

УДК 532.526.5

## **Глобальный отклик областей отрыва ламинарного потока на локальные возмущения течения (обзор)\***

**А.В. Довгаль, Б.Ю. Занин, В.В. Козлов**

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

E-mail: [dovgal@itam.nsc.ru](mailto:dovgal@itam.nsc.ru), [zanin@itam.nsc.ru](mailto:zanin@itam.nsc.ru)

Настоящая работа объединяет экспериментальные данные, полученные с участием ее авторов, по управлению отрывным обтеканием моделей крыла при низких дозвуковых скоростях потока. Рассматриваются возможные способы сокращения размеров зоны отрыва с использованием нестационарных и стационарных гидродинамических возмущений. Результаты исследований, выполненных в нескольких аэродинамических трубах на тестовых моделях различного удлинения, показывают, что модифицировать обтекание крыла удастся при возбуждении течения на его ограниченном участке, много меньшем трансверсального размера отрывной области. В основе такого подхода к управлению течением с отрывом ламинарного пограничного слоя — зависимость его крупномасштабной структуры от пространственно локализованных возмущений потока.

**Ключевые слова:** прямое крыло, отрыв потока, управление отрывом.

### **Введение**

Разнообразным условиям возникновения отрыва потока, которые определяются формой тела, числами Маха и Рейнольдса, состоянием отрывающегося течения и спектром внешних возмущений, соответствует широкий набор методов пассивного и активного управления отрывом, основанных на тех или иных физических принципах (Чжен, 1979; Gad-el-Hak, Bushnell, 1991; Gad-el-Hak, 2000). В ходе многолетнего изучения отрывных течений некоторые методы управления их характеристиками были доведены до практического использования, другие находятся в стадии разработки.

Ниже обсуждается реакция течений с отрывом ламинарного пограничного слоя несжимаемого газа на пространственно локализованные периодические во времени и стационарные возмущения поля скорости. Результаты аэродинамических экспериментов показывают, что значительный интегральный эффект управления отрывным течением достигается при его точечном возбуждении. В настоящей статье суммированы полученные ее авторами в разное время опытные данные

---

\* Работа выполнена при финансовой поддержке Мин. образования и науки РФ (грант РНП.2.1.2.541), РФФИ (№ 11-01-00292-а) и Гос. контракта (№ 14.740.11.0354).

по обтеканию моделей прямого крыла при малых числах Рейнольдса, обосновывающие принципиальную возможность такого подхода к управлению отрывом потока.

### Нелокальность взаимодействия отрывных течений с гидродинамическими возмущениями

Особенность областей отрыва пограничного слоя, представляющая интерес в контексте настоящей работы, заключается в том, что возникающие в них возмущения среднего во времени поля скорости распространяются вверх по потоку и в поперечном ему направлении на протяженном участке течения, сказываясь на его крупномасштабной структуре. Это свойство отрывных областей иллюстрируется на рис. 1, где показана реакция течения с отрывом пограничного слоя на прямом крыле на гармоническое во времени возбуждение (Гилев и др., 1984). В данном случае, согласно пневмо- и термоанемометрическим результатам исследования, ламинарный поток отрывается на расстоянии  $x/c \approx 0,57$  от передней кромки крыла, где  $c$  — его хорда, с последующим турбулентным присоединением вблизи  $x/c = 0,71$ . Колебания пограничного слоя генерируются через миниатюрное отверстие в поверхности экспериментальной модели в сечении  $x/c = 0,15$ . Первоначальное затухание волновых возмущений на участке отрицательного продольного градиента давления сменяется их усилением в зоне торможения потока при  $x/c > 0,45$ .

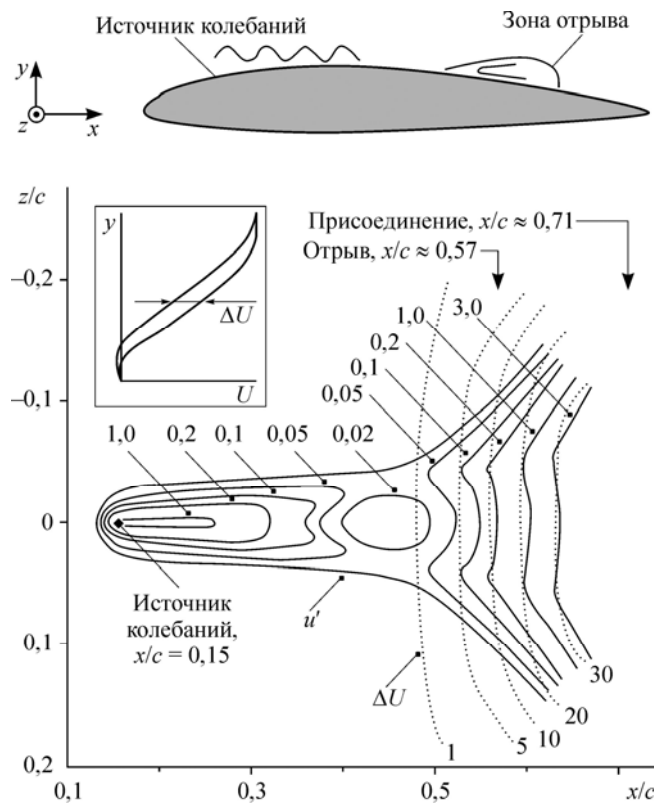


Рис. 1. Искажение профилей продольной компоненты средней скорости на модели крыла при возбуждении в пограничном слое пространственного пакета волн неустойчивости. Контурные максимальных возмущений среднего течения (пунктирные линии) и амплитуд гармонических колебаний (сплошные линии) в процентах скорости набегающего потока  $U_\infty$ ; число Рейнольдса по хорде крыла  $Re_c = U_\infty c / \nu = 270000$ , частота колебаний  $St = fc / U_\infty = 10,4$ .

Стимулируя переход к турбулентности за линией отрыва, нарастающие колебания воздействуют на процесс присоединения оторвавшегося слоя, что приводит к глобальному изменению среднего течения у поверхности крыла. Примечательно, что максимальное отклонение средней скорости от ее исходной величины ( $\Delta U$ ) в зоне распространения колебаний многократно превышает их местную максимальную амплитуду ( $u'$ ). Кроме того, течение в области отрыва и в предотрывном пограничном слое оказывается возмущенным за пределами распространения пакета волн неустойчивости.

С одной стороны, подобное явление можно расценивать как результат взаимодействия зоны отрыва с внешним невязким потоком, которое отражается на поле давления в ее окрестности; другое объяснение — перенос возмущений на пристенном участке течения при достаточно большой интенсивности возвратного тока вблизи обтекаемой поверхности. Именно эта особенность отрывных течений, отличающая их от квазипараллельных пристенных и свободных пограничных слоев, позволяет использовать рассматриваемые здесь способы локального управления отрывом потока.

### Предотвращение срыва потока с передней кромки крыла периодическим возбуждением течения

Задача, вызывающая интерес большой группы исследователей, — поиск перспективных методов управления обтеканием крыла на закритических углах атаки, когда появление крупномасштабной отрывной зоны на его подветренной стороне сопровождается катастрофическим изменением аэродинамических характеристик несущей поверхности. Один из способов, опробованный в многочисленных экспериментах, заключается в периодическом возбуждении течения с применением различных источников колебаний, способствующих его турбулизации и вихреобразованию за точкой отрыва ламинарного потока. Таким образом удается уменьшить средние во времени размеры отрывной зоны вплоть до устранения срыва потока с передней кромки крыла (рис. 2).

Ряд авторов использовали в качестве управляющих колебаний акустические волны от внешних, по отношению к тестовым моделям, источников в звуковом (Collins, Zelenevitz, 1975; Каравосов, Прозоров, 1976; Moss, 1979; Collins, 1981; Ahuja, Burrin, 1984; Козлов, 1985; Zaman et al., 1987; Marchman III et al., 1987; Nishioka et al., 1990; Kozlov et al., 1991; Занин и др., 1992; Zaman, 1992) и ультразвуковом (Жигулев, Федоров, 1990) диапазонах. В этом случае предотвращение срыва потока достигается акустической генерацией возмущений завихренности, нарастающих в оторвавшемся слое сдвига вследствие его гидродинамической неустойчивости. Для получения требуемого результата управления на углах атаки крыла, близких к критическому, достаточно слабоинтенсивного воздействия, которое инициирует волны неустойчивости оторвавшегося слоя, описываемые линейной теорией устойчивости.

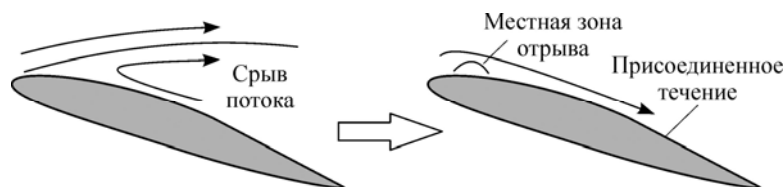


Рис. 2. Переход от срыва потока к безотрывному обтеканию прямого крыла на большей части его поверхности.

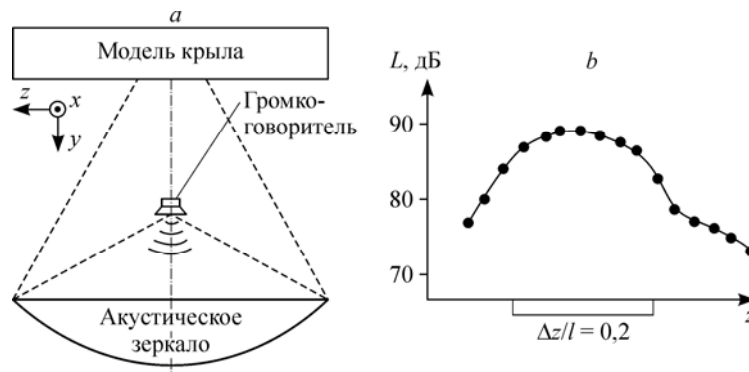


Рис. 3. Схема генерации звуковых колебаний потока (а) и распределение уровня звукового давления по размаху модели вблизи ее поверхности (b).

В данной версии активного управления срывом потока заметного сокращения отрывной зоны можно добиться акустическим возбуждением, сконцентрированным на сравнительно малом участке течения. В экспериментах (Kozlov et al., 1993), при испытании модели прямого крыла с хордой  $c = 0,6$  м и размахом  $l = 1,86$  м (профиль NASA 4415), звуковые колебания генерировались динамическим громкоговорителем, расположенным вне потока в открытой рабочей части аэродинамической трубы, и фокусировались на поверхности модели вблизи ее передней кромки с помощью акустического зеркала (рис. 3).

Результаты визуализации обтекания модели методом шелковинок и соответствующие им схематические изображения структуры течения приведены на рис. 4. В отсутствие внешнего гармонического воздействия на передней кромке крыла возникает срыв потока с образованием крупномасштабной отрывной зоны (рис. 4, а). При ее облучении звуковыми колебаниями в частотном диапазоне линейной неустойчивости оторвавшегося слоя сдвига происходит существенное уменьшение области оторвавшегося течения (рис. 4, b, c), причем максимальный эффект наблюдается при фокусировке звукового пучка в центральной части крыла (см. рис. 4, b).

Альтернатива внешним акустическим колебаниям при управлении срывом потока — периодические возмущения, генерируемые через поперечные щели или ряд отверстий в поверхности крыла, расположенные вблизи его передней кромки

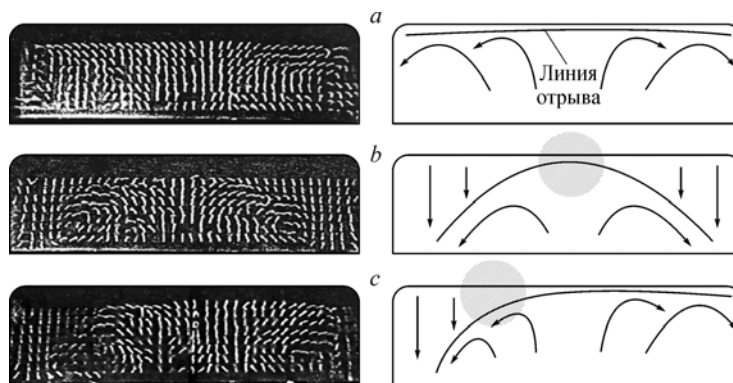


Рис. 4. Визуализация и соответствующие ей схемы невозмущенного (а) и подверженного акустическому возбуждению (b, c) обтекания крыла; угол атаки  $\alpha = 24,5^\circ$ , число Рейнольдса  $Re_c = 580000$ , штриховкой отмечены области фокусировки звуковых колебаний на частоте  $St = 80$ , поток направлен сверху вниз.

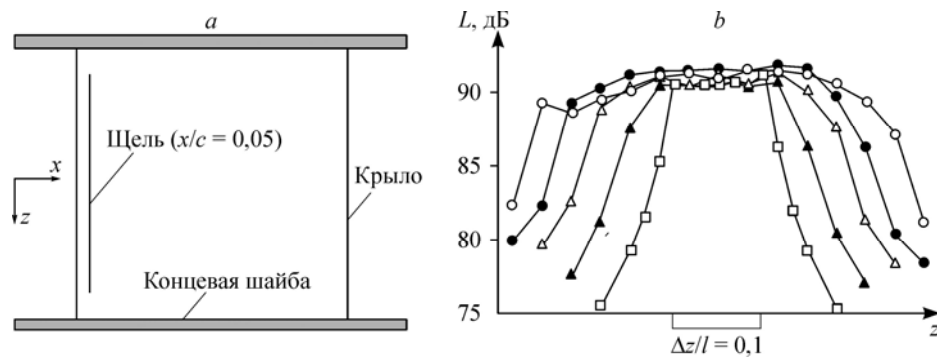


Рис. 5. Модель крыла (а) и распределения уровня звукового давления над щелью на частоте возбуждения  $St = 2,3$  при переменной длине участка генерации возмущений  $s/l = 0,40$  (○), 0,33 (●), 0,27 (△), 0,20 (▲) и 0,13 (□).

(Collins, 1981; Huang et al., 1987; Hsiao et al., 1990; Chang et al., 1992; Dovgal, 1993; Hsiao et al., 1994). В этом случае эффективным оказывается возбуждение длинноволновых осцилляций отрывного течения с частотами на порядок величины меньшими, чем при использовании удаленных акустических источников, стимулирующих неустойчивость и переход к турбулентности в оторвавшемся пограничном слое (Huang et al., 1987; Hsiao et al., 1990; Dovgal, 1993).

Воздействие индуцируемых таким способом пространственно локализованных колебаний на срыв потока изучалось на тестовой модели, представляющей собой снабженное концевыми шайбами прямое крыло ( $c = l = 0,3$  м, профиль *NACA 0012*) (Dovgal, Grosche, 1994). Гармонические во времени возмущения отрывного течения порождали нестационарным вдувом/отсосом воздуха на выделенных участках узкой щели в поверхности модели, экспериментальные данные были получены при переменной длине участков генерации  $s$  в поперечном потоку направлении (рис. 5).

В итоге пневмометрического исследования было установлено, что возбуждение течения сопровождается подавлением срыва потока на полном размахе крыла с образованием мелкомасштабной отрывной зоны вдоль его передней кромки и присоединенным пограничным слоем на остальной поверхности модели (см. рис. 2). Распределения давления по поверхности модели, характерные для этих двух режимов течения, показаны на рис. 6. Требуемая для предотвращения срыва интенсивность периодического воздействия растет с уменьшением размера источника колебаний, минимальная протяженность которого в экспериментальных условиях

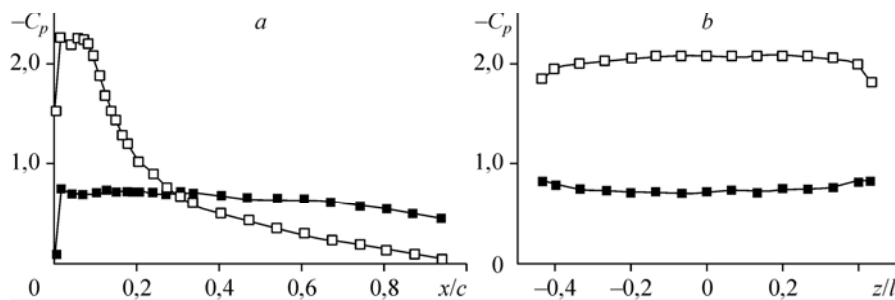


Рис. 6. Коэффициент давления в центральном сечении модели (а) и на фиксированном расстоянии  $x/c = 0,065$  от передней кромки (б) при срыве потока (■) и в условиях его присоединения (□); угол атаки  $\alpha = 15^\circ$ , число Рейнольдса  $Re_c = 140000$ , частота колебаний  $St = 1,7$  (а); 2,3 (б).

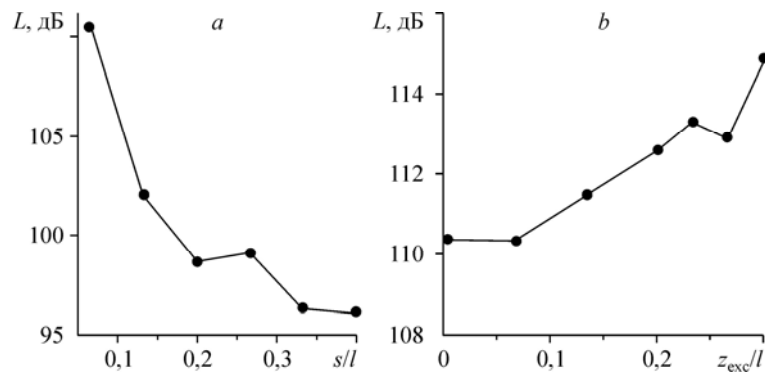


Рис. 7. Минимальный уровень звукового давления над источниками колебаний, соответствующий переходу от срыва потока к присоединенному течению. Источники переменной протяженности в центре модели (а) и фиксированной длины  $s/l = 0,07$ , смещенные по размаху крыла относительно его центрального сечения на расстояние  $z_{exc}$  (б); угол атаки  $\alpha = 15^\circ$ , число Рейнольдса  $Re_c = 140000$ , частота колебаний  $St = 2,3$ .

(Dovgal, Grosche, 1994) составляла  $s/l = 0,07$  (рис. 7). Наиболее целесообразным, аналогично использованию сфокусированных акустических волн внешнего потока, признано возбуждение течения в центральной части крыла по его размаху, когда присоединение потока происходит при наименьшем уровне генерируемых возмущений.

### Управление срывом потока стационарными возмущениями течения

Наряду с волновыми, периодическими во времени возмущениями, к радикальному изменению структуры отрывного течения могут приводить его локальные стационарные искажения, генераторами которых служат, например, неоднородности обтекаемой потоком поверхности. Рис. 8 иллюстрирует влияние, которое оказывает на срыв потока коническое препятствие, расположенное на экспериментальной модели крыла ( $c = 0,1$  м,  $l = 0,2$  м) вблизи линии отрыва. Данные получены в дополнение результатов исследований (Занин и др., 1997) при визуализации

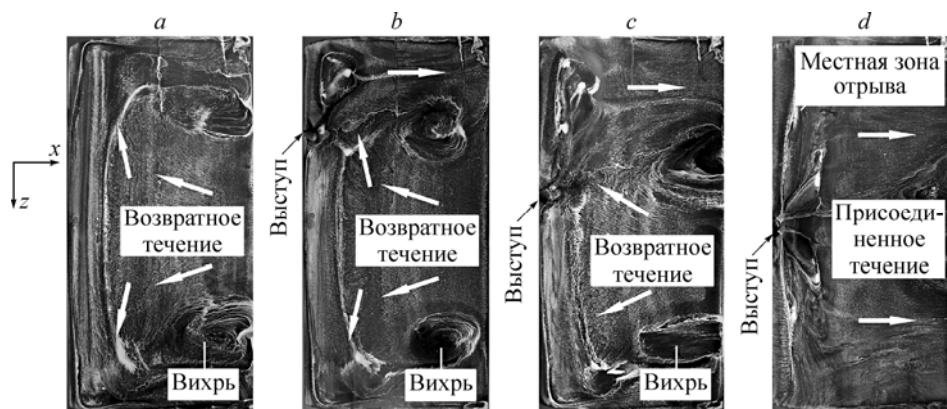


Рис. 8. Обтекание крыла при срыве потока с его передней кромки (а), модифицированное коническим препятствием, расположенным на поверхности модели (b–d); угол атаки  $\alpha = 13^\circ$ , число Рейнольдса  $Re_c = 97000$ , диаметр основания конуса —  $0,06c$ , высота —  $0,1c$ , поток направлен слева направо.

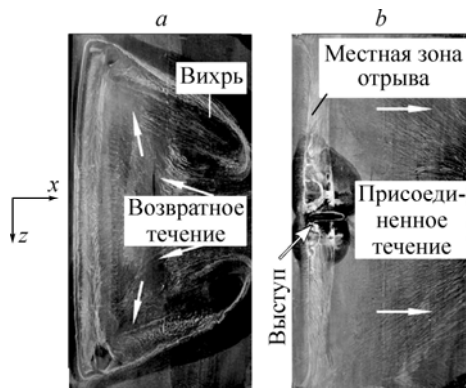


Рис. 9. Срыв потока с передней кромки крыла (а), предотвращенный продольным выступом поверхности модели (b); угол атаки  $\alpha = 20^\circ$ , число Рейнольдса  $Re_c = 70000$ , длина выступа —  $0,20c$ , ширина —  $0,04c$ , высота —  $0,03c$ , поток направлен слева направо.

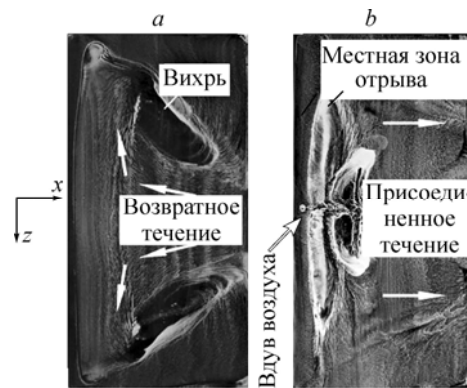


Рис. 10. Срыв потока с передней кромки крыла (а), предотвращенный стационарным вдувом газа через поверхность модели (b); угол атаки  $\alpha = 14^\circ$ , число Рейнольдса  $Re_c = 77000$ , поток направлен слева направо.

осредненного во времени поля скорости в пристенном слое смесью порошка двуокиси титана с керосином, нанесенной на поверхность модели. Возмущение разрушает трехмерное крупномасштабное вихревое движение, характерное для срыва потока (рис. 8, а), и вызывает переход к присоединенному течению, доля которого возрастает по мере перемещения препятствия к центральному сечению крыла (рис. 8, b–d). Схожее наблюдение было сделано на этой же модели в работе (Павленко и др., 2010), когда стационарная деформация зоны отрыва создавалась установленным на крыле продольным выступом (рис. 9). В условиях экспериментов (Занин и др., 1997; Павленко и др., 2010) минимальные линейные размеры управляющих устройств, обеспечивающих присоединение потока, были на порядок величины меньше трансверсального масштаба отрывного течения.

Таким же эффектом обладает стационарный вдув воздуха через поверхность крыла вблизи его передней кромки (Занин и др., 2007). Результаты визуализации обтекания экспериментальной модели ( $c = 0,1$  м,  $l = 0,2$  м) показаны для этого случая на рис. 10; подача воздуха в пристенную зону течения осуществлялась с объемным расходом  $2,4$  см<sup>3</sup>/с из отверстия диаметром  $0,01$  с. Вдув газа на середине размаха крыла, равно как уединенные неоднородности обтекаемой поверхности, вызывает ощутимое сокращение области оторвавшегося потока.

### Заключение

Экспериментальные исследования отрывного обтекания моделей прямого крыла, результаты которых подытожены в настоящей работе, охватывают ряд способов подавления срыва потока, опробованных в диапазоне чисел Рейнольдса от 70000 до 580000. Приведенные примеры управления течением, допускающие различные интерпретации механизма взаимодействия гидродинамических возмущений с зоной отрыва, объединяет то, что сокращение ее размеров достигается сосредоточенными в пространстве управляющими воздействиями. В основе такой возможности лежит вынесенный в название работы глобальный отклик отрывных течений на стационарные и нестационарные неоднородности потока. Результативность применения рассмотренных способов управления определяется помимо прочего (формы крыла, угла атаки, числа Рейнольдса, возможных концевых эффектов и степени турбулентности внешнего потока) местом фокусировки

возмущений на обтекаемой поверхности. Закономерность, обнаруженная в испытаниях моделей с удлинением от 1,0 до 3,1, заключается в том, что вне зависимости от вида управляющего воздействия максимальный эффект достигается при возбуждении течения в центральных сечениях крыла.

### Список литературы

- Гилёв В.М., Довгаль А.В., Козлов В.В.** Развитие волнового пакета в пограничном слое с градиентом давления // Препринт. Новосибирск: ИТПМ СО АН СССР, 1984. № 6-84. 15 с.
- Жигулев С.В., Федоров А.В.** Исследование влияния ультразвукового акустического поля на отрыв пограничного слоя на профиле // Уч. зап. ЦАГИ. 1990. Т. XXI, № 6. С. 58–66.
- Занин Б.Ю., Зверков И.Д., Козлов В.В., Павленко А.М.** О новых методах управления дозвуковыми отрывными течениями // Вестник НГУ. Серия: Физика. 2007. Т. 2, Вып. 1. С. 10–18.
- Занин Б.Ю., Козлов В.В., Лушин В.Н.** Управление отрывом потока на прямом и скользящем крыле при помощи звукового воздействия // Сибирский физ.-техн. журн. 1992. Вып. 3. С. 32–36.
- Занин Б.Ю., Козлов В.В., Маврин О.В.** О способе управления глобальным отрывом потока // Теплофизика и аэромеханика. 1997. Т. 4, № 4. С. 381–385.
- Каравосов Р.К., Прозоров А.Г.** Влияние звукового облучения на обтекание крыла при малых числах Рейнольдса // Тр. ЦАГИ. 1976. Вып. 1790. С. 12–23.
- Козлов В.В.** Отрыв потока от передней кромки и влияние на него акустических возмущений // ПМТФ. 1985. № 2. С. 112–115.
- Павленко А.М., Занин Б.Ю., Катасонов М.М., Зверков И.Д.** Преобразование структуры отрывного течения с помощью локального воздействия // Теплофизика и аэромеханика. 2010. Т. 16, № 1. С. 17–22.
- Чжен П.** Управление отрывом потока. М.: Мир, 1979. 552 с.
- Ahuja K.K., Burrin R.H.** Control of flow separation by sound // AIAA Paper. 1984. No. 84-2298.
- Chang R.C., Hsiao F.-B., Shyu R.-N.** Forcing level effects of internal acoustic excitation on the improvement of airfoil performance // J. Aircraft. 1992. Vol. 29. P. 823–829.
- Collins F.G.** Boundary-layer control on wings using sound and leading-edge serrations // AIAA J. 1981. Vol. 19. P. 129–130.
- Collins F.G., Zelenevitz J.** Influence of sound upon separated flow over wings // AIAA J. 1975. Vol. 13. P. 408–410.
- Dovgal A.V.** Control of leading-edge separation on an airfoil by localized excitation // DLR-FB. 1993. No. 93-16. 54 p.
- Dovgal A.V., Grosche F.-R.** Internal-sound technique for control of laminar separation: optimization of the control device // DLR-IB. 1994. No. 223-94 A 20. 22 p.
- Gad-el-Hak M., Bushnell D.** Status and outlook of flow separation control // AIAA Paper. 1991. No. 91-0037. 28 p.
- Gad-el-Hak M.** Flow control: passive, active and reactive flow management. Cambridge: Cambridge University Press, 2000.
- Hsiao F.-B., Liu C.-F., Shyu, J.-Y.** Control of wall-separated flow by internal acoustic excitation // AIAA J. 1990. Vol. 28. P. 1440–1446.
- Hsiao F.-B., Shyu R.-N., Chang R.C.** High angle-of-attack airfoil performance improvement by internal acoustic excitation // AIAA J. 1994. Vol. 32. P. 655–657.
- Huang L.S., Maestrello L., Bryant T.D.** Separation control over an airfoil at high angles of attack by sound emanating from the surface // AIAA Paper. 1987. No. 87-1261. 6 p.
- Kozlov V.V., Grosche F.-R., Dovgal A.V., Bippes H., Kühn A., Stiewitt H.** Beeinflussung der Vorderkantenablösung durch akustische Anregung // DLR-IB. 1993. No. 222-93 A 10. 50 p.
- Kozlov V.V., Lushin V.N., Zанин B.Yu.** Separated flow reattachment at an airfoil under sonic effect // Separated Flows and Jets / Eds. V.V. Kozlov, A.V. Dovgal. Berlin: Springer, 1991. P. 525–528.
- Marchman III J.F., Sumantran V., Schaefer C.G.** Acoustic and turbulence influence on stall hysteresis // AIAA J. 1987. Vol. 25. P. 50–51.
- Moss N.J.** Measurements of airfoil unsteady stall properties with acoustic flow control // J. Sound and Vibration. 1979. Vol. 65. P. 505–520.
- Nishioka M., Asai M., Yoshida S.** Control of flow separation by acoustic excitation // AIAA J. 1990. Vol. 28. P. 1909–1915.
- Zaman K.B.M.Q.** Effect of acoustic excitation on stalled flows over an airfoil // AIAA J. 1992. Vol. 30. P. 1492–1499.
- Zaman K.B.M.Q., Bar-Sever A., Mangalam S.M.** Effect of acoustic excitation on the flow over a low-Re airfoil // J. Fluid Mech. 1987. Vol. 182. P. 127–148.

*Статья поступила в редакцию 30 мая 2011 г.*