

# КАЧЕСТВЕННОЕ ПОСТРОЕНИЕ РАСЧЕТНОЙ СЕТКИ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ АЭРОДИНАМИКИ В ПРОГРАММНОМ КОМПЛЕКСЕ FLOWVISION

*П.И. Карасев, А.С. Шишаева, А.А. Аксенов*

В работе исследовано влияние адаптации сетки в различных областях течения газа около крылового профиля на результаты решения в программном комплексе FlowVision. На основе этого исследования даны рекомендации по выбору критериев адаптации расчетной сетки для эффективного решения задач аэродинамики. Выводы, сделанные в данной статье, могут быть распространены на другие задачи внешней аэродинамики, которые исследуют обтекание объектов более сложных, чем крыловой профиль.

*Ключевые слова:* вычислительная гидродинамика, расчетная сетка, адаптация к решению, профиль крыла.

## Введение

Одним из важнейших этапов при численном моделировании движения жидкости или газа является построение расчетной сетки. Качественная расчетная сетка должна быть достаточно мелкой для того чтобы выявлять в процессе проведения расчета все основные особенности течения и, таким образом, обеспечивать достаточную точность результатов расчетов. В то же время она не должна содержать слишком большое количество ячеек, так как в этом случае увеличиваются требования к ресурсам компьютера. Необходимо также отслеживать сходимость по сетке. Проект считается сошедшимся по сетке, когда результат моделирования не изменяется при дальнейшем измельчении сетки. При этом наиболее экономично задавать подробную сетку в областях высоких градиентов переменных, и более грубую – в областях, где они малы.

Области, где необходимо задавать подробную сетку, можно задавать вручную или определять автоматически, исходя из значений переменных. Первый метод имеет ряд существенных недостатков. Во-первых, не всегда заранее известно, где будут расположены зоны высоких градиентов и насколько мелкая сетка потребуется для их разрешения. Во-вторых, при сложных трехмерных течениях ручное задание областей измельчения сетки либо потребует создания сложных геометрических объектов, точно воспроизводящих соответствующую область, либо, при использовании простых объектов, приведет к избыточному измельчению сетки.

Цель данного исследования - получение алгоритма, позволяющего создавать оптимальную расчетную сетку. Исследование проводится для задач дозвукового и околозвукового обтекания известных крыловых профилей в программном комплексе FlowVision, предназначенном для численного моделирования течений жидкости и газа.

## 1. Особенности расчетной сетки во FlowVision

Во FlowVision применяется неструктурированная локально-адаптивная сетка с подсеточным разрешением геометрии с преобладанием шестигранных ячеек [1]. Адаптация

подразумевает разбиение исходной ячейки пополам по каждому направлению. Адаптация может быть разного уровня. Уровень адаптации – это количество разбиений исходной ячейки (рис. 1). Деление ячеек на равные части позволяет избежать появления вырожденных и слишком вытянутых ячеек.

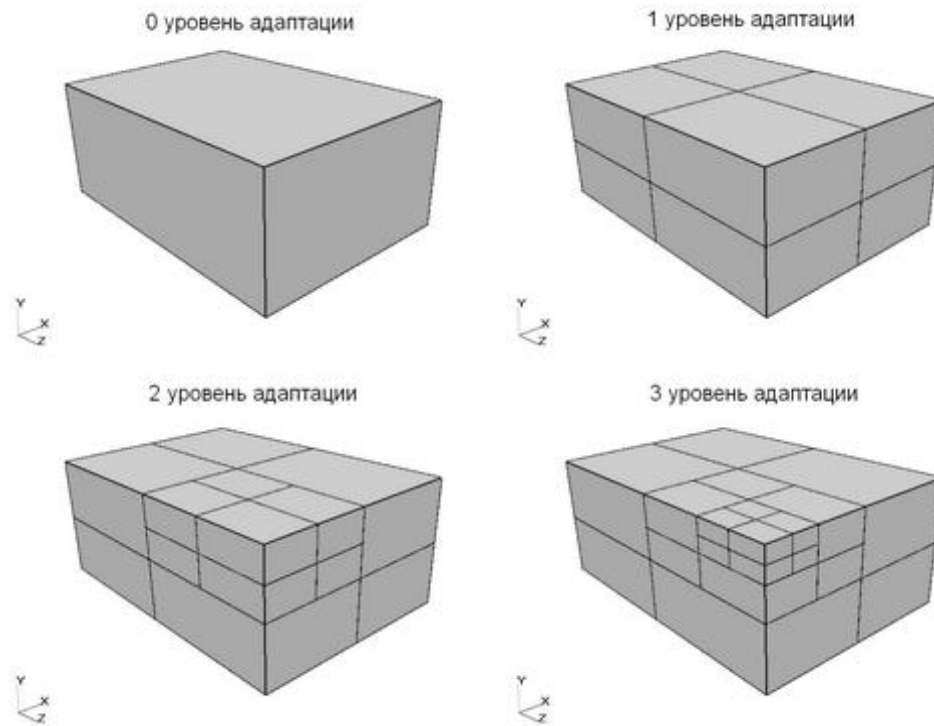


Рис. 1. Уровни адаптации в FlowVision

Вблизи границы расчетной области из ячеек начальной сетки вычитается часть геометрии, не принимающая участия в расчете. При этом расчетные ячейки принимают форму произвольных многогранников (рис. 2). Такая сетка называется сеткой «с подсеточным разрешением» [1].

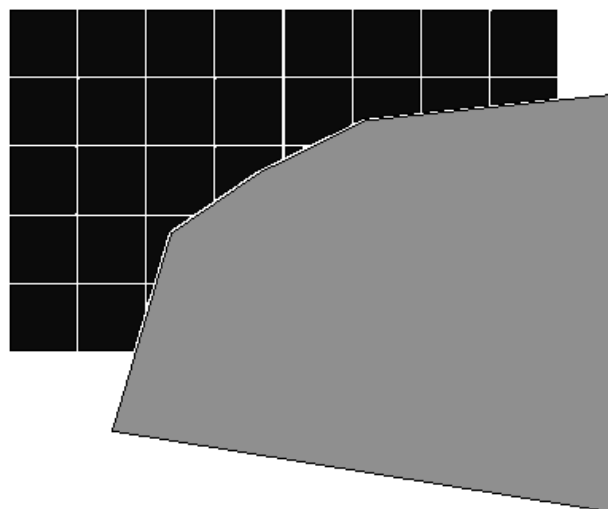


Рис. 2. Подсеточное разрешение геометрии

## 2. Выделение зон течения около крылового профиля для определения относительной важности их разрешения расчетной сеткой

Для оценки степени влияния разрешения различных областей течения расчетной сеткой условно выделим несколько зон рядом с профилем крыла (рис. 3).

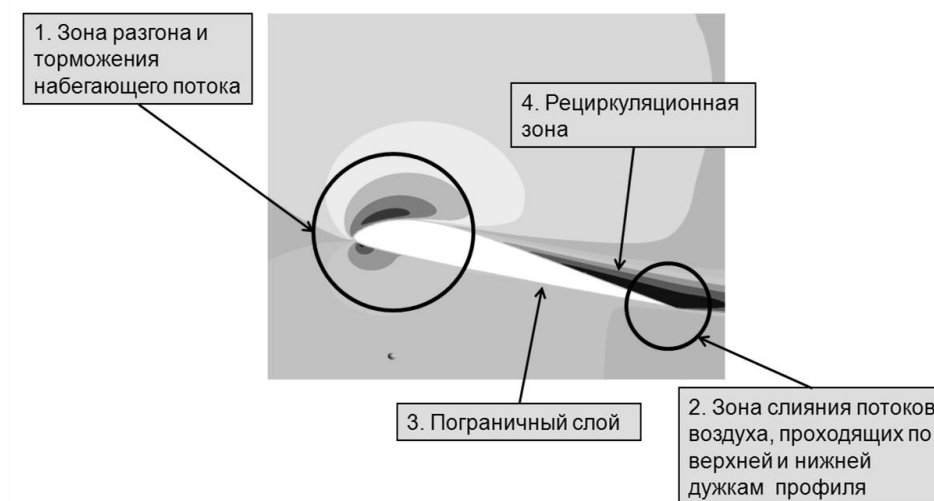


Рис. 3. Выделенные зоны около профиля

### 2.1. Зона разгона и торможения набегающего потока

В этой зоне поток, набегающий на профиль, тормозится в критической точке, расположенной рядом с передней кромкой. В критической точке поток разделяется. При удалении от нее скорость воздуха повышается из-за кривизны профиля, которая вызывает поджатие и, следовательно, ускорение потока воздуха. Так как поток, текущий по верхней части профиля испытывает большее сжатие, сильнее ускоряется и, соответственно, согласно закону Бернулли давление в нем падает сильнее, чем в потоке, текущем вдоль нижней части профиля. За счет этой зоны и возникает разность давлений, создающая подъемную силу.

### 2.2. Зона слияния потоков воздуха, проходящих по верхней и нижней дужкам профиля

Эта зона также характеризуется значительными градиентами скорости и давления, особенно заметными при наличии срыва потока. Поведение потока в этой области влияет на распределение давления по всему профилю вверх по потоку и на положение скачка уплотнения в случае трансзвукового обтекания профиля. Часто задняя кромка профиля бывает срезана и за ней образуется отрывная зона как показано ниже (рис. 4)

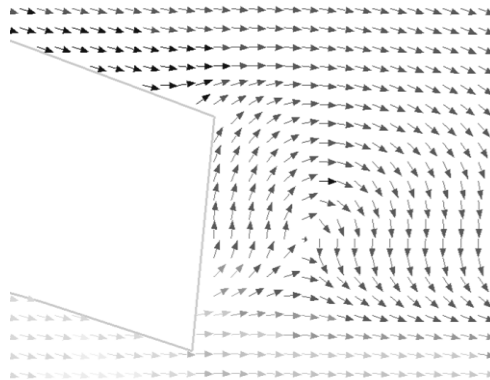


Рис. 4. Рециркуляционная зона при срезанной задней кромке профиля

### 2.3. Пограничный слой

Разрешение расчетной сеткой пограничного слоя рядом с обтекаемым объектом критически важно при решении аэродинамических задач.

### 2.4. Зона отрыва потока

Сильное влияние на характеристики профиля оказывает наличие отрыва потока и его положение. Вихри, образующиеся при отрывах потока очень чувствительны к точности разбиения расчетной сетки.

### 2.5. Скачок уплотнения

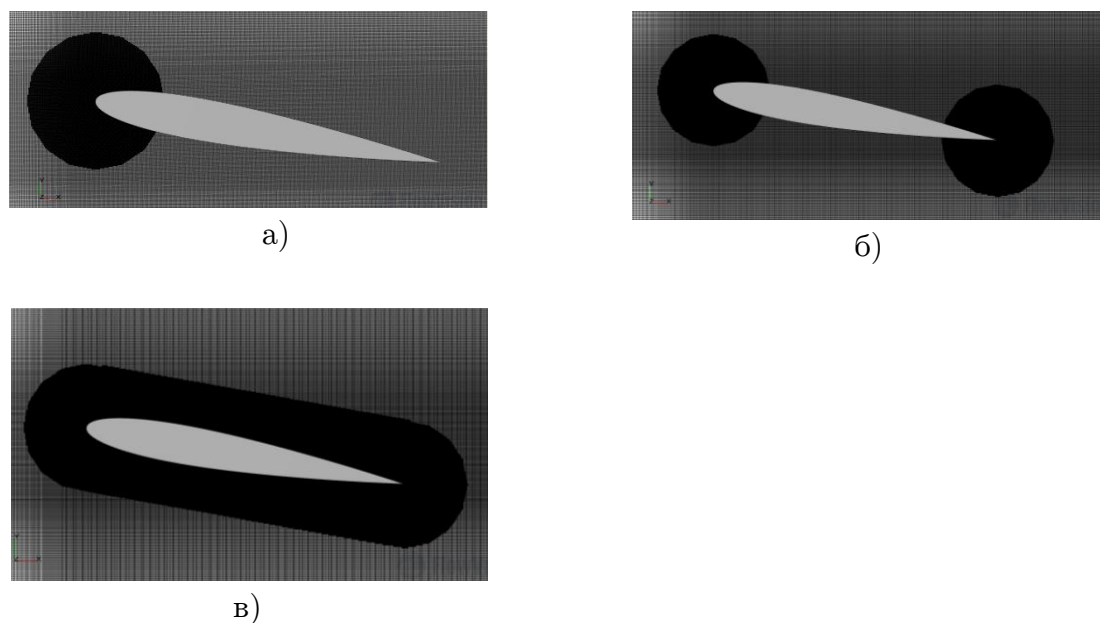
При околозвуковом обтекании профиля основное влияние на его характеристики оказывает положение скачков уплотнения рядом с верхней и нижней дужками профиля, поэтому область вокруг него можно выделить в отдельную зону (на рисунке данная зона не показана).

## 3. Исследование влияния на результат решения адаптации расчетной сетки в выделенных зонах около профиля NASA 0012

Для выявления важности адаптации в выделенных зонах (см. рис. 3) при безотрывном дозвуковом режиме обтекания профиля выбран профиль NASA 0012 – симметричный тонкий профиль, установленный под углом атаки 10 градусов.

Проведены расчеты для установления степени влияния на решение разрешения сеткой областей 1 и 2. Сравнение проводится с экспериментальными данными, взятыми из [2].

После предварительного расчета на начальной сетке были проведены расчеты с адаптацией в различных зонах (рис. 5).



**Рис. 5.** Расчетные сетки для исследования влияния адаптации различных областей около крылового профиля NASA 0012 на результаты решения: с адаптацией рядом с передней кромкой профиля (а), с адаптацией рядом с передней и задней кромками (б), с адаптацией вокруг всего крылового профиля (в)

Результаты расчетов с показанной выше адаптацией сведены в таблицу (табл. 1).

Таблица 1

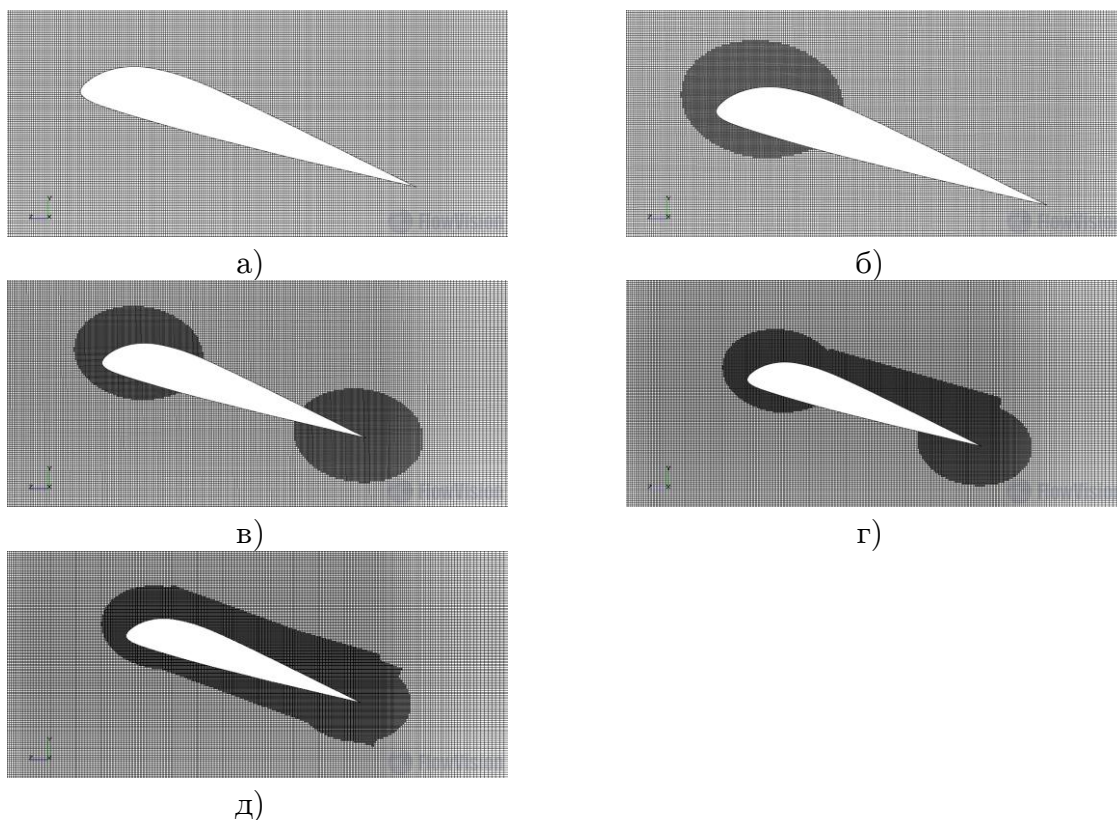
### Сравнение результатов численного эксперимента для профиля NASA 0012

	Значения			Погрешность относительно экспериментальных данных, %			Отличие погрешности от погрешности предыдущего расчета, %		
Способы адаптации	$C_X$	$C_Y$	$m_Z$	$\Delta C_X$	$\Delta C_Y$	$\Delta m_Z$	$\Delta C_X$	$\Delta C_Y$	$\Delta m_Z$
без адаптации	0,0298	1,007	0,01175	54,5	−1,3	9,8			
рядом с передней кромкой	0,0259	1,043	0,00974	34,3	2,3	−8,9	13,10	−3,62	17,09
рядом с передней и задней кромками	0,0258	1,037	0,01128	33,7	1,7	5,4	0,46	0,61	−15,75
вокруг всего крылового профиля	0,0255	1,044	0,01070	31,9	2,3	0,0	1,31	−0,67	5,12

Получено, что на значение сил, действующих на профиль, наибольшее влияние оказывает измельчение сетки рядом с передней кромкой (зона 1), а на значение момента помимо этого сильно влияет адаптация рядом с задней кромкой профиля (зона 2).

#### 4. Исследование влияния на результат решения адаптации расчетной сетки в выделенных зонах около профиля ЦАГИ Р-ША-15

Также был проведен численный эксперимент с адаптацией на профиле ЦАГИ Р-ША-15 под углом атаки  $16^\circ$  (рис. 6). На данном угле атаки образуется отрыв потока.



**Рис. 6.** Расчетные сетки при исследовании влияния адаптации различных областей около крылового профиля ЦАГИ Р-ША-15 на результаты решения: без адаптации (а), адаптация по передней кромке (б), адаптация по передней и задней кромке (в), адаптация по передней кромке, задней кромке и зоне отрыва потока (г), адаптация вокруг всего профиля (д)

## Качественное построение расчетной сетки для решения задач аэродинамики...

Экспериментальные данные, сравнение с которыми производится в табл. 2, взяты из [3]. Получено, что разрешение зоны отрыва существенно влияет на результаты решения.

Таблица 2

Сравнение результатов численного эксперимента для профиля ЦАГИ Р-ША-15

	Значения		Погрешность относительно эксперимента, %		Отличие погрешности от погрешности предыдущего расчета, %	
	C <sub>x</sub>	C <sub>y</sub>	C <sub>x</sub>	C <sub>y</sub>	C <sub>x</sub>	C <sub>y</sub>
Способы адаптации						
без адаптации	0,07	1,50	52,61	–14,65		
адаптация рядом с передней кромкой	0,09	1,38	38,48	–5,54	14,13	–9,11
адаптация рядом передней и задней кромками	0,09	1,39	38,23	–5,85	0,26	0,31
адаптация по передней кромке, задней кромке и зоне отрыва потока	0,09	1,36	34,36	–3,51	3,87	–2,34
адаптация вокруг всего профиля	0,09	1,35	34,75	–3,15	–0,39	–0,36

## 5. Особенности адаптации к решению во FlowVision

Во FlowVision существует возможность автоматически адаптировать расчетную сетку в зависимости от значений и градиентов различных переменных в соответствующих ячейках. Она называется «адаптацией к решению». Уровень адаптации и максимальное количество ячеек расчетной сетки задается пользователем. Можно задавать разбиение по нескольким критериям. Вклад критерия в общее количество проадаптированных ячеек определяется весовым коэффициентом. При этом, все критерии адаптируют сетку только до одного определенного уровня.

Рассмотрим особенности адаптации во FlowVision на примере простейшей задачи, сверхзвуковом обтекании клина (рис. 7).

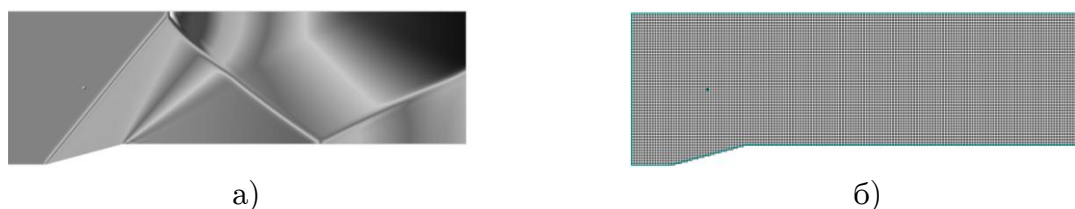


Рис. 7. а) Распределение давления и  
б) начальная сетка при сверхзвуковом обтекании клина

Проведем адаптацию по градиенту давления до первого уровня (рис. 8а).

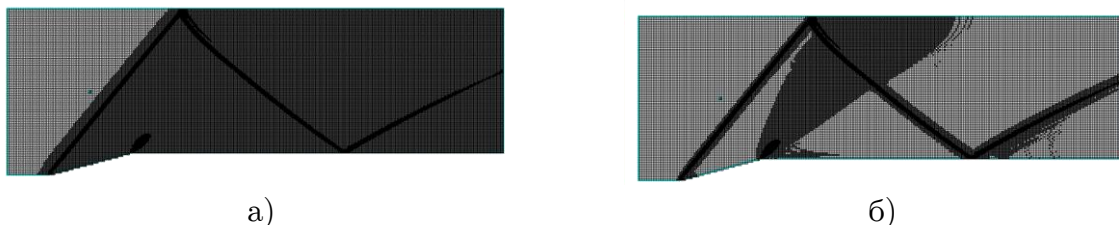


**Рис. 8.** Расчетная сетка при адаптации по градиенту давления  
а) первым и б) вторым уровнем

При изменении уровня адаптации до второго все ячейки первого уровня сливаются, и остается только адаптация второго уровня (рис. 8б). При увеличении уровня адаптации к решению и сохранении общего количества расчетных ячеек проадаптированные ячейки занимают меньший объем.

Если снова задать адаптацию первого уровня и то же количество ячеек расчетной сетки ячейки второго уровня слиты не будут. Сетка сохранит вид, показанный выше (рис. 8б). Если количество ячеек будет увеличено, области течения с меньшим градиентом будут проадаптированы до первого уровня (рис. 9а). При отсутствии градиента в какой-либо зоне расчетной области адаптация в ней проходить не будет.

Если уменьшить количество ячеек, выделенных под адаптацию к решению, часть проадаптированных ячеек в зонах с малыми градиентами или вдали от выбранного значения переменной сливается (рис. 9б). Важной особенностью является то, что создание адаптации к решению происходит за 1-2 шага, слитие же занимает значительно большее время.



**Рис. 9.** Расчетная сетка а) при добавлении к предыдущей адаптации первого уровня и б) при уменьшении количества ячеек, использующихся при решении

## 6. Адаптация к решению для дозвукового обтекания профиля

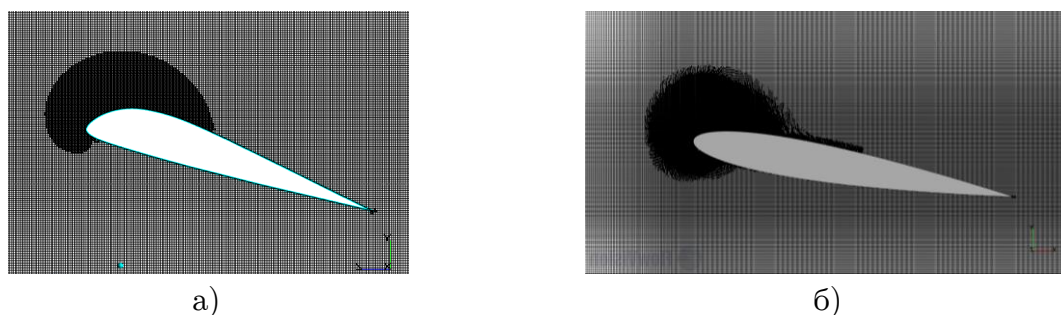
Картина дозвукового обтекания профиля проще, чем картина трансзвукового обтекания. Поэтому разработку алгоритма применения адаптации к решению логично начать с дозвукового обтекания. Применение различных критериев адаптации при расчете дозвукового обтекания рассматривается на примере моделирования обтекания профилей ЦАГИ Р-ША-15 и NASA 0012.

### 6.1. Адаптация к решению по градиенту давления

В результате расчетов получено, что адаптация по градиенту давления позволяет разрешать сеткой области разгона и торможения потока (рис. 10). Эти области оказывают наибольшее влияние на результаты при дозвуковом обтекании (см. табл. 1). Сле-



довательно, адаптацию по градиенту давления целесообразно использовать при моделировании дозвукового обтекания.

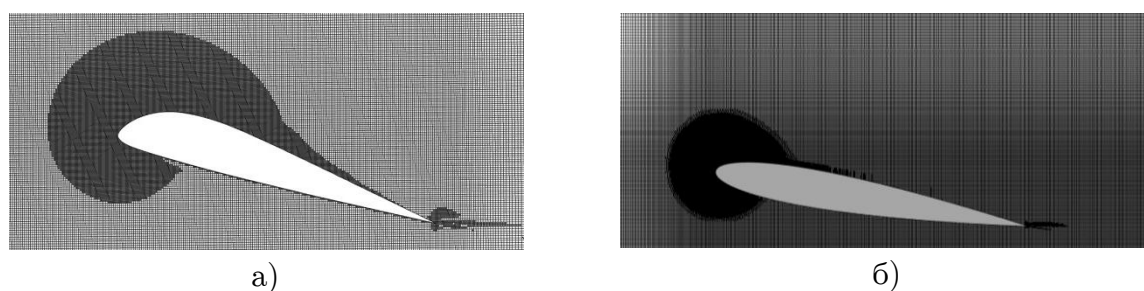


**Рис. 10.** Внешний вид сечения расчетной сетки при проведении адаптации к решению с использованием градиента давления а) для ЦАГИ Р-ША-15, б) для NASA 0012

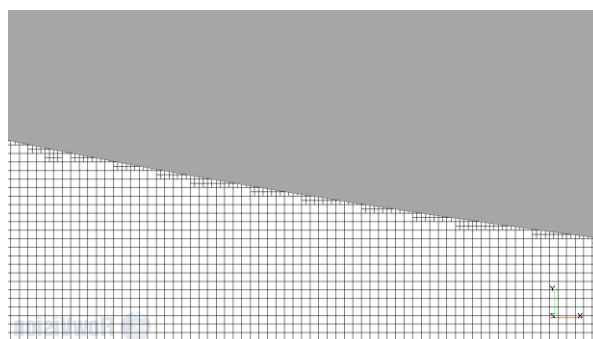
## 6.2. Адаптация к решению по градиенту скорости

При использовании адаптации по градиенту скорости получено, что адаптация по этому критерию позволяет разрешать сеткой области разгона, торможения, пограничного слоя и слияния потока (рис. 11). Однако область слияния потока адаптируется по остаточному принципу. Пограничный слой может разрешаться частично, что может приводить к погрешностям в решении (рис. 12).

По вышеперечисленным причинам использование адаптации по градиенту скорости нецелесообразно.



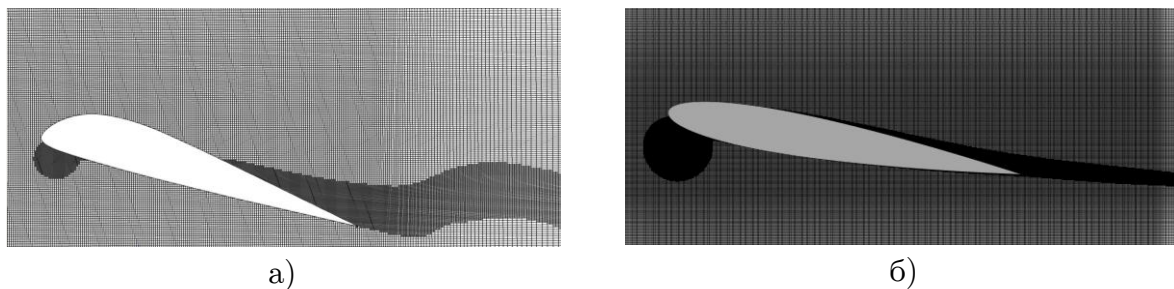
**Рис. 11.** Внешний вид сечения расчетной сетки при адаптации к решению с использованием градиента скорости а) для ЦАГИ Р-ША-15, б) для NASA 0012



**Рис. 12.** Внешний вид сечения расчетной сетки рядом с профилем NASA 0012.

### 6.3. Адаптация к решению по значению скорости

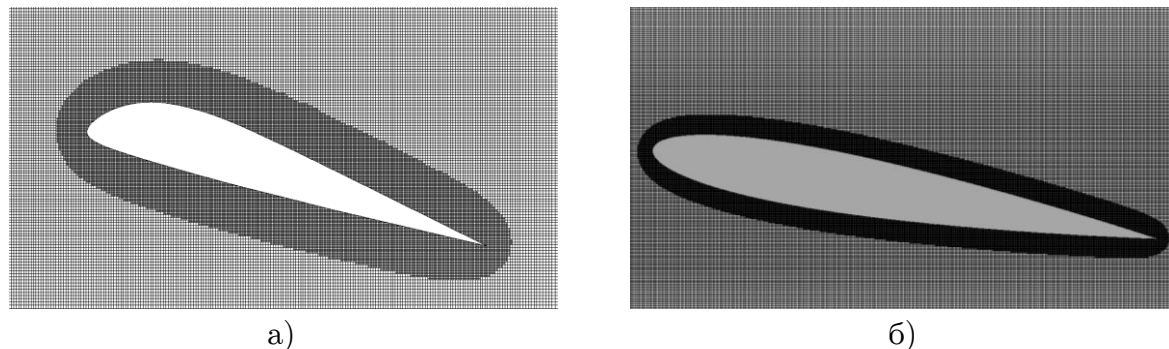
В результате применения адаптации по нулевому значению скорости при моделировании обтекания профиля ЦАГИ Р-ША-15 преимущественно были проадаптированы ячейки в зоне отрыва потока. При моделировании обтекания профиля NASA 0012, около критической точки и в области замедления потока за профилем (рис. 13). Получено, что адаптация по нулевому значению скорости позволяет разрешать сеткой области отрыва потока и критической точки. Следовательно, использование адаптации по значению скорости обосновано, если имеет место отрыв потока.



**Рис. 13.** Сечение расчетной сетки при адаптации по значению скорости а) для ЦАГИ Р-ША-15, б) для NASA 0012

### 6.4. Адаптация к решению по расстоянию до стенки

Адаптация по расстоянию до стенки позволяет разрешать пограничный слой около профиля (рис. 14).



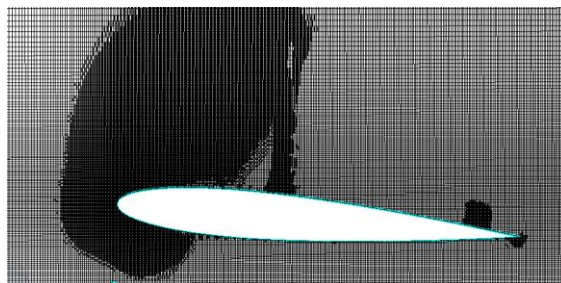
**Рис. 14.** Сечение расчетной сетки при адаптации по значению расстояния от стенки а) для ЦАГИ Р-ША-15, б) для NASA 0012

## 7. Адаптация к решению для трансзвукового обтекания профиля

Течение при трансзвуковом обтекании профиля отличается от течения при дозвуковом обтекании наличием скачка уплотнения. Его положение определяет значения лобового сопротивления и подъемной силы для этих профилей. В остальном трансзвуковое течение вокруг профиля сходно с рассмотренным выше дозвуковым течением. Применение различных критериев адаптации расчете трансзвукового обтекания рассматривается на примере моделирования обтекания профиля NASA 0012.

### **7.1. Адаптация к решению по градиенту давления**

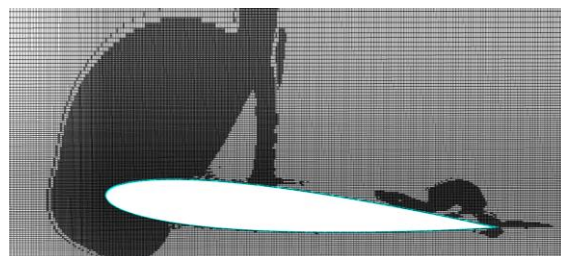
Было проведено моделирование с использованием адаптации по градиенту давления. Получено, что она позволяет разрешать области скачка, разгона и торможения потока (рис. 15). Следовательно, адаптацию по градиенту давления целесообразно использовать при моделировании трансзвукового обтекания.



**Рис. 15.** Внешний вид сечения расчетной сетки при проведении адаптации к решению с использованием градиента давления для NASA 0012 при трансзвуковом режиме обтекания

### **7.2. Адаптация к решению использованием градиента скорости**

При использовании адаптации по градиенту скорости, получено, что она также позволяет разрешать области скачка, разгона и торможения потока (рис. 16). Однако, поскольку эти области также хорошо разрешаются адаптацией по градиенту давления, совместное использование адаптации по градиенту давления и градиенту скорости нецелесообразно.

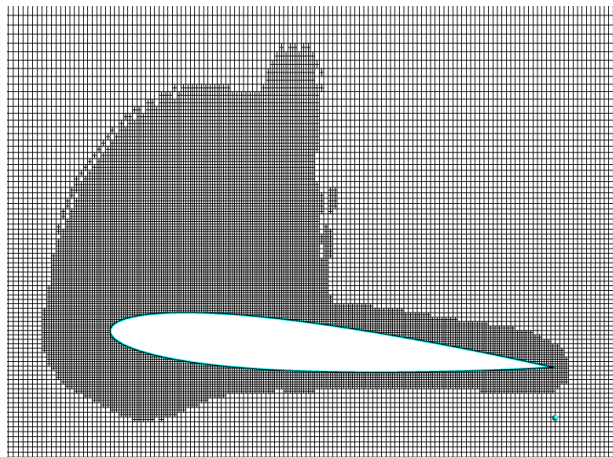


**Рис. 16.** Внешний вид сечения расчетной сетки при проведении адаптации к решению с использованием градиента скорости для NASA 0012 при трансзвуковом режиме обтекания

Необходимости добавлять для трансзвуковых профилей критерии адаптации, отличные от использовавшихся для дозвуковых профилей, нет.

## **8. Комбинация критериев адаптации**

Из вышеизложенного следует, что для создания оптимальной расчетной сетки недостаточно использовать один критерий адаптации к решению. Необходима комбинация критериев адаптации. При безотрывном обтекании профиля целесообразно использовать адаптацию по градиенту скорости и адаптацию по расстоянию до стенки (рис. 17). При обтекании профиля с отрывом потока целесообразно добавлять к ним адаптацию по нулевому значению скорости. Для комбинации критериев адаптации предусмотрено задание весового коэффициента, который определяет, сколько ячеек от общего количества будет адаптировано с использованием этого критерия.



**Рис. 17.** Расчетная сетка при комбинации адаптации по градиенту давления и значению расстояния от стенки с весовыми коэффициентами 0.5 для каждого критерия.

## 9. Заключение

В результате проведенного исследования проанализирована применимость различных критериев адаптации расчетной сетки для получения количественного совпадения с экспериментальными данными при решении задач аэродинамики в программном комплексе FlowVision. Создан алгоритм адаптации расчетной сетки, позволяющий разрешать наиболее важные области течения, влияющие на точность моделирования аэродинамических характеристик. Сравнение расчетов с экспериментальными данными для профиля ЦАГИ Р-ША-15 и NACA 0012 показывает хорошую точность с практической точки зрения для коэффициентов лобового сопротивления, подъемной силы и момента крылового профиля.

## Литература

1. Aksenov, A.A. Overcoming of Barrier between CAD and CFD by Modified Finite Volume Method / A.A. Aksenov, A.A. Dyadkin, V.I. Pokhilko // Proc. of "1998 ASME Pressure Vessels and Piping Division Conference" (San Diego, ASME PVP). – 1998. – Vol. 377-1.
2. Gregory, N. NPL 9615 and NACA 0012. A Comparison of Aerodynamic Data / N. Gregory, P.G. Wilby. Ministry of Defense, Aeronautical Research Council. – London: Her Majesty's Stationery office. – C.P. No. 1261, 1973. – 56 p.
3. Кашафутдинов, С.Т. Атлас аэродинамических характеристик крыловых профилей / С.Т. Кашафутдинов, В.Н. Лушин. – Сибирский НИИ Авиации им. С.А. Чаплыгина, 1994. – 74 с.

## ALGORITHM OF MESH ADAPTATION FOR ACCURATE AERODYNAMIC SIMULATION IN CFD CODE FLOWVISION

**P.I.Karasev**, Moscow Aviation Institute (National Research University) (Moscow, Russian Federation),

**A.S.Shishaeva**, Moscow Institute of Physics and Technology (State University) (Moscow, Russian Federation),

**A.A.Aksenov**, Moscow Institute of Physics and Technology (State University) (Moscow, Russian Federation),

Influence of mesh adaptation on getting accurate aerodynamic characteristics of airflow over wing profiles in CFD code FlowVision is investigated. Algorithm of adaptation criteria for accurate and fast solving aerodynamic problems is created on basis of this investigation. Conclusions done in this paper is possible to apply for solving different aerodynamic tasks more complex then airfoils.

*Computational fluid dynamics, computational grid, adaptation to solution, airfoil, aerodynamic characteristics.*

## References

1. Aksenov A.A., Dyadkin A.A. Pokhilko V.I. Overcoming of Barrier between CAD and CFD by Modified Finite Volume Method. Proceedings of "1998 ASME Pressure Vessels and Piping Division Conference", San Diego, ASME PVP. 1998. Vol. 377-1.
2. Gregory N., Wilby P.G. NPL 9615 and NACA 0012. A Comparison of Aerodynamic Dat. Ministry of Defense, Aeronautical Research Council, London: Her Majesty's Stationery office. 1973. No. 1261. 56 p.
3. Kashafutdinov S.T., Lushin V.N. Atlas aerodinamicheskikh harakteristik krylovyh profilej [Atlas of the aerodynamic airfoils]. Sibirskij NII Aviacii im. S.A. Chaplygina [Siberian Research Institute of Aviation], 1994. 74 p.

*Поступила в редакцию 5 ноября 2012 г.*