом случае имеет место рост пульсаций скорости в большей

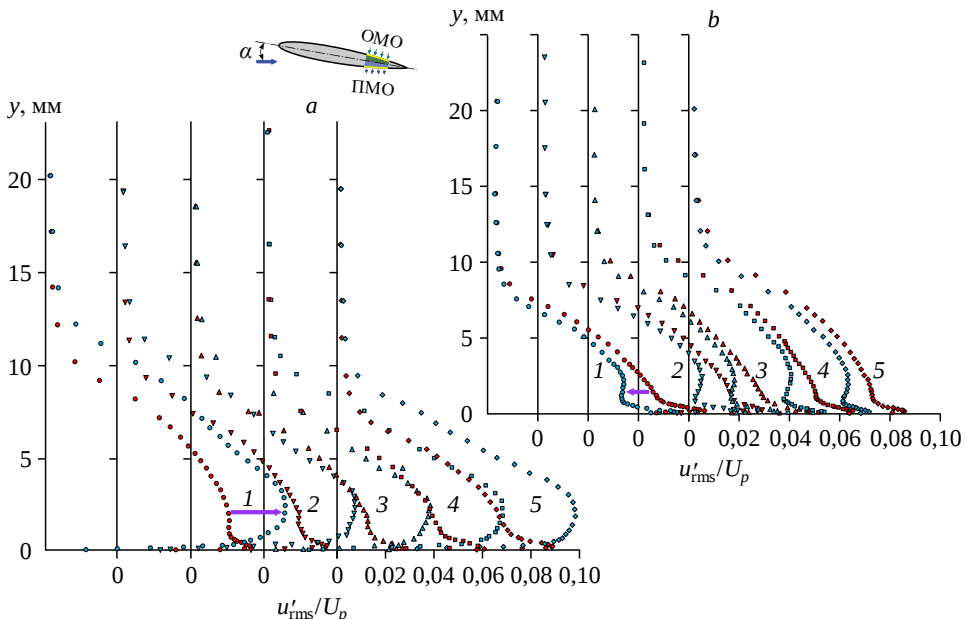


Рис. 11. Экспериментальные профили интегральной интенсивности пульсаций скорости в пограничном слое посередине перфорированного участка на стороне ПМО (а) и на стороне ОМО (б) при углах атаки $\alpha = -2^\circ$ (1), 0° (2), 2° (3), 4° (4), 6° (5).

Красные символы — базовый профиль; голубые символы — $C_b = 9,9 \cdot 10^{-3}$; $C_s = 4,75 \cdot 10^{-3}$ (Корнилов и др., 2019b).

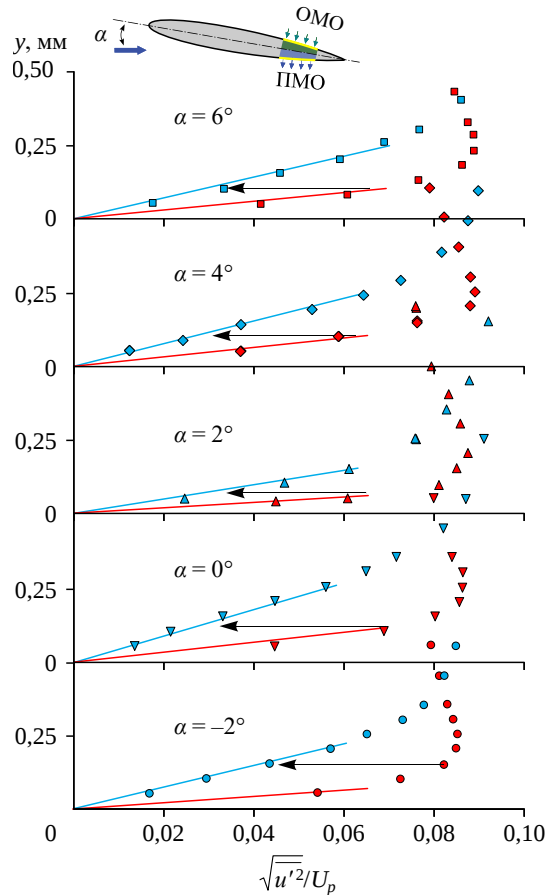


Рис. 12. Экспериментальные профили интегральной интенсивности пульсаций скорости в пристенной части пограничного слоя посередине перфорированного участка на стороне ПМО.

Красные символы — базовый профиль, голубые символы — $C_b = 9,9 \cdot 10^{-3} / C_s = 4,75 \cdot 10^{-3}$ (Корнилов и др., 2019b).

части ПС, за исключением узкой пристенной области $0 \leq y \leq 0,5$ мм ($0 \leq y/\delta_{0,99} \leq 0,07$), где $\delta_{0,99}$ — толщина ПС, определенная из условия $u/U_\infty = 0,99$. В этой области наблюдается уменьшение величины u'_{rms} (рис. 12), вызванное оттеснением от стенки масс газа повышенной турбулентности. Аналогичную динамику в поведении продольной компоненты пульсаций скорости по высоте ПС для распределенных ПМО и ОМО показывают также результаты численного анализа (Atzori et al., 2019).

3.1.2. Аэродинамические характеристики профилей

Результаты исследований о влиянии тех или иных параметров на аэродинамические характеристики крылового профиля в условиях равномерно распределенного массообмена встречаются не так часто. В частности, они были опубликованы в работе (Eto et al., 2019), где экспериментально исследовались эффекты ПМО на профиле Clark-Y на углах атаки $\alpha = 0^\circ$ и 6° для числа Рейнольдса по хорде крыла $Re_c = 1,5 \cdot 10^6$. При равномерном ПМО, осуществляемом на задней части верхней поверхности, было достигнуто снижение локального сопротивления трения примерно на 20 – 40 %. Однако полное

сопротивление, оцененное по профилю давления в следе за крылом, все-таки увеличивалось, хотя и незначительно.

Подробный численный анализ состояния течения и составляющих аэродинамического сопротивления, а также подъемной силы на крыловом профиле NASA 4412 для равномерного ПМО на стороне давления и равномерного ОМО на стороне разрежения для числа $Re_c = 0,2 \cdot 10^6$ был представлен в работе (Atzori et al., 2019). Хорошо оттестированный в рамках модели LES код, детальная вычислительная сетка, насчитывающая в общей сложности 216 млн узлов, и тщательная процедура постановки граничных условий позволили авторам получить следующий результат. При незначительном снижении сопротивления профиля аэродинамическое качество может быть увеличено примерно на 2,3 % при интенсивности ОМО, равной $0,1 \% U_\infty$, и на 4,6 % — при интенсивности ОМО, равной $0,2 \% U_\infty$.

В работе (Ohashi et al., 2020) было выполнено осредненное по Рейнольдсу моделирование уравнений Навье–Стокса (RANS) с целью изучения возможности улучшения аэродинамических характеристик крылового профиля Clark-Y за счет равномерных ПМО и ОМО. Число Рейнольдса, основанное на длине хорды, составляло $1,5 \cdot 10^6$. Результаты моделирования показали, в частности, что при нулевом угле атаки ПМО уменьшает сопротивление трения, а ОМО увеличивает его.

Полученные выше данные в целом подтверждаются результатами исследований (Kornilov, 2021; Корнилов и др., 2019b), в которых передняя и задняя границы перфорированного участка вдоль хорды крыла располагались на расстояниях $0,623c$ и $0,775c$. Было определено, что в общем балансе сил ОМО слабо изменяет подъемную силу, но зато в большей степени способствует уменьшению аэродинамического сопротивления крыла C_x , тогда как ПМО обеспечивает почти линейный рост подъемной силы. При применении ОМО на стороне разрежения наиболее существенное уменьшение коэффициента аэродинамического сопротивления наблюдалось при максимальном в эксперименте (Корнилов и др., 2019b) значении коэффициента C_s , равном $4,75 \cdot 10^{-3}$. Как показали результаты измерений, в этом случае существенно сужается следовая часть потока позади крыла, что косвенно свидетельствует об уменьшении составляющей сопротивления за счет действия сил давления. При этом область предпочтительных значений C_s ограничивается величиной $C_s \sim 1,5 \cdot 10^{-3}$. В работе (Atzori et al., 2019) был обнаружен практически тот же характер зависимости $C_x = f(C_s)$, указывающий на наибольшее снижение величины C_x в начальном диапазоне значений C_s и очень слабый рост или даже стабилизацию C_x при дальнейшем увеличении C_s .

Резерв уменьшения аэродинамического сопротивления крыла можно повысить путем улучшения внутреннего контура системы подвода/отвода воздуха, прежде всего за счет уменьшения ее гидравлического сопротивления и, как следствие, увеличения интенсивности массообмена. Действительно, изменение аэродинамического сопротивления крыла в виде зависимости $\Delta C_x / C_{x0/0} = f(\alpha)$, где $\Delta C_x = (C_x - C_{x0/0}) / C_{x0/0}$, в которой величина $C_{x0/0}$ относится к базовому профилю, подтверждает данный факт (рис. 13). Как видно, за счет ОМО на верхней стороне крыла можно достичь более чем 15%-го снижения сопротивления. Отсюда ясно, что данный тип управления более эффективен на стороне крыла, где возникают предпосылки для формирования отрывного течения. Отметим также, что ОМО вызывает в этом случае уменьшение давления на поверхности, но наблюдающееся при этом увеличение подъемной силы является достаточно слабым. При наличии ПМО незначительное снижение сопротивления профиля C_x обнаружено

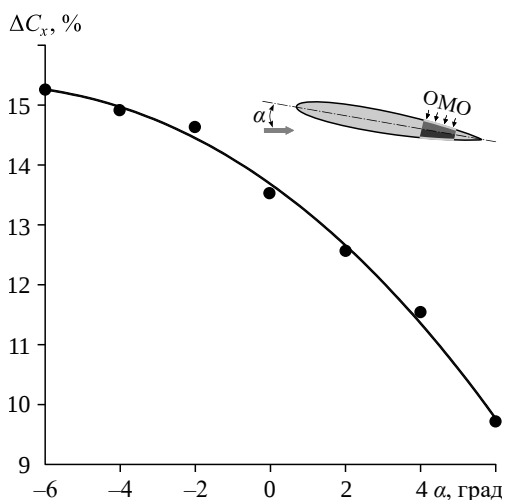


Рис. 13. Зависимость коэффициента аэродинамического сопротивления крыла от угла атаки α при $C_b = 0$, $C_s = 7,85 \cdot 10^{-3}$.

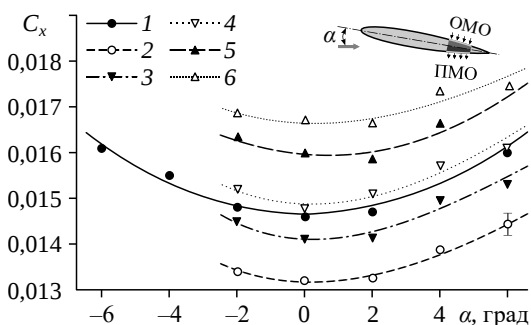


Рис. 14. Зависимость коэффициента

аэродинамического сопротивления от угла атаки α при комбинированном воздействии ПМО и ОМО.

$C_b/C_s = 0/0$ (1), $0/4,75 \cdot 10^{-3}$ (2), $2,47 \cdot 10^{-3}/4,75 \cdot 10^{-3}$ (3), $4,95 \cdot 10^{-3}/4,75 \cdot 10^{-3}$ (4), $7,42 \cdot 10^{-3}/4,75 \cdot 10^{-3}$ (5), $9,9 \cdot 10^{-3}/4,75 \cdot 10^{-3}$ (6) (Корнилов и др., 2019с).

лишь в начальном диапазоне значений величины C_b . Очевидно, что увеличение состав-

ляющей сил давления в общем балансе сопротивления преобладает над уменьшением составляющей, обусловленной поверхностным трением. Неслучайно в работе (Atzori et al., 2019) для коэффициента вдува $C_b > 0,001$ выигрыша в C_x обнаружено не было.

Особый интерес представляет комбинированное влияние массообмена на аэродинамические характеристики крыла. Результаты (Корнилов и др., 2019b), полученные без учета энергетических затрат на процесс массообмена, показывают, что при малых значениях коэффициента C_b , но при постоянном C_s , можно добиться снижения аэродинамического сопротивления C_x , составляющего порядка 10 % (рис. 14). При возрастании величины C_b наблюдается рост аэродинамического сопротивления, которое при достижении некоторого значения C_b начинает превышать соответствующее значение для базового профиля. Изменение коэффициента аэродинамического сопротивления, представленное здесь в виде зависимости $\Delta C_x/C_{x0/0} = f(C_b)$, где $\Delta C_x = (C_x - C_{x0/0})/C_{x0/0}$, в которой величина $C_{x0/0}$ относится к базовому профилю, показывает, что при $C_b > 4 \cdot 10^{-3}$ данный способ управления ПС становится неэффективным. Вместе с тем комбинированный способ управления позволяет обеспечить приращение аэродинамического качества ΔK крылового профиля, где $K = C_y/C_x$, на три единицы (рис. 15). При этом максимальное приращение ΔK реализуется в области околонулевых значений угла атаки α (Корнилов и др., 2019b). Увеличение угла α приводит к снижению эффективности данного способа воздействия на ПС. Следует указать, что приращение достигается не столько за счет уменьшения аэродинамического сопротивления, сколько за счет увеличения коэффициента подъемной силы, вызванного преимущественно ПМО. Основная причина состоит в том, что по мере увеличения α естественный рост давления C_p на наветренной стороне крыла становится доминирующим в сравнении с дополнительным ростом величины C_p , обусловленным ПМО. В итоге с учетом того, что для указанного крылового профиля $K_{\max} \approx 50$ при $Re_c = 0,7 \cdot 10^6$ (McCroskey, 1987), получаем, что комбинированный метод управления позволяет обеспечить приращение аэродинамического качества $\Delta K/K_{\max} \approx 0,06$. Для сравнения можно привести данные работы (Atzori et al., 2019), где с помощью применения такого метода управления при $C_b = C_s = 0,001$ было

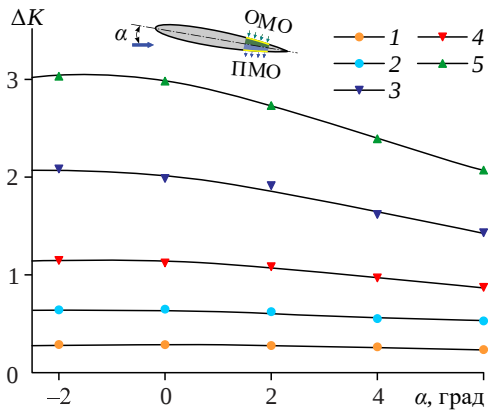


Рис. 15. Приращение аэродинамического качества от угла атаки α при комбинированном воздействии ПМО и ОМО.

$$C_b/C_s = 0/4,75 \cdot 10^{-3} \text{ (1)}, 2,47 \cdot 10^{-3}/4,75 \cdot 10^{-3} \text{ (2)}, \\ 4,95 \cdot 10^{-3}/4,75 \cdot 10^{-3} \text{ (3)}, 7,42 \cdot 10^{-3}/4,75 \cdot 10^{-3} \text{ (4)}, \\ 9,9 \cdot 10^{-3}/4,75 \cdot 10^{-3} \text{ (5)}.$$

достигнуто увеличение аэродинамического качества на 7 %. Важно отметить, что различные комбинации ПМО и ОМО (Корнилов и др., 2019b), в сумме эквивалентные одному и тому же расходу воздуха, вовсе не обязательно приводят к одинаковому

конечному эффекту.

Интересно, что комбинированный метод управления оказался достаточно эффективным и для естественно развивающегося течения. Численные расчеты обтекания суперкритического профиля 2D-RAE2822 при $M_\infty = 0,734$ (Cai, Gao, 2015) показали, что за счет изменения положения микропористого участка по длине крыла и затягивания положения перехода ПС можно добиться существенного улучшения аэродинамических характеристик крыла. По существу, комбинированный подход сохраняет преимущества раздельного (автономного) подхода, обеспечивая увеличение подъемной силы крыла с 19 до 26 % и уменьшение аэродинамического сопротивления до 15 %.

В целом по имеющимся в литературе данным можно сделать следующие заключения:

- при автономном ПМО или ОМО сопротивление трения в области управления и ниже по потоку соответственно уменьшается или увеличивается (Kametani et al., 2015; Hirokawa, Ohashi et al., 2020; Cesari, 2023);

- ПМО на стороне разрежения увеличивает сопротивление крыла, но на стороне давления уменьшает его (Fahland et al., 2023; Hosseini et al., 2016);

- ОМО на стороне разрежения увеличивает локальное трение, однако он уменьшает составляющую сопротивления за счет сил давления, способствуя тем самым уменьшению общего сопротивления крыла и увеличению подъемной силы (Корнилов и др., 2019b; Atzori et al., 2021); таким образом, равномерный ОМО на стороне разрежения выгоден с точки зрения аэродинамической эффективности;

- применение ОМО на стороне разрежения в комбинации с ПМО на стороне давления в целом благоприятно сказывается на аэродинамической эффективности (Корнилов и др., 2019b; Kornilov, 2021; Atzori et al., 2021); однако увеличение интенсивности ПМО способствует росту составляющей сопротивления, обусловленной силами давления, поэтому комбинированный метод управления имеет ограничения по интенсивности ПМО;

- основное достоинство ПМО на стороне давления или ОМО на стороне разрежения в том, что они способствуют росту (по абсолютной величине) подъемной силы крыла и в конечном итоге — увеличению аэродинамического качества крыла K ; причем наибольшее приращение величины K достигается путем применения ПМО и ОМО вблизи задней кромки крыла, и это приращение эквивалентно примерно 6 % (Корнилов и др., 2019a) и 7 % (Atzori et al., 2019) максимального аэродинамического качества крыла;

- аэродинамическое качество в наибольшей степени повышается при комбинированном управлении за счет применения ПМО на нижней поверхности вблизи задней

кромки и использования ОМО на верхней поверхности также вблизи задней кромки (например, в работе (Ohashi et al., 2020) рост этой величины составил 9,7 %).

3.2. Локализованный массообмен

Под локализованным способом управления ПС будем подразумевать массообмен, осуществляемый через ограниченный по длине участок поверхности, в частности, через поперечно расположенную щель. Значительная часть исследований при моделировании обтекания крыловых профилей посвящена изучению эффективности именно этого способа управления (см., например, (Tuck, Soria, 2006; Wong, Kontis, 2007; Jensch et al., 2010; Абрамова и др., 2020)). Причем основной целью многих работ (Ravindran, 1999; Rosas, 2005; Huang et al., 2004) было изучение возможности предотвращения или ослабления отрыва путем управления течением при достаточно высокой интенсивности массообмена. Ниже основное внимание уделяется результатам исследований в диапазоне углов атаки крыла α , близких к крейсерским. Ограничение малыми значениями α обусловлено вынужденной мерой, а именно: по возможности избежать анализа результатов, которые в силу тех или иных причин могли быть получены в условиях интерференционных эффектов между стенкой АДТ и течением в окрестности модели крыла.

3.2.1. Локальные и интегральные свойства течения

Основные свойства течения на крыльях простой геометрии, по крайней мере на предотрывных режимах, обтекания достаточно хорошо известны. Вместе с тем наличие на обтекаемой поверхности проницаемых для массообмена участков (с широкими щелями, с отверстиями диаметром 1 мм и более, с крупными порами) может оказывать негативное воздействие на ПС. Поэтому при изучении локальных свойств течения на базовом крыловом профиле определенный интерес представляет вопрос о возможности распространения возмущений, например, от щели, через которую может осуществляться управление ПС.

Некоторое представление об этом явлении дают экспериментальные данные (Корнилов и др., 2019а), характеризующие эффект присутствия щели для случая обтекания крылового профиля НАСА 0012 при $Re_c = 0,75 \cdot 10^6$. Поперечная щель шириной $h = 1$ мм ($h/c = 0,002$) располагалась на обеих сторонах крыла на расстоянии $x_j/c = 0,75$ от передней кромки. Выборочные профили средней скорости U/U_p в ПС крыла на расстоянии x порядка нескольких десятков значений h вверх и вниз по потоку от положения щели (рис. 16а, 16с, 16е) имели достаточно консервативный вид на базовом профиле, не обнаруживая каких-либо особенностей даже вниз по потоку от щели (рис. 16е). Однако эффект ПМО и ОМО ощущается вполне отчетливо, по крайней мере, на расстоянии $25,6h$ вверх по потоку от щели (рис. 16с). Естественно, что при воздействии ПМО профили скорости имеют менее наполненный характер в сравнении с соответствующими профилями на базовой конфигурации. По мере увеличения коэффициента интенсивности ПМО отмеченная тенденция усиливается вплоть до возникновения в ПС предотрывного состояния (рис. 16е). Вполне очевидно, что при наличии ОМО характер распределения средней скорости по высоте ПС меняется на противоположный. Отметим, кстати, что авторы (Shojaefard et al., 2005), выполнившие численное исследование течения с ПМО и ОМО на специфическом крыле Aerospatiale A-airfoil при $M_\infty = 0,15$, обнаружили, что профили скорости вследствие влияния вязкости возвращаются к нормальной форме на небольшом расстоянии после участка инъекции.

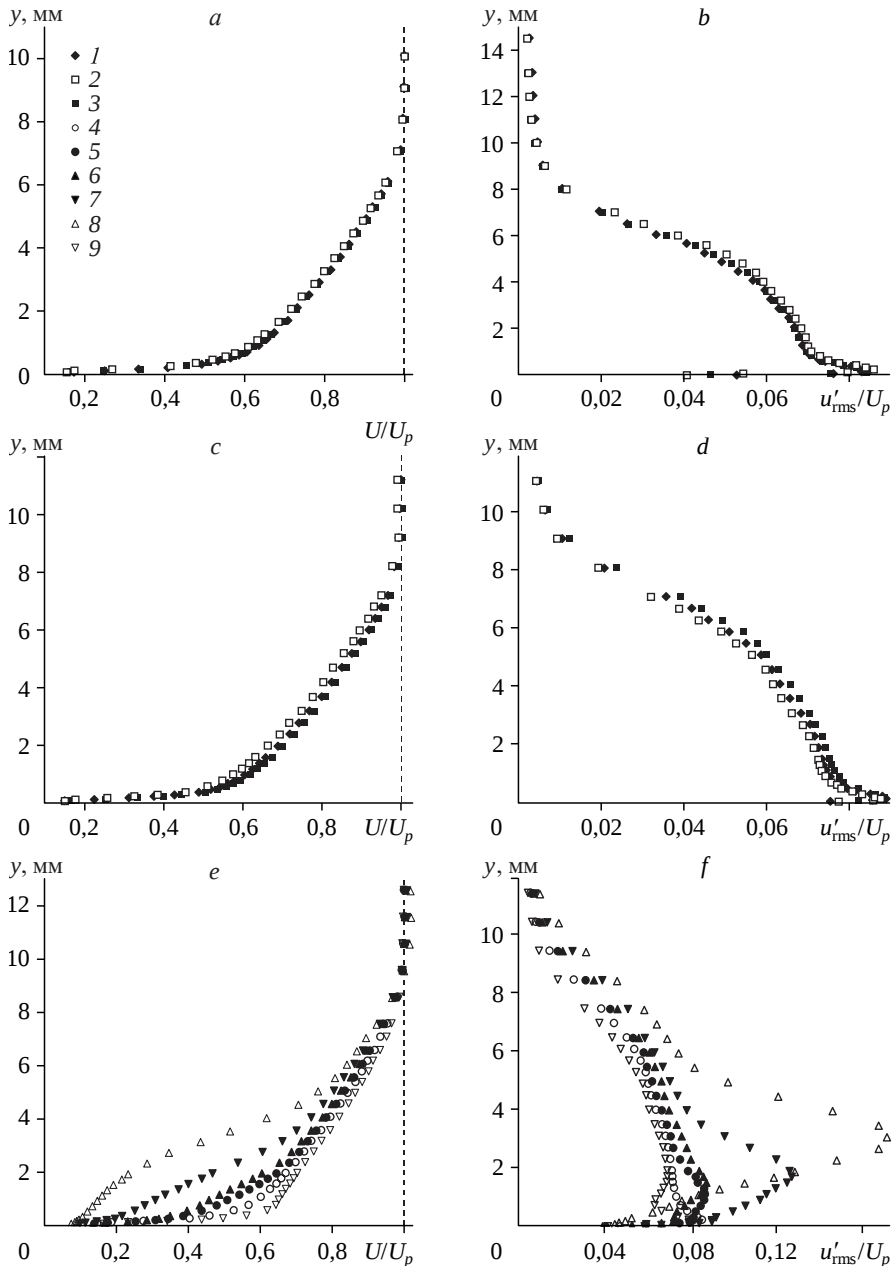


Рис. 16. Профили средней скорости (a, c, e) и профили среднеквадратичных пульсаций продольной компоненты скорости (b, d, f) в пограничном слое крыла при $\alpha = 0^\circ$.

$x/c = 0,625$ (a, b), $0,699$ (c, d), $0,770$ (e, f); $C_\mu = 0$ (1, 4), 10^{-3} (2), $9,67 \cdot 10^{-4}$ (3, 9), $2,55 \cdot 10^{-4}$ (5), $5,32 \cdot 10^{-4}$ (6), $7,87 \cdot 10^{-4}$ (7), 10^{-3} (8); 2, 5–8 — ПМО, 3, 9 — ОМО (Корнилов и др., 2019с).

Как и следовало ожидать, профили интегральной интенсивности пульсаций скорости в ПС $u'_{rms}/U_p = f(y)$ (рис. 16b, 16d, 16f) более восприимчивы к присутствию щели. Наличие массообмена ощущается уже на расстоянии $62,6h$ вверх по потоку от щели (рис. 16b). Особенно сильное воздействие на структуру течения оказывает ПМО, что хорошо видно по характеру профилей пульсаций вниз по потоку от щели (рис. 16f).

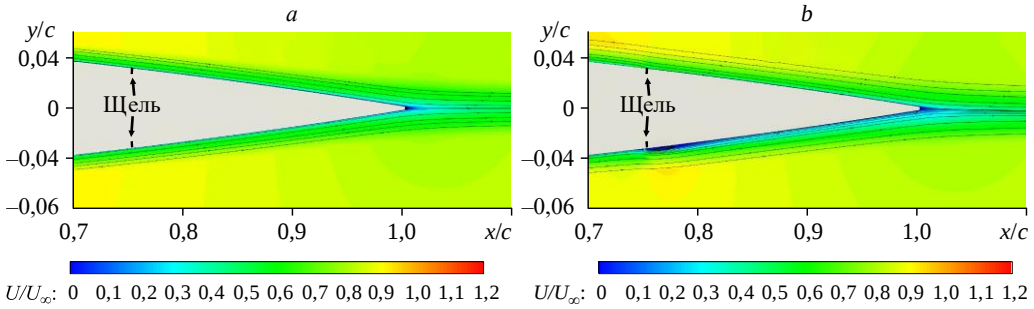


Рис. 17. Расчетные значения полей средней скорости и линий тока в окрестности крыла NACA 0012 при $Re_c = 0,7 \cdot 10^6$ и $C_\mu = 0$ (a), $7,36 \cdot 10^4$ (b).

Причем по мере роста интенсивности струи уровень пульсаций существенно увеличивается, охватывая даже центральную по высоте ПС область течения и, как видно, этот процесс носит непрерывный во всем диапазоне C_μ характер, где $C_\mu = \rho_j h_j v_j^2 / (0,5 \rho_\infty U_\infty^2 c)$ — коэффициент импульса струи. Хотя уровень интегральной интенсивности пульсаций скорости u'_{rms}/U_p в ПС при наличии ОМО уменьшается в сравнении с базовыми значениями (рис. 16f), степень его воздействия на структуру течения выражена существенно слабее, чем при ПМО, даже при близких значениях интенсивности.

Расчетные значения полей средней скорости и линий тока в окрестности щели и ниже по течению показывают, что при отсутствии массообмена (рис. 17a) характер течения в целом здесь вполне ожидаем и качественно согласуется с известными представлениями об обтекании крыла подобной геометрии. При относительно слабом ПМО ($C_\mu \leq 2,55 \cdot 10^{-4}$) явных признаков наличия отрыва потока в окрестности щели не обнаруживается (Корнилов, 2019a). Однако при достижении значения C_μ , равного $7,36 \cdot 10^{-4}$ (рис. 17b), заметны признаки формирования локального отрыва на нижней стороне профиля, что подтверждают и данные эксперимента. Напротив, наличие ОМО не приводит к сколько-нибудь существенным изменениям характера течения в окрестности щели. Структура течения здесь напоминает классическую трехмерную картину, формирующуюся при наличии стока жидкости в круглое отверстие. В этом случае обычное поле скоростей накладывается на распределение скоростей стока, создаваемое ОМО через стенку. Это приводит к ускорению потока перед стоком, что предотвращает отрыв. За всасывающей щелью внешний поток замедляется, но теперь ПС становится тоньше и, следовательно, может выдерживать без отрыва более высокий неблагоприятный градиент давления.

3.2.2. Аэродинамические характеристики профилей

В последние несколько десятилетий заметна активизация численных исследований, направленных на изучение возможности управления аэродинамическими характеристиками наиболее распространенных крыльев NACA путем массообмена (Guowei et al., 1997; Wu et al., 1998; Ravindran, 1999). При этом синтетические струи также могут использоваться в качестве альтернативы классическим методам для улучшения характеристик крыла на режиме отрыва потока, а также для управления подъемной силой (Nae, 1998; Rizzetta et al., 1999). Более того, эффективность методов управления потоком путем массообмена, в том числе с использованием синтетических струй, может анализироваться либо с помощью аналитических методов (Glauert, 1947; Preston et al., 1948), либо

оптимизационным путем в рамках модели идеальной несжимаемой жидкости (Абзалилов, 2008). Это позволяет спроектировать крыловой профиль с проницаемым участком, положение которого обеспечивает максимальный эффект от применения ПМО или ОМО. Уменьшение суммарного коэффициента сопротивления C_x достигается за счет значительного уменьшения толщины ПС, обеспечиваемого эффектом сильного ОМО. При этом ПМО позволяет увеличить коэффициент подъемной силы профиля.

Подробные численные исследования, направленные на изучение влияния массообмена через щель на аэродинамические характеристики крылового профиля NASA 0012 на большом угле атаки α , показали (Huang et al., 2004), что при некоторой комбинации положения струи и угла α крыла нормальный ОМО на передней кромке увеличивает коэффициент подъемной силы более существенно, чем в других ситуациях. Напротив, когда положение струи смещается вниз по потоку, более эффективным становится тангенциальный ПМО. Численные исследования (Rosas, 2005) показали, что посредством периодического ПМО, используемого для управления отрывом потока, можно существенно увеличить коэффициент подъемной силы. Эволюционный алгоритм для оптимизации управления потоком, примененный в работе (Beliganur, Raymond, 2007), показал, что использование двух «отрицательных» и двух «положительных» струй позволяет увеличить аэродинамическое качество профиля NASA 0012. Процедура оптимизации параметров синтетической струи позволяет достичь максимизации аэродинамического качества крылового профиля NASA 0015 (Akcaoz, 2010). В этом случае с увеличением угла α оптимальное положение струи смещается к передней кромке, тогда как оптимальный угол наклона струи θ возрастает.

В последние годы для исследования возможности управления турбулентным ПС путем массообмена все чаще применяются CFD-методы (Computational Fluid Dynamics) (Rumsey, Nishino, 2011; Yousefi et al., 2013a; Yousefi et al., 2013b и др.). Усилия многих исследователей направлены на изучение влияния стационарных ПМО и ОМО (Genc et al., 2011; Yagiz et al., 2012), а также синтетических струй (You, Moin, 2008; Kim, Kim, 2009; Benini et al., 2011) на аэродинамические характеристики крыловых профилей. Причем для случаев обтекания крыльев с симметричным профилем предпочтение и в расчетных, и в экспериментальных работах в основном отдается изучению эффективности управления через поперечно расположенную щель (Huang et al., 2004; Tuck, Soria, 2006; Wong, Kontis, 2007; Yousefi, Saleh, 2015; Корнилов и др., 2019b), через группу щелей (Wang, Sun, 2000; Shojaefard et al., 2005; Boeije et al., 2009), а также с помощью имитации струйного закрылка (Heathcote et al., 2015; Heathcote et al., 2016) или даже группы закрылков (Shmilovich et al., 2014). Однако имеющиеся данные даже при раздельном (автономном) применении ПМО или ОМО отличаются большим многообразием условий обтекания, определяемым числами Рейнольдса, диапазоном углов атаки α , геометрией крыльев, шириной h , углом наклона и положением x_j/c нормальной и тангенциальной струй, особенностями применения численных схем и моделей турбулентности. В этой ситуации выработка обобщенного представления о влиянии тех или иных параметров на аэродинамические характеристики профиля довольно затруднительна.

В работе (Al-Battal et al., 2018) управление потоком осуществлялось через щель на наветренной стороне крыла двумя способами: за счет нормального ПМО и за счет встречного основному потоку ПМО, организованного при помощи специального козырька, установленного над щелью. При этом интенсивность струи C_μ достигала значения 0,04, что могло существенно превышать скорость набегающего потока. Для малых

углов α более предпочтительным оказался ПМО через щель, расположенную ближе к задней кромки крыла. Для больших углов атаки более эффективно проявил себя ПМО в окрестности передней кромки крыла.

Исследования (Chen et al., 2013), где применялись ОМО и ПМО для управления отрывом потока через щель на задней кромке толстого профиля, показали, что для низкой скорости потока ОМО обеспечивает более высокую подъемную силу, тогда как при повышенной скорости более эффективным оказывается ПМО. Причем использование ОМО оказалось более оправданным при использовании широкой щели, расположенной ниже по потоку естественной линии отрыва. Напротив, ПМО улучшал ситуацию при использовании узкой щели, расположенной выше по потоку линии отрыва. Ранее выполненное численное моделирование подвода воздуха через щели, расположенные вблизи задней кромки крылового профиля NASA 0018 для $Re_c = 6,6 \cdot 10^5$ и $M_\infty = 0,176$ (Voeijer et al., 2009), обнаруживает сходный результат. Для нормального ПМО со скоростью порядка величины скорости свободного потока получено значительное изменение подъемной силы C_y . Однако результаты расчетов показывают более выраженный характер изменения величины C_y в сравнении с данными эксперимента. Темп изменения C_y почти постоянен в диапазоне углов атаки от -10° до $+10^\circ$.

Анализ результатов, полученных разными группами исследователей (Dimmock, 1957; Lockwood, Vogler, 1958; Traub et al., 2004; Cooperman, 2005) в широком диапазоне коэффициента импульса струи C_{μ} , позволяет сделать важный обобщающий вывод. Хотя условия исследований отличаются не только числами Маха и Рейнольдса, но даже типом крыла, а в результатах, полученных указанными выше исследовательскими группами, наблюдается большой разброс, тем не менее характер изменения зависимости $\Delta C_y = f(C_{\mu})$, где ΔC_y — приращение коэффициента подъемной силы крыла, по крайней мере для нулевого угла атаки, практически одинаков (Al-Battal et al., 2018). Для нормального ПМО в указанных работах наблюдается монотонное уменьшение подъемной силы по мере приближения щели к передней кромке профиля.

В последние годы предпринимаются попытки выполнить методами численного анализа трехпараметрическую оптимизацию (рассматривались интенсивность, угол наклона и положение струи) для управления отрывом потока на крыле на больших углах атаки. Для достижения этой цели в исследовании (Farhadi et al., 2017) был выбран так называемый генетический алгоритм, который в последнее время применяется во многих областях аэрокосмической техники (см., например, работу (Zhang et al., 2004)). В качестве объекта исследования использовался профиль NASA 0012, на верхней поверхности которого располагались две щели. Через первую из них осуществляется ПМО, через вторую — ОМО. Осредненные по времени уравнения Навье–Стокса с моделью турбулентности Спаларта–Аллмараса решались с использованием алгоритма оптимизации для режима течения $M_\infty = 0,05$ и $Re_c = 0,5 \cdot 10^6$. Применение комбинированного способа управления продемонстрировало, что струя ОМО втягивает поле потока с низким импульсом вблизи поверхности профиля, а струя ПМО усиливает импульс линий тока возле поверхности профиля, тем самым предотвращая отрыв потока. Для некоторых комбинаций интенсивности, угла наклона и положения струи было обнаружено увеличение аэродинамического качества крыла K на 80 %. Ясно, однако, что столь фантастически высокий выигрыш в величине K нуждается в тщательной экспериментальной проверке.

Многообразие условий выполненных исследований позволяет выделить результаты, полученные при наличии массообмена на профилях в диапазоне углов атаки, близких

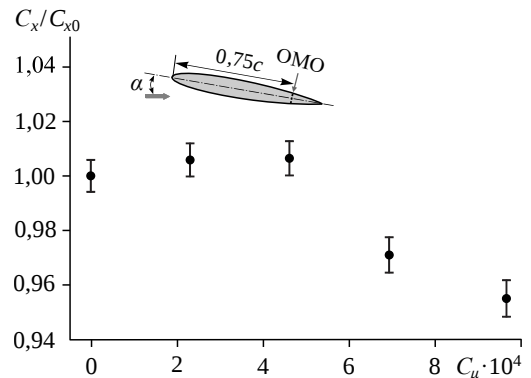
к крейсерским. В работе (Корнилов и др., 2019с) проводилось экспериментальное и численное моделирование стационарного ПМО и ОМО в турбулентный ПС крылового профиля NASA 0012 через одиночные щели, расположенные на смежных сторонах крыла в окрестности его задней кромки ($x_j/c = 0,75$). Была сделана попытка за счет нормального ПМО через щель, струя которого по существу представляет собой жидкий интерцептор, и дополнительного ОМО на противоположной стороне крыла добиться повышенной эффективности управляющего воздействия при наименьшей его интенсивности. Было установлено, что даже за счет слабого ПМО на нижней стороне крыла можно достичь заметного увеличения коэффициента подъемной силы C_y . Напротив, ОМО несущественно изменяет C_y , но в большей степени способствует уменьшению аэродинамического сопротивления крыла.

Типичная характеристика, отражающая влияние ОМО через щель шириной $h/c = 0,002$, расположенную на верхней поверхности профиля NASA 0012, на коэффициент сопротивления крыла, представлена на рис. 18 (Корнилов и др., 2019b) в виде зависимости $C_x/C_{x0} = f(C_\mu)$, где C_{x0} — коэффициент сопротивления базового профиля. Наибольшее снижение величины C_x/C_{x0} (порядка 5 %) достигается при максимальном в выполненном эксперименте значении коэффициента импульса струи C_μ . В целом при данном варианте положения щели применение ОМО является оправданным. Тем не менее, поскольку значения C_μ здесь относительно малы, оптимальное снижение аэродинамического сопротивления C_x/C_{x0} все-таки достигнуто не было.

Зависимость, характеризующая влияние ПМО через аналогичную щель, расположенную на нижней поверхности крылового профиля NASA 0012, на сопротивление крыла, показывает, что в этом случае по мере увеличения коэффициента импульса струи C_μ имеет место непрерывный рост относительной величины C_x/C_{x0} (Корнилов и др., 2019b). Причем максимальное значение C_x/C_{x0} достигается при наибольшем в эксперименте значении C_μ . При совместном воздействии небольшого ПМО ($C_\mu = 2,55 \cdot 10^{-4}$) и максимального ОМО ($C_\mu = 9,67 \cdot 10^{-4}$) снижение полного сопротивления, составляющее порядка 4–5 %, практически обеспечивается лишь за счет ОМО, что вполне согласуется с данными раздельного воздействия. В этом смысле эффект ПМО здесь носит негативный характер. Для нормального ПМО авторы (Yousefi et al., 2014) обнаружили существенно меньший рост величины C_x , составляющий около 8 и 5 % соответственно для коэффициентов $C_b = 0,3$ и $0,5$, но на угле атаки крыла NASA 0012 он составлял 14° .

С другой стороны, ПМО как позитивное явление может с успехом использоваться для увеличения подъемной силы крыла, что достигается за счет формирующегося перед щелью дополнительного перепада давления, вызванного повышением давления при ПМО и, соответственно, его уменьшением при ОМО. Это приводит к отличию в темпе изменения коэффициента подъемной силы, приращение $|\Delta C_y|$

Рис. 18. Изменение коэффициента аэродинамического сопротивления профиля NASA 0012 при $Re_c = 0,7 \cdot 10^6$ и $\alpha = 0^\circ$ в зависимости от коэффициента импульса струи (ОМО).



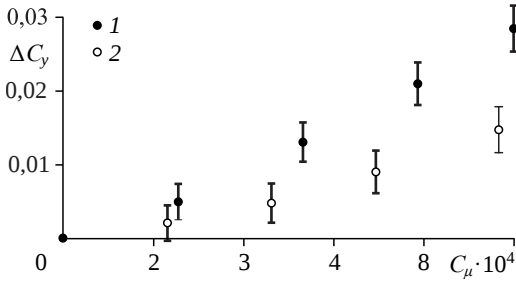


Рис. 19. Приращение коэффициента подъемной силы в зависимости от коэффициента импульса струи при $\alpha = 0^\circ$.
1 — ПМО, 2 — ОМО.

которого отражает зависимость $\Delta C_y = f(C_\mu)$ (рис. 19). Хотя случайная погрешность измерений достаточно большая, а приращения абсолютных значений ΔC_y невелики, тем не менее нет сомнения, что за счет ПМО можно добиться большего увеличения подъемной силы, чем за счет ОМО. Однако существенный рост аэродинамического сопротивления C_x является серьезным негативным фактором. Хотя величина C_x при наличии ОМО и уменьшается, но и приращение ΔC_y в этом случае заметно слабее. Отмеченная выше динамика изменения зависимости $\Delta C_y = f(C_\mu)$ при использовании ПМО ($\alpha = 0^\circ$) находится в качественном согласии с данными (Al-Battal et al., 2018; Yousefi et al., 2013). Однако даже при не сильно отличающихся значениях C_μ количественное расхождение получается достаточно большим.

В целом по результатам исследований с массообменом через щель можно сделать следующие заключения:

- выбор оптимального положения и ширины щели x_j/c в условиях знакопеременного вдоль хорды крыла градиента давления dC_p/dx чрезвычайно важен для достижения максимальной эффективности данного метода управления; аэродинамические характеристики крыла могут быть улучшены за счет ПМО или ОМО через щель, расположенную вблизи задней кромки крыла (Huang et al., 2004; Goodarzi et al., 2012; Yousefi et al., 2014; Al-Battal et al., 2018; Корнилов и др., 2019с);

- увеличение ширины h тангенциального ПМО и перпендикулярного ПМО на верхней поверхности способствует соответственно увеличению и уменьшению аэродинамического качества (Yousefi, Saleh, 2014);

- для углов атаки α порядка $12^\circ - 18^\circ$ более эффективен тангенциальный ПМО на верхней поверхности, тогда как при меньших значениях h предпочтителен нормальный ПМО через щель, расположенную на расстоянии $x_j/c = 0,8$ от передней кромки (Yousefi et al., 2014);

- для малых углов атаки применение ПМО дает незначительный эффект; ширина h , составляющая величину $(0,035 - 0,04)c$, является оптимальной для тангенциального ПМО, тогда как меньшие значения h более предпочтительны для нормального ПМО (Yousefi, Saleh, 2014);

- нормальный ПМО со скоростью порядка $0,3U_\infty$ или $0,5U_\infty$, как правило, снижает аэродинамическое качество K до угла отрыва потока и улучшает аэродинамические характеристики C_y и C_x после угла отрыва (Yousefi et al., 2014);

- нормальный ОМО со скоростью порядка $0,3U_\infty$ или $0,5U_\infty$ на расстоянии $0,1c$ от передней кромки увеличивает коэффициент подъемной силы и уменьшает коэффициент сопротивления (Yousefi et al., 2013b); наибольший рост аэродинамического качества достигается при ширине струи ОМО, составляющей $0,025c$;

- хотя ПМО уменьшает на стороне давления локальное трение, тем не менее за счет роста составляющей сопротивления, обусловленной силами давления, в конечном итоге он приводит к более высокому общему сопротивлению (Корнилов и др., 2019b);

Atzori et al., 2021); таким образом, ПМО как самостоятельный метод управления не выгоден при его применении на стороне давления, и основное его достоинство — увеличение подъемной силы;

— полученные путем численного расчета данные качественно правильно отражают характер влияния ПМО на аэродинамические характеристики симметричного крылового профиля, однако обнаруженный в некоторых работах факт существенного уменьшения коэффициента аэродинамического сопротивления C_x при $\alpha > 5^\circ$ не согласуется с результатами (Корнилов и др., 2019с; Atzori et al., 2021); по-видимому, такой выигрыш следует считать слишком оптимистичным.

Результаты исследований, предпринятых с целью изучения возможности управления отрывом потока при больших углах атаки ($\alpha = 18^\circ$), позволяют отметить следующее:

— по мере приближения положения ОМО к передней кромке крыла коэффициент подъемной силы возрастает, тогда как коэффициент сопротивления уменьшается; нормальный ПМО на передней кромке крыла ($x_j/c = 0,1$) не только уменьшает подъемную силу, но, самое главное, резко увеличивает аэродинамическое сопротивление при $C_b > 0,01$ (Huang et al., 2004);

— заметное снижение сопротивления происходит в случае, когда щель для ПМО расположена на расстоянии $x_j/c \geq 0,4$, причем в этом случае начинает возрастать (по абсолютной величине) подъемная сила, но ее величина для больших значений C_b все-таки не достигает базового значения (Huang et al., 2004; Yousefi et al., 2014);

— при C_s порядка 0,01 и выше ОМО приводит к росту подъемной силы и уменьшению сопротивления, но при $C_s < 0,01$ ОМО существенного влияния на характер течения не оказывает (Huang et al., 2004); для щели, расположенной на расстоянии $x_j/c = 0,1$, отмеченная тенденция качественно подтверждается расчетными данными (Yousefi et al., 2014).

3.3. Упрощенный механизм изменения

аэродинамических характеристик крыла при наличии массообмена

Отмеченное выше приращение аэродинамического качества ΔK достигается не только за счет снижения сопротивления крыла, обусловленного в основном ОМО, но, прежде всего, за счет увеличения подъемной силы, вызванного преимущественно ПМО. Упрощенный механизм этого явления безотносительно к типу проницаемой поверхности становится понятным, если рассмотреть зависимость $C_p = f(x/c)$, характеризующую распределение давления на поверхности крыла при комбинированном способе управления массообменом (рис. 20) (Kornilov, 2021; Корнилов и др., 2019b). Сравнение с результатами для базового профиля NASA 0012 показывает, что ПМО на нижней стороне крыла (при постоянном ОМО), вызывает на этой поверхности повышение давления, в том числе и непосредственно вверх по потоку от области управления. Это и понятно, поскольку нормальная составляющая скорости, реализующаяся за счет ПМО, блокирует основной поток вблизи стенки, действуя аналогично жидкому интерцептору. Причем над самой перфорированной поверхностью зона повышенного давления распространяется примерно до середины ее длины. Затем C_p уменьшается и остается неизменным ниже по течению от перфорированного участка. Напротив, ОМО на противоположной стороне крыла способствует уменьшению давления на поверхности, в том числе и непосредственно выше по потоку от области управления. Естественно, что отмеченная тенденция усиливается

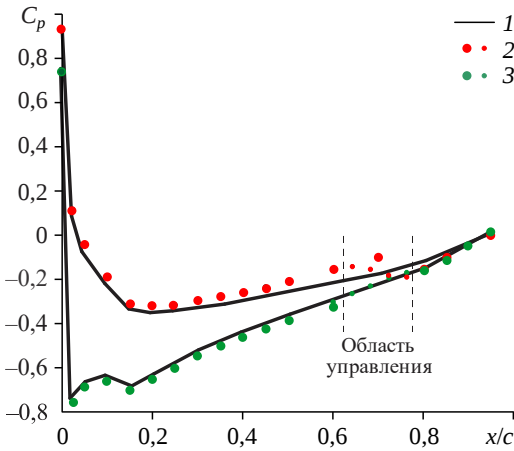


Рис. 20. Изменение коэффициента давления вдоль хорды крылового профиля NASA 0012 при $Re_c = 0,7 \cdot 10^6$ и $\alpha = 2^\circ$.

1 — $C_b/C_s = 0$ (средненные данные);
2, 3 — соответственно наветренная и подветренная стороны при $C_b/C_s = 9,9 \cdot 10^{-3}/4,75 \cdot 10^{-3}$.

с увеличением как C_b , так и C_s , что находит качественное сходство с результатами (Cai, Gao, 2015) при $M_\infty = 0,73$, свидетельствуя об определенной консервативности поведения величины C_p для отличающихся режимов обтекания крыла.

Таким образом, суммарный эффект, обусловленный ростом давления за счет ПМО на одной стороне крыла и уменьшением давления за счет ОМО на противоположной стороне, приводит к увеличению подъемной силы и в конечном итоге к увеличению аэродинамического качества крыла K . Поскольку автономный ПМО, как отмечалось выше, по существу не дает снижения аэродинамического сопротивления при указанном ранее положении перфорированного участка, то рост подъемной силы является главной причиной увеличения K . Причем приращение коэффициента подъемной силы с ростом расхода через перфорированную стенку происходит примерно по линейному закону. Аналогичная динамика отмечалась и в других экспериментах (см., например, (Heathcote et al., 2016)), где ПМО осуществлялся по нормали к поверхности через щель, расположенную на расстоянии 95 % хорды. Преимущество ОМО заключается в создании области пониженного давления C_p на поверхности крыла, способствующего увеличению подъемной силы. Поскольку линии тока приближаются к поверхности, сопротивление профиля уменьшается. Следуя данным (Huang et al., 2004), оптимальные значения коэффициента C_s для нормального ОМО находятся в диапазоне $C_s = 0,01 - 0,2$. Значения C_s , превышающие 0,2, не могут существенно влиять на состояние течения. Нормальный ОМО на передней кромке (при значениях x_j/c от 0,075 до 0,125) в большей степени способствует увеличению подъемной силы, чем при других значениях x_j/c .

ПМО часто контрпродуктивен и во многих случаях дает результаты, которые даже хуже, чем в базовом течении. Например, в соответствии с данными (Huang et al., 2004) нормальный ПМО на передней кромке хотя и увеличивает подъемную силу, создавая большую циркуляцию вокруг отрывного пузыря и вокруг самого профиля, но делает это за счет значительного увеличения давления на передней кромке. Поток здесь становится более отсоединенным, что, как следствие, и приводит к увеличению сопротивления крыла. ПМО, в том числе тангенциальный, через щель, расположенную ниже по потоку (от $x_j/c = 0,371$ до $x_j/c = 0,8$), может улучшить характеристики подъемной силы и сопротивления, но ценой уменьшения интенсивности струи.

3.4. Оценка энергетических затрат

При оценке эффективности принудительного метода управления ПС, в частности при наличии массообмена, будем исходить из предположения, что равномерное поступательное движение крыла обеспечивается каким-либо двигателем. В условиях

эксперимента в АДТ таковым является двигатель, создающий поток заданной скорости. Тогда тяговая мощность, эквивалентная проекции тяговой силы на ось x , будет определяться следующим образом:

$$N_{\text{prop}} = X_{b,s} U_{\infty} = 0,5 C_{xb,s} \rho_{\infty} U_{\infty}^2 U_{\infty} S,$$

где индексы b и s относятся соответственно к ПМО и ОМО, а S — площадь крыла в плане.

С другой стороны, мощность, затраченную на ПМО и ОМО, можно записать как

$$N_{\text{sup}} = X_{\text{bas}} v_{b,s} = 0,5 C_{x\text{bas}} \rho_{\infty} U_{\infty}^2 v_{b,s} S,$$

где $v_{b,s}$ — скорость ПМО или ОМО, а индекс bas относится к базовому профилю.

Суммарная мощность, определяемая тяговой мощностью и мощностью, затраченной на ПМО/ОМО, будет иметь вид:

$$N_{\Sigma} = N_{\text{prop}} + N_{\text{sup}}.$$

Тяговую мощность базового крыла можно выразить следующим образом:

$$N_{\text{bas}} = X_{\text{bas}} U_{\infty} = 0,5 C_{x\text{bas}} \rho_{\infty} U_{\infty}^2 U_{\infty} S.$$

Тогда относительная мощность, характеризующая эффективность используемого метода управления, может быть представлена как

$$\Delta N = N_{\Sigma} / N_{\text{bas}}.$$

Пример оценки эффективности комбинированного воздействия с учетом энергетических затрат показан на рис. 21 в виде зависимости $\Delta N = f(C_b + C_s)$ (Kornilov, 2021). Как видно, максимальный эффект за счет ПМО и ОМО порядка 8 % достигается здесь при суммарном коэффициенте $(C_b + C_s)$, величина которого составляет около $(0,4-0,5) \cdot 10^{-3}$. При увеличении этого коэффициента наблюдается снижение эффективности, и при $(C_b + C_s) \geq 1,1 \cdot 10^{-3}$ анализируемый метод управления при данном положении проницаемых секций становится экономически неоправданным.

Представленная здесь оценка отражает специфику энергозатрат на принудительный массообмен в наземных испытаниях, и ее следует рассматривать лишь как промежуточный этап на пути практического использования полученных результатов. Понятно, что для организации процесса управления на крыле самолета потребуются автономный источник мощности либо потребную для этой цели мощность придется отбирать с вала двигателя. Поэтому, как и для любого другого способа управления ПС, окончательный вывод о перспективах использования техники массообмена может быть сформулирован следующим образом: если полученное уменьшение сопротивления, эквивалентное экономии в топливе, больше паразитной составляющей, обусловленной затратами на поддержание веса источника мощности и подводящей системы, тогда цель можно считать достигнутой.

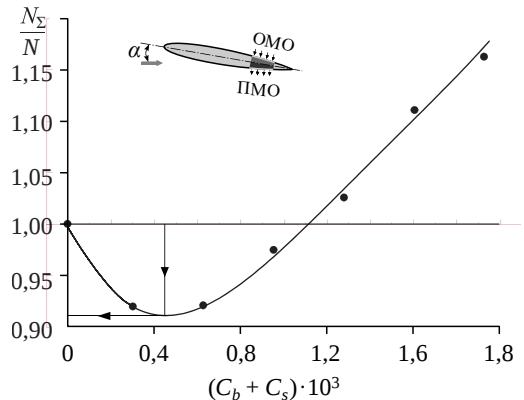


Рис. 21. Эффективность комбинированного воздействия (ПМО + ОМО) с учетом энергетических затрат.

3.5. Некоторые рекомендации

Успехи, достигнутые в экспериментальном и численном моделировании процесса массообмена через проницаемую стенку на крыловом профиле, очевидны. Вместе с тем имеющиеся различия в условиях выполненных исследований, отсутствие детальной информации, а в ряде случаев противоречивость полученных результатов позволяют сформулировать лишь упрощенные рекомендации по управлению турбулентным ПС на крыловом профиле посредством массообмена (рис. 22):

— прежде всего, заслуживает внимания метод распределенного самопроизвольного ОМО через переднюю кромку крыла, который имеет то неоспоримое преимущество, что способен поддерживаться лишь за счет напорного набегающего потока и может осуществляться при минимуме потребных для этой цели энергетических затрат; важным достоинством является также тот факт, что такой способ управления достаточно консервативен к изменению угла атаки крыла;

— хотя ОМО на стороне разрежения увеличивает локальное трение, однако уменьшает составляющую сопротивления за счет сил давления, способствуя тем самым уменьшению общего сопротивления крыла и увеличению подъемной силы; таким образом, равномерный ОМО на стороне разрежения выгоден с точки зрения аэродинамической эффективности; наибольшего приращения аэродинамического качества крыла можно достичь путем комбинированного применения массообмена: ПМО — на наветренной стороне и ОМО — на подветренной стороне крыла вблизи его задней кромки, но важнейшими ограничениями могут стать трудность организации системы подвода/отвода воздуха вследствие конечной толщины задней кромки крыла и наличие отрыва потока, который может внести коррективы в процесс управления ПС;

— применение ПМО вблизи передней кромки крыла на его наветренной стороне также является привлекательным, хотя полученные данные выявили существенную зависимость от угла атаки; эффективность такого способа управления можно повысить путем дополнительного использования ОМО на подветренной стороне крыла при $x/c > 0,5$;

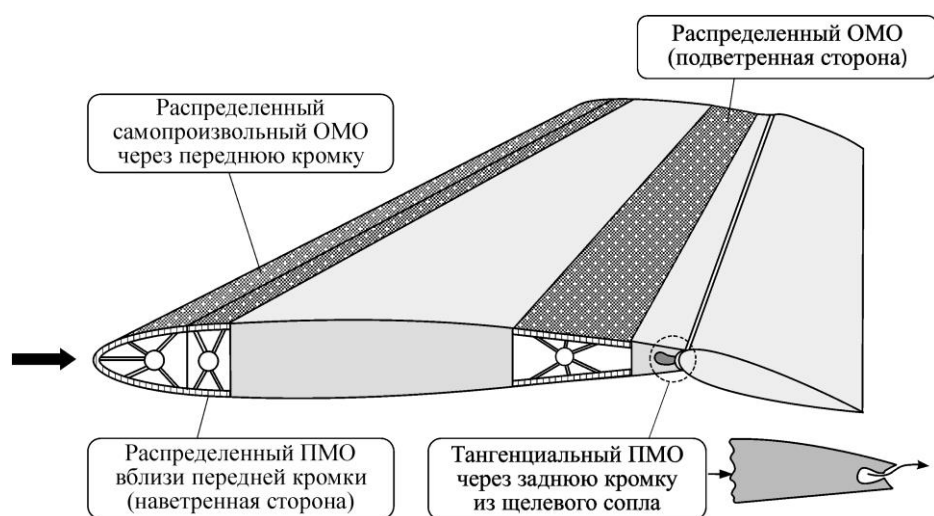


Рис. 22. Рекомендуемые способы управления пограничным слоем на крыле конечного размаха.

— обращает на себя внимание возможность применения тангенциального выдува воздуха на закрылок из щелевого сопла с целью достижения более высоких значений коэффициента подъемной силы, причем, как показывают результаты исследований, в этом случае ценой минимальных значений коэффициента импульса струи удастся добиться уменьшения хорды закрылка и, следовательно, уменьшения веса конструкции.

Заключение

Обзор экспериментальных и численных исследований, посвященных изучению эффективности управления турбулентным ПС путем массообмена на крыловых профилях в дозвуковом потоке газа, позволяет сделать следующее заключение.

1. Результаты исследований, полученные в существенно отличающихся условиях, пока еще не дают возможности для широкого их обобщения. Область пересечения параметров приходится в основном на диапазон больших углов атаки, но в этой ситуации принципиально важную роль играет начало формирования отрывного течения на крыле, являющегося причиной отличия имеющихся литературных данных. Создание единой методологии и выработка основополагающих критериев, которые можно было бы положить в основу достижения максимальной эффективности данного способа управления применительно к крыловому профилю произвольной геометрии, требуют дальнейшей работы.

2. Имеющиеся расхождения в полученных данных являются основанием для составления тщательного дизайна системы управления ПС, который необходим для достижения оптимального результата. Несколько параметров являются ключевыми при оценке возможностей такой системы. Например, ширина и положение щели (перфорированного участка) вдоль хорды крыла могут иметь разные оптимальные значения для различных геометрий профиля или условий потока. В этой ситуации решение задачи должно осуществляться с использованием специальных оптимизационных программ, позволяющих учитывать степень влияния наиболее важных геометрических и физических параметров течения.

3. Даже в ограниченном диапазоне углов атаки размеры крылового профиля, в особенности при наличии массообмена, имеют важное значение при проведении эксперимента в АДТ. Три основных параметра являются первостепенными: коэффициент загромождения рабочей части АДТ, трехмерный характер обтекания и продольный размер модели, которые необходимо учитывать при пересчете на условия неограниченного потока.

4. Величина относительного расхода ПМО и ОМО оказывает важное влияние на аэродинамические характеристики крыла. ПМО часто контрпродуктивен и обеспечивает во многих случаях результаты, которые даже хуже, чем в базовом течении. Тем не менее он может с успехом использоваться для изменения несущих свойств крыла, особенно при расположении зоны подвода воздуха в окрестности задней кромки крыла. За счет ОМО можно достичь снижения сопротивления, но эффект от его применения при тех же значениях интенсивности массообмена заметно слабее.

5. В связи с экспоненциальным ростом вычислительных мощностей наблюдается явный акцент в сторону численных исследований управляемого ПС. Получен ряд ценных и важных результатов, характеризующих влияние таких параметров, как положение щели вдоль хорды крыла, ее ширина, угол атаки крыла, но нуждающихся в тщательной

экспериментальной проверке. Подобная проверка особенно важна по отношению к численным результатам, обнаружившим в ряде случаев необычайно высокую эффективность управления сдвиговым потоком.

6. Упрощенный механизм достижения максимальной эффективности крыла при локализованном (через одиночные щели) и распределенном (через перфорацию) массообменах различной интенсивности в принципе одинаков. Он состоит в том, что рост давления за счет ПМО на наветренной стороне крыла и уменьшение давления за счет ОМО на подветренной стороне приводят к суммарному эффекту, характеризующемуся увеличением подъемной силы, и, в конечном итоге, выигрышу аэродинамического качества крыла.

7. Комбинированный метод управления пограничным слоем имеет несомненные достоинства при применении в условиях естественно развивающегося течения на крыле. Потенциал его в условиях развитой турбулентности еще не раскрыт полностью, а достигнутый уровень эффективности нельзя считать исчерпанным. Резерв повышения эффективности может быть обеспечен, в частности, оптимальной комбинацией расхода ПМО и ОМО и выбором оптимального положения участков ПМО и ОМО вдоль хорды крыла, а также их протяженности. Последнее имеет особое значение при использовании данной техники на борту ЛА, где по условиям жесткости конструкции допустимы лишь локальные участки проницаемой обшивки.

8. Несмотря на то, что многие аспекты течения при наличии массообмена известны, остается слабо изученной проблема, имеющая отношение к случаю распределенного ПМО и ОМО на крыле произвольной геометрии при наличии градиента давления переменного знака, для решения которой необходим поиск оптимальной геометрии отверстий, степени проницаемости, взаимного расположения отверстий и других параметров и их связи с характерным масштабом течения.

9. Численный расчет позволяет с удовлетворительной точностью моделировать основные свойства течения на крыле при наличии массообмена и предсказывать характер изменения аэродинамических характеристик крыла. Дальнейшее продвижение в этом направлении возможно путем решения задачи в более точной постановке, учитывающей, в частности, трехмерные особенности взаимодействия выходных микроструй друг с другом и с пограничным слоем (при использовании перфорированной поверхности). Однако микромасштаб течения и, как следствие, требуемое для этого высокое разрешение численной схемы, является сдерживающим фактором. В этой ситуации поиск принципиально новых, неожиданных, прорывных подходов имеет важнейшее значение.

10. Окончательный вывод о аэродинамической эффективности управления путем ПМО и ОМО может быть сделан лишь после оценки энергетических затрат. Для выполнения такой оценки на основе экспериментальных данных необходима усовершенствованная методика, предусматривающая возможность измерения аэродинамического сопротивления крыла с «развязкой» подводящих для организации массообмена коммуникаций.

Автор выражает искреннюю признательность Е.А. Шквару, И.Н. Кавуну и А.Н. Попкову за помощь в выполнении расчета.

Список литературы

Абзалилов Д.Ф. 2008. Аэродинамическое проектирование и оптимизация формы крыловых профилей при усложненных схемах течения: дис. ... д-ра физ.-мат. наук. Казань, 2008. 225 с.

- Абрамова К.А., Петров А.В., Потапчик А.В., Судаков В.Г.** 2020. Экспериментальные исследования управления трансзвуковым бафтингом на профиле крыла с помощью тангенциального выдува струи // Изв. РАН. Механика жидкости и газа. № 4. С. 117–125.
- Алексеев М.А., Гусев Д.Ю., Киселев А.Ф., Швалев Ю.Г.** 2019. Стенд для исследования ламинаризации обтекания путем отсоса воздуха из пограничного слоя моделей в аэродинамической трубе Т-116 ЦАГИ // Труды ЦАГИ. № 2778. С. 3–34.
- Буй В.Т., Лапыгин В.И.** 2015. Моделирование обтекания модели в закрытой рабочей части аэродинамической трубы малых скоростей и в свободном потоке // Теплофизика и аэромеханика. Т. 22, № 3. С. 365–372.
- Корнилов В.И.** 2017. Опыт применения вдува воздуха в турбулентный пограничный слой крыла самолета за счет ресурсов внешнего напорного потока // Теплофизика и аэромеханика. Т. 24, № 2. С. 179–190.
- Корнилов В.И.** 2018a. Управление турбулентным пограничным слоем крыла путем комбинированного вдува/отсоса // Теплофизика и аэромеханика. Т. 25, № 2. С. 163–176.
- Корнилов В.И.** 2018b. Стационарный вдув/отсос воздуха в турбулентный пограничный слой симметричного крылового профиля // Сибирский физ. журн. Т. 13, № 1. С. 33–44.
- Корнилов В.И., Попков А.Н.** 2020. Эффект загромождения моделью крыла рабочей части аэродинамической трубы малых скоростей // Теплофизика и аэромеханика. Т. 27, № 3. С. 379–390.
- Корнилов В.И., Кавун И.Н., Попков А.Н.** 2019a. Развитие технологии вдува и отсоса воздуха для управления турбулентным течением на крыловом профиле // Прикл. механика и техн. физика. Т. 60, № 1, С. 10–19.
- Корнилов В.И., Кавун И.Н., Попков А.Н.** 2019b. Модификация турбулентного течения на крыловом профиле путем комплексного управляющего воздействия // Теплофизика и аэромеханика. Т. 26, № 2. С. 175–189.
- Корнилов В.И., Кавун И.Н., Попков А.Н.** 2019c. Влияние вдува и отсоса воздуха через одиночные щели на аэродинамические характеристики крылового профиля // Прикл. механика и техн. физика. Т. 60, № 5. С. 105–116.
- Корнилов В.И., Шквар Е.А.** 2021. Расчетно-экспериментальное исследование эффективности управления обтеканием крылового профиля посредством распределенного массообмена // Теплофизика и аэромеханика. Т. 28, № 2. С. 187–207.
- Петров А.В.** 2018. Аэродинамика транспортных самолетов короткого взлета и посадки с энергетическими системами увеличения подъемной силы. М.: Инновационное машиностроение. 736 с.
- Шквар Е.А., Джамеа А., Е Ш.Ю., Цай Ц.Ч., Крыжановский А.С.** 2018. Улучшение аэродинамики высокоскоростных поездов посредством микровдува // Теплофизика и аэромеханика. Т. 25, № 5. С. 701–714.
- Abbott I.H., von Doenhoff A.E.** 1959. Theory of wing sections including a summary of airfoil data. New York: Dover Publications. P. 124–187.
- Abdulla N.N., Jassim S.L.G.** 2010. Parametric study of suction or blowing effects on turbulent flow over a flat plate // J. Engin. Vol. 16, No. 4. P. 6164–6185.
- Abbas A., Vicente de J., Valero E.** 2013. Aerodynamic technologies to improve aircraft performance // Aerosp. Sci. and Technol. Vol. 28. P. 100–132.
- Akcayoz E.** 2010. Numerical investigation of flow control over an airfoil. Lambert Academic Publishing. 88 p.
- Al-Battal N., Cleaver D., Gursul I.** 2018. Lift reduction by counter flowing wall jets // Aerosp. Sci. Technol. Vol. 78. P. 682–695.
- Ashill P.R., Fulker J.L., Hackett K.C.** 2005. A review of recent developments in flow control // Aeronaut. J. Vol. 109, No. 1095. P. 205–232.
- Atzori M., Vinuesa R., Fahland G., Strohh A., Gatti D., Frohnapfel B., Schlatter P.** 2020. Aerodynamic effects of uniform blowing and suction on a NACA4412 airfoil // Flow Turbulence and Combustion. Vol. 105. P. 735–759.
- Atzori M., Vinuesa R., Strohh A., Gatti D., Frohnapfel B., Schlatter P.** 2021. Uniform blowing and suction applied to non-uniform adverse-pressure-gradient wing boundary layers // Physical Review Fluids. P. 113904-1–113904-25.
- Atzori M., Vinuesa R., Schlatter P., Gatti D., Strohh A., Frohnapfel B.** 2019. Effects of uniform blowing and suction on turbulent wing boundary layers // Proceedings of the European Drag Reduction and Flow Control Meeting (EDRFCM), March 26–29, 2019, Bad Herrenalb, Germany. P. 1, 2.
- Barry B., Parke S.J., Brown N.W., Riedel H., Sitzmann M.** 1994. The flight testing of natural and hybrid laminar flow nacelles // ASME Proceedings of the Intern. Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition, 13–16 June 1994, Hague, Neth, ASME 94-GT-408. June 1994. Paper 94-GT-408.
- Bauer M., Grund T., Nitsche W.** 2015. Experiments on active drag reduction on a complex outer wing model // AIAA J. Vol. 53, No. 7. P. 1774–1783.
- Beck N., Landa T., Seitz A., Boermans L., Liu Y., Radespiel R.** 2018. Drag reduction by laminar flow control // Energies. Vol. 11, No. 252. P. 1–28.
- Beliganur N.K., Raymond P.** 2007. Application of evolutionary algorithms to flow control optimization // Report of University of Kentucky 2007.
- Benini E., Biollo R., Ponza R.** 2011. Efficiency enhancement in transonic compressor rotor blades using synthetic jets. A numerical investigation // J. Appl. Energy. Vol. 88, No. 3. P. 953–962.
- Boeije C.S., de Vries H., Cleine I., van Emden E., Zwart G.G.M. et al.** 2009. Fluidic load control for wind turbine blades // 47th AIAA Aerospace Sci. Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 5–8 January 2009, Orlando, USA. AIAA Paper. No. 2009-684. P. 1–8;

- Bushnell, D.M.** 2003. Aircraft drag reduction — a review // *Proc. Inst. Mech. Eng. Pt G.: J Aerosp. Engng.* Vol. 217, No. 1. P. 1–18.
- Butler S.F.J., Guyett M.B.** 1957. Low-speed wind-tunnel tests on the De Havilland Sea Venom with blowing over the flaps. London, UK. 55 p.
- Cai J., Gao Z.X.** 2015. Numerical study on drag reduction by micro-blowing/suction compounding flow control on supercritical airfoil // *Procedia Engng.* Vol. 99. P. 613–617.
- Cesari G.S.** 2023. Active flow control of the turbulent boundary layer over a NACA4412 wing profile for skin friction drag reduction // KTH Royal Institute of Technology. KTH Thesis Report. 124 p.
- Chen C., Seele R., Wygnanski I.** 2013. Flow control on a thick airfoil using suction compared to blowing // *AIAA J.* Vol. 51, No. 6. P. 1462–1472.
- Chernyshev S.L., Kiselev A.Ph., Kuryachii A.P.** 2011. Laminar flow control research at TsAGI: Past and present // *Prog. Aerospace Sci.* Vol. 47. P. 169–185.
- Chyu M.K., Shih T.I.P., Willis B.P., Hwang D.P.** 1998. Skin friction reduction through micro blowing // *AIAA Paper.* No. 1998–0359.
- Compiled** by Jerry N. Hefner and Frances E. Sabo. 1987. Research in natural laminar flow and laminar-flow control // *NASA Conf. Publication 2487, Pt. 1.* Langley Research Center, Hampton, Virginia, March 16–19, 1987. 336 p.
- Cooperman A.M.** 2005. Wind tunnel testing of microtabs and microjets for active load control of wind turbine blades // Ph.D. dissertation, Mechanical and Aeronautical Engng Dept., University of California, Davis, 2005. 175 p.
- Critzos C.C., Heyson H.H., Boswinkle R.W. Jr.** 1955. Aerodynamic characteristics of NACA 0012 airfoil section at angles of attack from 0° to 180° // *NACA Technical Note 1955–3361.* 24 p.
- Dannenback R.E., Weiberg J.A.** 1952. Section characteristics of a 10.5-percent thick airfoil with area suction as affected by chordwise distribution of permeability // *NASA Technical Note 2847,* Ames Aeronautical Laboratory, Moffett Field, CA, Dec. 1952. 54 p.
- Dimmock N.A.** 1957. Some further jet flap experiments // *Aeronautical Research Council Technical Report, C.P.* No. 1957–345.
- Douvi C.E., Tsavalos I.A., Margaris P.D.** 2012. Evaluation of the turbulence models for the simulation of the flow over a National Advisory Committee for Aeronautics (NACA) 0012 airfoil // *J. Mech. Engin. Research.* Vol. 4, No. 3. P. 100–111.
- Eastern N., Albert S.** 1937. Airfoil section characteristics as affected by variations of the Reynolds number // *NACA TR 1937–586.* 64 p.
- Eto K., Kondo Y., Fukagata K., Tokugawa N.** 2019. Assessment of friction drag reduction on a Clark-Y airfoil by uniform blowing // *AIAA J.* Vol. 57. P. 2774–2782.
- Fahland G., Atzori M., Frede A., Stroth A., Frohnepfel B., Gatti D.** 2024. Drag assessment for boundary layer control schemes with mass injection // *Flow, Turbulence and Combustion.* Vol. 113, No. 1. P. 119–138.
- Fahland G., Gatti D., Frohnepfel B., Stroth A., Atzori M., Vinuesa R., Schlatter P.** 2019. RANS investigation of blowing and suction for turbulent flow control on a wing section // *European Drag Reduction and Flow Control Meeting (EDRFCM 2019),* Bad Herrenalb, Deutschland. 6 p.
- Fahland G., Gatti D., Stroth A., Frohnepfel B.** 2022. Implementation aspects of uniform blowing in turbulent boundary layers // 9th European Conf. for Aeronautics and Space Sci. (EUCASS). 10 p.
- Fahland G., Stroth A., Frohnepfel B., Atzori M., Vinuesa R., Schlatter P., Gatti D.** 2021. Investigation of blowing and suction for turbulent flow control on airfoils // *AIAA J.* Vol. 59, No. 11. P. 4422–4436.
- Fan Y., Atzori M., Vinuesa R., Gatti D., Schlatter P., Li W.** 2021. Decomposition of the mean friction drag on a NACA4412 airfoil under uniform blowing/suction. <https://www.researchgate.net/publication/352207292>. (Preprint June 2021). 25 p.
- Farhadi A., Rad E.G., Emdad H.** 2017. Aerodynamic multi-parameter optimization of NACA 0012 airfoil using suction/blowing jet technique // *Arab J. Sci. Engng.* Vol. 42. P. 1727–1735.
- Ferro M., Fallenius B.E., Fransson J.H.M.** 2017. On the turbulent boundary layer with wall suction // *Progress in Turbulence VII, Springer Proceedings in Physics 196.* P. 39–44.
- Gad-el-Hak M.** 2000. Flow control — passive, active and reactive flow management. Cambridge University Press, Cambridge. 417 p.
- Garner H.C., Rogers E.W.E., Acum W.E.A., Maskell E.C.** 1966. Subsonic wind tunnel wall corrections // *AGAR-Dograph.* Vol. 109. 466 p.
- Genc M.S., Keynak U., Yapici H.** 2011. Performance of transition model for predicting low Re aerofoil flows with-out/with single and simultaneous blowing and suction // *Eur. J. Mech. B Fluids.* Vol. 30, No. 2. P. 218–235.
- Gilling L., Sørensen N.** 2008. Large eddy simulations of an airfoil in turbulent inflow // *Abstracts 4 th PhD Seminar on Wind Energy in Europe 2008,* Aalborg University. P. 33–36.
- Glauert M.B.** 1947. The application of the exact method of aerofoil design // *ARC R & M No. 2683.* London, UK. 47 p.
- Goodarzi M., Rahimi M., Fereidouni R.** 2012. Investigation of active flow control over NACA 0015 airfoil via blowing // *Intern. J. Aerosp. Sci.* Vol. 1, No. 4. P. 57–63.
- Gregory N., O'Reilly C.L.** 1973. Low-speed aerodynamic characteristics of NACA 0012 airfoil section, including the effects of upper-surface roughness simulating hoar frost // *ARC R & M. No. 3726,* London, UK. 35 p.

- Guowei Y., Shanwu W., Ningyu L., Lixian Z.** 1997. Control of unsteady vertical lift on an airfoil by leading-edge blowing suction // ACTA Mechanica Sinica (English Series). Vol. 13, No. 4. P. 304–312.
- Hasanuzzaman G., Merbold S., Motuz V., Egbers C., Cuvier C., Foucaut J.-M.** 2018. Experimental investigation of active control in turbulent boundary layer using uniform blowing // 5th Intern. Conf. on Experimental Fluid Mechanics ICEFM 2018 Munich. Munich, Germany, July 2–4, 2018. 7 p.
- Heathcote D.J., Al-Battal N., Gursul I., Cleaver D.J.** 2015. Control of wing loads by means of blowing and mini-tabs // Proceedings Eur. Drag Reduction and Flow Control Meeting (EDRFCM 2015), 23–26 Mar. 2015, Cambridge. University of Cambridge, UK. P. 61, 62.
- Heathcote D.J., Cleaver D.J., Gursul I.** 2016. Aerodynamic load alleviation using mini-tabs // AIAA Paper. No. 2016–0325.
- Hills D.** 2008. The airbus challenge // EADS Engng Europe, Budapest 9–10th May, 2008. 41 p.
- Hirokawa S., Eto K., Fukagata K., Tokugawa N.** 2020. Experimental investigation on friction drag reduction on an airfoil by passive blowing // J. Fluid Sci. and Technology. Vol. 15, No. 2. P. 1–9.
- Hirokawa S., Ohashi M., Eto K., Fukagata K., Tokugawa N.** 2020. Turbulent friction drag reduction on Clark-Y airfoil by passive uniform blowing // AIAA J. Vol. 58, No. 9. P. 4178–4180.
- Hosseini S.M., Vinuesa R., Schlatter P., Hanifi A., Henningson D.S.** 2016. Direct numerical simulation of the flow around a wing section at moderate Reynolds number // Intern. J. Heat Fluid Flow. Vol. 61. P. 117–128.
- Huang L., Huang P.G., LeBeau R.P.** 2004. Numerical study of blowing and suction control mechanism on NACA 0012 airfoil // AIAA J. Vol. 41, No. 1. P. 1–9.
- Hunter P.A., Johnson H.I.** 1954. A flight investigation of the practical problems associated with leading-edge suction // NACA TN-3062, Washington, D.C. 43 p.
- Hwang D.** 2004. Review of research into the concept of the microblowing technique for turbulent skin friction reduction // Prog. Aerospace Sci. Vol. 40. P. 559–575.
- Jacobs E., Sherman A.** 1937. Airfoil section characteristics as affected by variations of the Reynolds number // NACA Rept. Vol. 586, No. 231. P. 227–267.
- Jensch C., Pfingsten K.C., Radespiel R.** 2010. Numerical investigation of leading edge blowing and optimization of the slot geometry for a circulation control airfoil // Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design. Springer, Berlin, Heidelberg. Vol. 112. P. 183–190.
- Jones B.M.** 1936. The measurement of profile drag by the pitot-traverse method // ARC R & M. No. 1668. 46 p.
- Joslin R.D.** 1998. Overview of laminar flow control // NASA/TP No. 208705. 142 p.
- Kametani Y., Fukagata K.** 2011. Direct numerical simulation of spatially developing turbulent boundary layers with uniform blowing or suction // J. Fluid Mech. Vol. 681. P. 154–172.
- Kametani Y., Fukagata K., Orlu R., Schlatter Ph.** 2015. Effect of uniform blowing/suction in a turbulent boundary layer at moderate Reynolds number // Intern. J. Heat Fluid Flow. Vol. 55. P. 132–142.
- Khaboshan H.N., Yousefi E., Svorcan J.** 2022. Analysis of the turbulent boundary layer and skin-friction drag reduction of a flat plate by using the micro-blowing technique // J. Applied Mechanics and Technical Physics. Vol. 63, No. 3. P. 425–436.
- Kim S.H., Kim C.** 2009. Separation control on NACA 23012 using synthetic jet // Aerospace. Sci. Techn. Vol. 13, No. 4. P. 172–182.
- Kornilov V.I.** 2015. Current state and prospects of researches on the control of turbulent boundary layer by air blowing // Prog. Aerospace Sci. Vol. 76. P. 1–23.
- Kornilov V.** 2021. Combined blowing/suction flow control on low-speed airfoils // Flow, Turbulence and Combustion. Vol. 106. P. 81–108.
- Kornilov V.I., Boiko A.V.** 2012. Efficiency of air microblowing through microperforated wall for flat plate drag reduction // AIAA J. Vol. 50, No. 3. P. 724–732.
- Kornilov V.I., Boiko A.V.** 2014. Flat-plate drag reduction with streamwise noncontinuous microblowing // AIAA J. Vol. 52, No. 1. P. 93–103.
- Kornilov V.I., Boiko A.V.** 2017. The problem of modeling the process of air blowing through finely perforated wall for skin friction reduction // AIP Conf. Proceedings. Vol. 1893, Iss. 1. P. 020002-1–020002-5.
- Kornilov V.I., Shkvar E.A.** 2023. Methodological aspects of airfoil flow control by means of distributed mass transfer // AIP Conf. Proceedings 2504. P. 030027-1 –030027-6.
- Krishnan K.S.G., Bertram O., Seibel O.** 2017. Review of hybrid laminar flow control systems // Prog. Aerospace Sci. Vol. 93. P. 24–52.
- Ladson C.L.** 1957. Two-dimensional airfoil characteristics of four NACA 6A-series airfoils at transonic Mach numbers up to 1.25 // NACA Reports and Memoranda No. L57F05. 46 p.
- Li J., Lee C.-H., Jia L., Li X.** 2009. Numerical study on the flow control by micro-blowing // AIAA Paper. No. 2009–779.
- Lin Y.-L., Chyu M.K., Shih T.-P., Willis B.P., Hwang D.P.** 1998. Skin-friction reduction through micro blowing. AIAA Paper. No. 98–0359.
- Liu P.Q., Duan H.S., Chen J.Z., He Y.W.** 2010. Numerical study of suction-blowing flow control technology for an airfoil // J. Aircraft. Vol. 47, No. 1. P. 229–239.

- Lockwood V.E., Vogler R.D.** 1958. Exploratory wind tunnel investigation at high subsonic and transonic speeds of jet flaps on unswept rectangular wings // NACA Technical Note No. 1958-4353. 38 p.
- Lord W.K., Zysman S.H., Tillman T.G., Johnson W.A.** 1995. Laminar flow control experiment on a large-scale nacelle model // Pratt & Whitney Report PWA 6420-55, Dec. 1995.
- Mahfoze O.A., Laizet S., Wynn A.** 2018. Bayesian optimisation of intermittent wall blowing for drag reduction of a spatially evolving turbulent boundary layer // Proceedings Tenth Int. Conf. on Computational Fluid Dynamics, Barcelona, Spain, July 9–13, 2018. P. 1–17.
- McCroskey W.J.** 1987. A critical assessment of wind tunnel results for the NACA0012 airfoil // USAAVSCOM Technical Report 87-A-5. 23 p.
- Meroney R.N., Bradshaw P.** 1975. Turbulent boundary layer growth over a longitudinally curved surface // AIAA J. Vol. 13, No. 11. P. 1448–1453.
- Miura S., Ohashi M., Fukagata K., Tokugawa N.** 2021. Drag reduction by uniform blowing on the pressure surface of an airfoil // AIAA J. Vol. 60, Iss. 4. P. 2241–2250.
- Moffat R.J., Kays W.M.** 1968. The turbulent boundary layer on a porous plate: experimental heat transfer with uniform blowing and suction // Intern. J. Heat Mass Transf. Vol. 11, No. 10. P. 1547–1566.
- Nabae Y., Fukagata K.** 2024. Theoretical and numerical analyses of uniform blowing and suction in turbulent plane Couette flow // 12th Intern. Symp. on Turbulence and Shear Flow Phenomena (TSFP12) Osaka, Japan (Online), July 19–22, 2022. Intern. J. Heat: Engng, Physics.
- Nae C.** 1998. Synthetic jets influence on NACA0012 airfoil at high angle of attacks // AIAA Paper. No. 1998-4523.
- Ohashi M., Morita Y., Hirokawa S., Fukagata K., Tokugawa N.** 2020. Parametric study toward optimization of blowing and suction locations for improving lift-to-drag ratio on a Clark-Y airfoil // J. Fluid Sci. and Technology. Vol. 15, No. 2. P. 1–10.
- Pearce W.E., McNay D.E., Thelander J.A.** 1984. Laminar flow control; Leading edge glove; Flight test article development // NASA Report No. CR-1621T. 109 p.
- Preston J.H., Gregory N., Rawcliffe A.G.** 1948. The theoretical estimation of power requirements for slot-suction aerofoils with numerical results for two thick griffith type sections // ARC R & M No. 1577, London, UK. 29 p.
- Purohit S.C.** 1987. Effect of vectored suction on a shock-induced separation // AIAA J. Vol. 25. P. 759, 760.
- Ravindran S.S.** 1999. Active control of flow separation over an airfoil // Tech. Rep. TM 1999-209838, NACA Langley Research Center.
- Rizzetta D.P., Visbal M.R., Stank M.J.** 1999. Numerical investigation of synthetic jet flow fields // AIAA J. Vol. 37, No. 8. P. 919–927.
- Rosas C.R.** 2005. Numerical simulation of flow separation control by oscillator fluid injection // Doctor of Philosophy Thesis, A & M University, Texas.
- Rumsey C.L., Nishino T.** 2011. Numerical study comparing RANS and LES approaches on a circulation control airfoil // Intern. J. Heat Fluid Flow. Vol. 32, No. 5. P. 847–864.
- Sahni O., Wood J., Jansen K.E., Amitay M.** 2011. 3-D interactions between a finite-span synthetic jet and a cross-flow // J. Fluid Mech. Vol. 671. P. 254–287.
- Schrauf G.** 2005. Status and perspectives of laminar flow // The Aeronautical J. P. 639–644.
- Schrauf G.** 2006. Key aerodynamic technologies for aircraft performance improvement // 5th Community Aeronautics Days 19–21 June 2006, Project No TC 2-2001-53003. P. 1–23.
- Sheldahl R.E., Klimas P.C.** 1981. Aerodynamic characteristics of seven airfoil sections through 180 degrees angle of attack for use in aerodynamic analysis of vertical axis wind turbines // Sandia National Labs., Rept. SAND80-2114, Albuquerque, NM. 111 p.
- Shkvar Ye., Kryzhanovskiy A., Kandume J., Islam M.** 2024b. Theoretical and engineering aspects of mass exchange through a permeable streamlined surface layers // Proceedings Topical Problems of Fluid Mechanics, Prague, 2024 / Ed. by D. Šimurda and T. Bodnár. P. 207–212.
- Shkvar Ye., Shiju E., Kryzhanovskiy A., Redchys D.** 2024a. Various blowing-suction schemes for manipulating turbulent boundary layers // Transactions on Aerospace Research. Vol. 274, No. 1. P. 19–28.
- Shmilovich A., Yadlin Y., Whalen E.** 2014. Computational evaluation of flow control for enhanced control authority of a vertical tail // Proceedings 29th Congr. Intern. Council Aeronautical Sci., Sept. 7–12, 2014, St. Petersburg, Russia. Vol. 2. P. 1446–1456.
- Shojaefard M.H., Noorpoor A.R., Avanesians A., Ghaffarpour M.** 2005. Numerical investigation of flow control by suction and injection on a subsonic airfoil // Am. J. Appl. Sci. Vol. 2, No. 10. P. 1474–1480.
- So R.M.C., Mellor G.L.** 1973. Experiment on convex curvature effects in turbulent boundary layers // J. Fluid Mech. Vol. 60. P. 43–62.
- Spalart P., Venkatakrishnan V.** 2016. On the role and challenges of CFD in the aerospace industry // Aeronautical J. New Series. Vol. 120, No. 1223. P. 209–232.
- Svorcan J., Wang J.M., Griffin K.P.** 2022. Current state and future trends in boundary layer control on lifting surfaces // Advances in Mechanical Engng — a Review. Vol. 14, No. 7. P. 1–23.
- Tillman T.G., Hwang D.P.** 1999. Drag reduction on a large-scale nacelle using a microblowing technique // AIAA Paper. No. 1999-0130.

- Traub L.W., Miller A.C., Rediniotis O.** 2004. Comparisons of a gurney and jet flap for hingeless control // *J. Aircraft*. Vol. 41, No. 2. P. 420–423.
- Tuck A., Soria J.** 2006. Active flow control over a NACA 0015 airfoil using a ZNMF jet // *Proceedings 15th Australasian Fluid Mechanics Conf., Sydney, Australia 13–17 Dec. 2004. The University of Sydney, Sydney NSW 2006, Australia*. 4 p.
- Vinuesa R., Lehmkühl O., Lozano-Durán A., Rabault J.** 2022. Flow control in wings and discovery of novel approaches via deep reinforcement learning // *Fluids*. Vol. 7, No. 2. 62. P. 1–15.
- Wang C., Sun M.** 2000. Separation control on a thick airfoil with multiple slots blowing at small speeds // *Acta Mechanica*. Vol. 143. P. 215–227.
- Weiberg J.A., Dannenberg R.E.** 1954. Section characteristics of an NACA 0006 airfoil with area suction near the leading edge // *NASA Technical Note 3285, Ames Aeronautical Laboratory, Moffett Field, CA*. 48 p.
- Wilcox D.C.** 2006. Turbulence modeling for CFD. Third edition. DCW Industries. 522 p.
- Williams J., Alexander A.J.** 1956. Pressure-plotting measurements on an 8 percent thick aerofoil with trailing edge flap blowing // *ARC Reports and Memoranda No. 3087, London, UK*. 36 p.
- Williams J., Alexander A.J.** 1957. Wind-tunnel investigation of trailing flap blowing on a 5 per cent thick 60° delta wing // *Unpublished N.P.L. Series Aero. No. 321*. 31 p.
- Wiriadidjaja S., Rafie M.A.S., Romli F.I., Ariff O.K.** 2012. Aerodynamic interference correction methods case: Subsonic closed wind tunnels // *Appl. Mech. and Materials*. Vol. 225. P. 60–66.
- Wolf W.R., Azevedo J.L.F., Lele S.K.** 2012. Convective effects and the role of quadrupole sources for aerofoil aeroacoustics // *J. Fluid Mech.* Vol. 708. P. 502–538.
- Wong C., Kontis K.** 2007. Flow control by spanwise blowing on a NACA 0012 airfoil // *J. Aircr.* Vol. 44, No. 1. P. 338–340.
- Wood R.** 2004. Impact of advanced aerodynamic technology on transportation energy consumption // *SAE Intern.* 2004, Technical Paper 2004-01-1306. 21 p.
- Wu J.Z., Lu X.Y., Denny A.G., Fan M., Wu J.M.** 1998. Post-stall flow control on an airfoil by local unsteady forcing // *J. Fluid Mech.* Vol. 371. P. 21–58.
- Yagiz B., Kandil O., Pehlivanoglu Y.V.** 2012. Drag minimization using active and passive flow control techniques // *Aerosp. Sci. and Techn.* Vol. 17, No. 1. P. 21–31.
- Yang C., Liu Yu, Yang Ya., Arcondoulis G.J.E., Guo J., Maryami R.** Numerical investigation of airfoil self-noise control by trailing-edge blowing // *28th AIAA/CEAS Aeroacoustics 2022 Conf. June 14–17, 2022, Southampton, UK*. P. 1–18.
- You D., Moin P.** 2008. Active control of flow separation over an airfoil using synthetic jets // *J. Fluids Structures*. Vol. 24, No. 8. P. 1349–1357.
- Yousefi K., Saleh R.** 2014. The effects of trailing edge blowing on aerodynamic characteristics of the NACA 0012 airfoil and optimization of the blowing slot geometry // *J. Theor. Appl. Mech.* Vol. 52, No. 1. P. 165–179.
- Yousefi K., Saleh R.** 2015. Three-dimensional suction flow control and suction jet length optimization of NACA 0012 wing // *J. Meccanica*. Vol. 50, No. 6. P. 1481–1494.
- Yousefi K., Saleh R., Zahedi P.** 2013a. Numerical investigation of suction and length of suction jet on aerodynamic characteristics of the NACA 0012 airfoil // *Intern. J. Materials, Mechanics and Manufacturing*. Vol. 1, No. 2. P. 136–142.
- Yousefi K., Saleh R., Zahedi P.** 2013b. Numerical study of flow separation control by tangential and perpendicular blowing on the NACA 0012 airfoil // *Intern. J. Engin.* Vol. 7, No. 1. P. 10–24.
- Yousefi K., Saleh R., Zahedi P.** 2014. Numerical study of blowing and suction slot geometry optimization on NACA 0012 airfoil // *J. Mech. Sci. Technol.* Vol. 28, No. 4. P. 1297–1310.
- Zhang F., Chen S., Khalid M.** 2004. Optimization of transonic wing with fuselage by real-coded genetic algorithm // *10th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference, Albany, NY, 30 August–1 September 2004*.

*Статья поступила в редакцию 25 июня 2024 г.,
принята к публикации 8 ноября 2024 г.*