УДК 533.697.3+519.85

Численная оптимизация производительности S-образного воздухозаборника с использованием особых профилей поперечного сечения

С.Х. Саадатпур, А. Мадади, Р. Ахадян

Технологический университет им. Амира Кабира, Тегеран, Иран

E-mail: h.sadatpoor@aut.ac.ir; ali.madadi@aut.ac.ir; r.ahadian@aut.ac.ir

Известно, что воздухозаборник должен равномерно подавать воздух в двигатель с минимальной потерей полного давления. Для решения этой задачи в настоящее время активно оптимизируются S-образные воздухозаборники. Равномерное распределение потока на входе в компрессор напрямую влияет на производительность двигателя, а неравномерность потока увеличивает вероятность сильных его искажений. Отрыв потока в канале приводит к снижению коэффициента восстановления давления и силы тяги двигателя. В данном исследовании в целях уменьшения потери полного давления и искажения потока выполнена оптимизация S-образного воздухозаборника. Для снижения вычислительных затрат применялись совместно генетический алгоритм и искусственные нейронные сети. Проведены две оптимизации с разными условиями. В первом случае путем изменения координат осевой линии и соотношения площадей сечений получены новые геометрические формы, что привело к улучшению коэффициента восстановления давления на 32,5 % и снижению искажения течения на 35,8 %. В случае второй оптимизации изменялась также форма каждого сечения. В качестве поперечных сечений воздуховода рассматривались суперэллиптические, яйцевидные и круглые профили. Вторая оптимизация позволила повысить коэффициент восстановления давления на 35,5 % и снизить искажение потока на 39,2 %.

Ключевые слова: S-образный воздуховод, генетический алгоритм, искусственная нейронная сеть, равномерность потока, коэффициент восстановления давления.

Введение

Воздухозаборник — это часть самолета, назначением которой является стабильная подача воздуха в двигатель с минимальной потерей полного давления. Воздухозаборники, несмотря на их простой внешний вид, являются сложными устройствами и должны соответствовать многим требованиям, так как их неправильная работа существенно влияет на производительность двигателя.

Для достижения максимальной тяги во всех условиях полета необходимо оптимизировать коэффициент восстановления давления внутри воздухозаборника и коэффициент лобового сопротивления, вызванного внешним потоком. Одной из основных причин снижения коэффициента восстановления давления является трение и искажение структуры потока. В высокоскоростном потоке толщина пограничного слоя увеличивается вдоль канала. Широкий пограничный слой чувствителен к неблагоприятному градиенту

© Саадатпур С.Х., Мадади А., Ахадян Р., 2022

давления, способствующему его отрыву. Отрыв пограничного слоя вызывает вихревые течения, снижение коэффициента восстановления давления и увеличение искажения потока, что увеличивает вероятность помпажа компрессора.

Из-за неблагоприятного градиента давления в области конца верхней стенки S-образного воздуховода отрыв потока неизбежен. Если плоскости поперечного сечения сконструированы таким образом, что скорость увеличивается на конце верхней стенки и уменьшается на конце нижней, то разница давлений между верхней и нижней стенками в плоскости поперечного сечения уменьшается. Следовательно, отрыв потока можно уменьшить без изменения средней скорости потока, что достигается путем замены эллиптического профиля на яйцевидный в месте отрыва потока [1].

Для достижения лучших характеристик поля течения, уменьшения искажений потока и повышения производительности воздуховодов проводились многочисленные исследования. Первые проекты были основаны на экспериментальных результатах. Однако прогресс в вычислительных системах позволил моделировать поток с помощью математических моделей, которые облегчают исследования S-образного воздуховода.

Большая часть экспериментальных исследований S-образных воздухозаборников проводилась авторами [2] в 1992 году. В Исследовательском центре Льюиса НАСА ими был изучен сжимаемый поток внутри S-образного канала и затем представлены обширные данные об аэродинамических параметрах и механизмах отрыва потока. Эксперименты наглядно продемонстрировали сложность поля скорости течения: на первом изгибе наблюдалось возникновение значительной области отрыва, которая вызывала один вихрь в плоскости симметрии и два встречно вращающихся вихря на входе в двигатель, которые приводили к потере полного давления. Кроме того, отмечалось, что поток попрежнему остается симметричным и пограничный слой значительно отделен от стенок канала.

Численное моделирование S-образного канала получило развитие в последние годы. В работе [3] для исследования особенностей трансзвукового потока в S-образном канале применялась модифицированная модель турбулентности k- ω . В работе [4] для анализа структуры поля течения двойного S-образного канала была адаптирована модель напряжений Рейнольдса. Чувствительность различных моделей турбулентности для S-образного канала изучалась в работе [5], и было получено минимальное количество точек сетки, дающее точное численное решение. Также было обнаружено, что результат модели переноса напряжения сдвига k- ω Meнтера (SST) более надежен, чем три другие моделей турбулентности и пришли к выводу, что модель k- ω SST лучше предсказывает коэффициент восстановления давления вдоль центральной линии. Результаты вычислений сравнивались с экспериментальными данными и продемонстрировали заметное улучшение при использовании модели запаздывания для течений с взаимодействиями сильных ударных волн с пограничным слоем.

Еще один важный проект был представлен в работе [7]. Он посвящался анализу нестационарного моделирования S-образного воздухозаборника с различными сетками. В исследовании, в частности, было обнаружено, что сетки среднего размера обеспечивают результаты, аналогичные полученным на мелкой сетке, а также указано на отсутствие различий между моделированием половинного канала и полного.

В последние годы проводилась оптимизация S-образных воздухозаборников с целью улучшения их эксплуатационных характеристик. Процесс оптимизации также улучшает форму воздухозаборников для проектных параметров. Некоторые из результатов этих исследований изложены в настоящей работе. В исследовании [8] совершенствовалась оптимальная форма двумерного симметричного диффузора для управления несжимаемым турбулентным потоком. В разработанном алгоритме использовалось программное обеспечение CFD: пакет FLUENT для гидродинамического анализа и генетический алгоритм (GA) для оптимизации. Программное обеспечение CFD и генетический алгоритм (GA) были объединены в монолитную платформу для полностью автоматизированной работы с использованием некоторых специальных команд управления.

В работе [9] изучалось течение в прямоугольной секции. Цель оптимизации заключалась в максимизации C_p и минимизации DC(60). Первый параметр — усредненный по площади коэффициент полного давления, второй — коэффициент искажения на выходной плоскости. Оптимизированная геометрия улучшила C_p и DC(60) на 58 и 54 % соответственно.

Работа [10] посвящалась оптимизации S-образного воздуховода. Поле течения моделировалось с использованием пакета FLUENT и модели турбулентности $k-\omega$ SST. Анализировались три геометрии: с лучшим коэффициентом восстановления давления, с лучшим углом завихрения, а также геометрия, компромиссная между ними. Методами численного моделирования было изучено более 600 геометрий. Эффективность воздуховода была повышена за счет двух функций восстановления давления и угла завихрения. Анализ привел к увеличению коэффициента восстановления давления на 19 % и уменьшению возмущения завихренности на 13 %.

Быстрый многоцелевой метод оптимизации для S-образного канала воздухозаборника совкового типа в прямом и обратном режимах течения был разработан и обоснован авторами [11]. Чтобы минимизировать потерю полного давления и его искажения на выходе диффузора, они создали автоматизированную систему оптимизации, интегрирующую анализ вычислительной гидродинамики, метод геометрического представления неоднородного рационального B-сплайна (NURBS) и алгоритм недоминирующей генетической сортировки (NDGA). При анализе результатов предлагаемого оптимального входного отверстия, выбранного из полученного фронта Парето, восстановление полного давления увеличилось с 97 до 97,4 %, а неравномерность распределения полного давления DC(60) уменьшилась на 0,0477 (21,7 % от исходного значения).

В работе [12] исследовались S-образные воздуховоды с использованием метода обратного проектирования шарового хребта. В этом методе стенки рассматривались как набор виртуальных шаров, которые могут свободно перемещаться в прямом направлении, называемом хребтом. Целевое распределение давления по верхней и нижней линиям определялось таким образом, чтобы не происходило отрыва потока. Результаты показали, что разработанный с помощью этого метода S-образный воздуховод обладает лучшей производительностью по сравнению с основной моделью.

В работе [13] авторы, используя свободную деформацию, оптимизировали S-образный канал. Целью этой оптимизации было свести к минимуму потерю полного давления и искажение течения. Для оптимизации использовался многоцелевой генетический алгоритм. Анализ показал увеличение потери полного давления на 20 % и уменьшение искажения потока на 10 %.

Автором [14] был оптимизирован S-образный воздуховод с учетом потерь энергии и равномерности выходного потока в осесимметричной двумерной геометрии. В результате было получено улучшение потери полного давления и нормализована радиальная скорость на выходе на 15,6 и 34,2 % соответственно.

Саадатпур С.Х., Мадади А., Ахадян Р.

В работе [15] улучшение аэродинамических характеристик трехмерного S-образного воздуховода было достигнуто с использованием стратегии многоцелевой оптимизации. По сравнению с основной конструкцией коэффициент искажения потока в оптимизированном канале снизился на 16,3 %, а коэффициент восстановления полного давления увеличился на 1,1 %.

Авторы [16] оптимизировали трехмерный S-образный канал для уменьшения потерь полного давления и улучшения однородности потока. За счет уменьшения длины воздуховода на 25 % были улучшены показатели коэффициента восстановления давления и искажения потока. Основной причиной этого улучшения стало уменьшение трения о стенки за счет уменьшения длины воздуховода. Следует отметить, что увеличение производительности воздуховода было получено только за счет изменения радиуса сечений (которые являлись эллипсами) и координаты центральной линии.

В настоящем исследовании трехмерный S-образный воздуховод оптимизируется путем изменения координаты центральной линии, соотношения площадей и формы сечений. Рассматриваемые формы сечения представляют собой суперэллиптические, яйцевидные и круглые профили. Кроме того, генетический алгоритм в сочетании с искусственными нейронными сетями и решателем CFD снижает вычислительные затраты.

1. Определение проблемы

Для уменьшения потери полного давления и улучшения равномерности потока в S-образном канале в представленной работе используется оптимизация его формы. Этот процесс осуществляется путем объединения генетических алгоритмов и нейронных сетей для минимизации двух целевых функций: потери полного давления и искажения потока. Для оптимизации формы воздуховода математическая модель должна выражать потерю полного давления и искажение на основе геометрических параметров. Однако из-за чрезмерной сложности ни одна модель не может явно учитывать эти две целевые функции, поэтому для оценки двух целевых функций используются многослойные нейронные сети. Сначала авторами выбирается S-образный воздуховод с имеющимися экспериментальными и численными результатами и проводится численное моделирование. Затем выполняются две оптимизации с двумя разными условиями.



1.1. Базовая геометрия воздуховода

Используемая начальная геометрия совпадает, разработанной в Исследовательском центре Льюиса НАСА в 1992 году [2] (см. рис. 1). Здесь центральная линия определяется двумя дугами окружности, расположенными в плоскости *x-y*, с радиусом R = 102,1 см и углом 30°. Координата осевой линии находится из уравнений [2].

> *Рис.* 1. Начальная геометрия S-образного воздуховода [2].

Таблица 1 Геометрические параметры воздуховода	
Параметр	Величина, см
R	102,1
r_1	10,21
<i>r</i> ₂	12,57
Смещение	27,35
Длина	102,1



Рис. 2. Вид сбоку базового S-образного воздуховода.

$$x_{\rm cl} = \begin{cases} R\sin\theta, & 0 \le \theta \le \theta_{\rm max}/2, \\ 2R\sin\left(\theta_{\rm max}/2\right) - R\sin\left(\theta_{\rm max} - \theta\right), & \theta_{\rm max}/2 \le \theta \le \theta_{\rm max}, \end{cases}$$
(1)

$$y_{\rm cl} = \begin{cases} R\cos\theta - R, & 0 \le \theta \le \theta_{\rm max}/2, \\ 2R\cos(\theta_{\rm max}/2) - R(1 + \cos(\theta_{\rm max} - \theta)), & \theta_{\rm max}/2 \le \theta \le \theta_{\rm max}, \end{cases}$$
(2)

$$z_{\rm cl} = 0.$$
 (3)

В рассматриваемой конфигурации все поперечные сечения воздуховода являются круглыми и расположены перпендикулярно центральной линии. Отношение площади выходного отверстия к входному составляет $A_2/A_1 = 1,52$. Радиус канала является функцией угла θ , что видно из уравнения [2]

$$\frac{r}{r_1} = 1 + 3\left(\frac{r_2}{r_1} - 1\right)\left(\frac{\theta}{\theta_{\max}}\right)^2 - 2\left(\frac{r_2}{r_1} - 1\right)\left(\frac{\theta}{\theta_{\max}}\right)^3.$$
(4)

В табл. 1 приведены геометрические параметры, также для наглядности представлен рис. 2.

1.2. Цикл оптимизации

Оптимизация выполняется с помощью генетического алгоритма. Генетический алгоритм — это хорошо известный инновационный и практичный алгоритм, применимый к широкому спектру сложных инженерных задач. Процедура оптимизации показана на рис. 3. На первом этапе создается база данных, содержащая 40 вариантов конфигураций. Они генерируются случайным образом путем применения ограничений на случайную осевую линию и форму сечений. Кривизна осевой линии может изменяться только один раз, и распределение ширины должно увеличиваться от входа к выходу диффузора. Генерируется сетка, и поле течения решается для этих 40 случаев с использованием пакета CFD методом конечного объема, результатом являются целевые функции. Нейронные сети (ANN, Artificial Neural Network) обучаются оптимизации полной потери давления и искажения потока. Причиной использования нейронных сетей является возможность снижения вычислительных затрат на процедуру оптимизации. Во время этой процедуры вместо пакета CFD применяются нейронные сети. Генетический алгоритм оптимизирует целевые функции, предсказанные нейронными сетями, результатом его работы является вектор оптимизированных переменных. Трехмерная форма канала генерируется с использованием этих переменных и затем численно моделируется пакетом CFD.



Рис. 3. Схема процесса оптимизации.

На этом этапе проверяется, достигла она желаемой точности или нет. Если в процессе работы алгоритма достигнута требуемая точность, то результаты численных расчетов добавляются в базу данных. Затем нейронная сеть снова обучается и цикл продолжается. И наоборот, если заданная точность достигнута, процедура оптимизации прекращается.

Для достижения оптимального ответа для генетического алгоритма одновременно использовались два критерия остановки.

1. Число поколений: максимальное количество произведенных поколений устанавливалось равным 250. Следует отметить, что численность популяции равнялась 20.

2. Критерий сходимости: работа алгоритма останавливается, если относительное изменение значения функции наилучшей пригодности в течение предельного количества поколений меньше или равно допустимому отклонению функции. Предельное количество поколений устанавливалось равным 50, а функция допуска — 10⁻⁷. Кроме того, если разница между моделированием CFD и ANN становится меньше 10⁻⁵, процедура оптимизации останавливается для внешнего цикла оптимизации.

Критерии	Функция/значение	
Количество скрытых слоев	3	
Количество нейронов	4	
Способ подачи	Обратное распространение	
Количество поколений	200	
Точность	10^{-8}	
Выходная функция	Линейная функция	
Функция активации нейронов	Сигмовидная	
Разделение данных	Случайное	
Алгоритм обучения	Левенберга–Марквардта	
Производительность	Среднеквадратичная ошибка	

Таблица 2

Параметры искусственных нейронных сетей

Подсчитано, что сочетание нейронных сетей и генетических алгоритмов снижает вычислительные затраты на 60-80 %. Например, в аналогичном исследовании [10], использующем только генетический алгоритм, для достижения оптимального решения было смоделировано более 600 различных вариантов конфигураций. В то же время в настоящей работе количество моделирований, выполненных для нахождения оптимизированной формы, составляет 190.

Нейронные сети, используемые в данной работе, состоят из трех скрытых слоев, каждый из которых содержит четыре нейрона. Характеристики нейронной сети и метод обучения приведены в табл. 2.

1.3. Целевые функции

Поле течения в S-образном канале является довольно сложным и зависит от ряда факторов. Поэтому для оценки производительности S-образного воздуховода используется несколько параметров. Среди них в качестве основных выбраны потеря полного давления и искажение потока. В представленной здесь оптимизации для каждой из целевых функций учитывается один и тот же весовой коэффициент. Таким образом, весовой коэффициент каждой из целевых функций f_1 и f_2 равен 0,5.

Потеря полного давления

Потеря полного давления обусловлена фактическим поведением потока и особенно его отрывом. Коэффициент восстановления давления описывает потерю давления, которая рассчитывается с использованием усредненных значений массового расхода:

$$PR = \frac{P_{0,\text{out}}}{P_{0,\text{in}}},\tag{5}$$

где $P_{0,\text{out}}$ — среднее полное давление на выходе воздуховода (впуск двигателя), $P_{0,\text{in}}$ — полное давление на впускном участке воздуховода. Чтобы уменьшить потери давления в канале, коэффициент восстановления давления должен достигать максимально возможного значения. Исходя из того, что методы оптимизации предназначены для минимизации целевых функций, целевая функция должна быть определена следующим образом:

$$f_1 = 1 - \mathrm{PR}.\tag{6}$$

731



Рис. 4. Определение 60-градусных секторов.

Искажение потока

Искажение является второй целевой функцией. Минимизация этого параметра улучшает равномерность потока на входной поверхности компрессора. Для расчета искажения полного давления используется выражение

$$f_2 = \mathrm{DC}(60) = \frac{P_{0,\mathrm{out}} - P_{0,60}}{q_{\mathrm{out}}},\tag{7}$$

здесь $P_{0,60}$ — наихудшее возможное давление в сек-

торе 60 градусов в выходной плоскости [17], q_{out} — среднее динамическое давление. На рис. 4 показаны 60-градусные сектора, в которых рассчитывается DC(60).

1.4. Параметризация геометрических характеристик

Первый шаг в задаче оптимизации заключается в выборе проектных переменных. Модель описывается несколькими проектными параметрами. В первой оптимизации для определения формы воздуховода используются 12 параметров. Параметры 1–6 определяют координату у центральной линии S-образного воздуховода, 7–12 — соотношение площадей круглых сечений. Все круглые сечения предполагаются перпендикулярными осевой линии. На рис. 5 показаны контрольные точки, используемые для создания осевой линии воздуховода в первой оптимизации.

На втором шаге оптимизации изменяются координата осевой линии и соотношение площадей сечений воздуховодов, а также форма каждого сечения. В целях уменьшения занимаемого пространства и внешнего сопротивления предпочтительнее использовать суперэллиптические сечения вместо эллиптических профилей. Для задания сечения суперэллипса используется уравнение

$$\frac{y^{n}}{b^{n}} + \frac{z^{n}}{a^{n}} = 1.$$
(8)

Оно определяет замкнутую кривую, заключенную в прямоугольник со сторонами 2a и 2b. Параметры a и b называются полуосями кривой. Если значение степени n равно 2 и a = b, то уравнение (8) становится уравнением окружности. По мере увеличения величины n форма поперечного сечения удаляется от круга и приближается к прямоугольнику.

Данная геометрическая фигура известна как суперэллипс. На рисунке 6 показаны суперэллипсы для трех различных значений *n*.

Вместе с тем, для ускорения потока в местах с низким импульсом потока используется яйцевидный профиль для

Рис. 5. Контрольные точки, используемые для создания осевой линии воздуховода при первой оптимизации.





Рис. 6. Геометрия профилей в виде суперэллипса.

Рис. 7. Геометрия профилей яйцевидной формы.

преодоления неблагоприятного градиента давления. Для задания яйцевидной формы применяется уравнение

$$\frac{y^2}{b^2} + \frac{1+kz}{1-kz} + \frac{z^2}{a^2} = 1.$$
(9)

Форма профиля изменяется на величину коэффициента k. Если коэффициент k установлен равным нулю и a = b, то яйцевидная форма превращается в круг. На рис. 7 показаны примеры яйцевидных профилей.

Следующее уравнение получается путем обобщения уравнений для задания профилей в виде суперэллипса и яйцевидной формы и содержит свойства обоих профилей:

$$\frac{y^n}{b^n} \frac{1+kz}{1-kz} + \frac{z^n}{a^n} = 1.$$
 (10)

Уравнения (9) и (10) могут быть изменены для описания эллипса и круга с помощью определенных значений k, n, a и b. Плавно изменяя эти коэффициенты, можно переключаться с одного профиля на другой. В этой оптимизации используются 18 переменных для создания воздуховода, 4 переменные связаны с осевой линией координаты у сечений 2-5, 4 - c соотношением площадей сечений 2-5, и 10 переменных связаны с определением формы сечения (k и n в уравнении (10) для сечений 1-5). На рис. 8 показан образец S-образного воздуховода, сгенерированного комбинаторными сечениями и 18-ю параметрами.

1.5. Определение поля скорости течения

Поле течения моделируется с помощью пакета CFD конечного объема. Кроме того, используется неструктурированная сетка в сочетании с пограничным слоем (рис. 9).

Для снижения вычислительных затрат моделируется только половина воздуховода. Граничные условия показаны на рис. 9 и в табл. 3. В граничном

Рис. 8. S-образный воздуховод с комбинаторными сечениями и 18 параметрами.





Рис. 9. Представление сгенерированной сетки с граничными условиями в перспективе.

Таблица З

Граничные условия		
Значение	Местоположение	
Полное давление = 129,241 кПа		
Статическая температура = 268 К Вход канала		
Число Maxa = 0,6		
Статическое давление = 117,048 кПа	Выход канала	

условии зеркальной симметрии в канале используются нулевые градиенты по нормали к границе. Для входной границы задаются значения полного давления и температуры, а также направление потока. Статическое давление задается на границе выходного отверстия, другие свойства экстраполируются изнутри области. На границе стенки компоненты скорости устанавливаются равными нулю, а давление экстраполируется. Для определения температуры используется адиабатическое условие. Для эффектов турбулентности, основываясь на исследованиях [3–6, 10, 11, 14 и 16], применяется SST-модель переноса напряжения сдвига.

2. Результаты для базовой конфигурации

Перед процедурой оптимизации необходимо обеспечить точность результатов CFD и их независимость от сетки. Исходя из этого, сначала исследуется значение y^+ на стенках, потом проверяется сеточная сходимость, и затем валидируется решатель.

2.1. Исследование y^+

Чтобы проиллюстрировать поведение пограничного слоя, необходимо контролировать высоту ячеек, примыкающих к первой стенке. С этой целью используется модель турбулентности k- ω SST. Соответствующий y^+ для этой модели турбулентности близок к 1. Высота первой ячейки пограничного слоя регулируется таким образом, чтобы значение y^+ находилось в заданном диапазоне. Для сгенерированной сетки среднее значение y^+ на стенках равно 0,8. На рис. 10 значение y^+ нанесено на две линии: 0 и 180°.



Рис. 10. Значение y^+ на двух линиях с углами 0 и 180 градусов.

2.2. Исследование сетки

Процедура проверки независимости решения от сетки необходима для того, чтобы убедиться, что полученные численные результаты не зависят от ее разрешения. Так, на рис. 11 показаны массовый расход на входе и число Маха на выходной плоскости воздуховода для пяти размеров сетки. В табл. 4 приведены данные для оценки разницы в параметрах производительности при различных размерах сеток и сравнения с самой детальной сеткой.

Основываясь на результатах, можно сделать вывод, что сетка с 800 000 элементами может быть использована для CFD-моделирования и результаты не будут изменяться при ее измельчении.



Рис. 11. Исследование сетки для числа Маха на выходе воздуховода (1) и массового расхода на входе (2).

Сравнение результатов различных сеток

Таблица 4

Полное давление на выходе из канала, кПа (отличие от самой детальной сетки)	Число Маха на выходе из канала (отличие от самой детальной сетки)	Массовый расход на входе в канал, кг/с (отличие от самой детальной сетки)	Число элементов сетки
128,099 (0,03 %)	0,3577 (0,16 %)	4,235 (0,17 %)	285000
128,107 (0,02 %)	0,3578 (0,14 %)	4,236 (0,13 %)	350000
128,114 (0,01 %)	0,3580 (0,08 %)	4,238 (0,10 %)	450000
128,099 (0,03 %)	0,3577 (0,16 %)	4,235 (0,17 %)	285000
128,127 (0,005 %)	0,3582 (0,03 %)	4,241 (0,03 %)	800000
128,134 (0 %)	0,3583 (0 %)	4,242 (0 %)	1400000





2.3. Валидация

Для валидации следует сравнить полученные результаты численного анализа с существующими экспериментальными данными. Воздуховод, рассмотрен-

ный в работе [2], из-за доступности экспериментальных данных выбран в качестве базовой геометрии. На рис. 12 показано изменение коэффициента давления вдоль канала для трех периферийных положений: 10, 90 и 170 градусов.

Следует отметить, что *C_p* является безразмерным коэффициентом давления, который определяется уравнением

$$C_{p} = \frac{P - P_{cl}}{P_{0,cl} - P_{cl}},$$
(11)

 $P_{\rm cl}$ и $P_{0,\rm cl}$ представляют собой соответственно статическое и полное давления в центральной точке входной плоскости. Если проектировщик использует высокоточные методы, то точность проектирования повышается, однако вычислительные затраты при этом увеличиваются.

3. Результаты оптимизации

В следующих разделах для геометрических условий, описанных в работе [2], выполняются две различные оптимизации с разными условиями.

3.1. Оптимизация путем изменения соотношения площадей сечений и координат осевой линии

При такой оптимизации вход и выход воздуховода остаются постоянными и изменяется только соотношение площадей сечений и осевая линия *у*-координаты. Количество СFD-моделирований, выполненных для поиска оптимизированной формы, составляет 190. В табл. 5 результаты оптимизированной конфигурации сравниваются с базовой. Как видно, первая целевая функция (потеря полного давления) и вторая функция (искажение) улучшены на 32,5 и 35,8 % соответственно.

На рис. 13 показаны контуры скорости в плоскости симметрии воздуховода в оптимизированном и базовом случаях. Как видно из первой оптимизации, область отрыва потока после первого изгиба устранена, что значительно снижает потерю полного давления и искажение потока на входе в двигатель. Оптимизированная форма приводит

Целевые функции	Базовая геометрия	Первая оптимизация	Улучшение
$f_1 = (1 - \mathbf{PR})$	0,87 %	0,59 %	32,5 %
$f_2 = \mathrm{DC}(60)$	0,107	0,0685	35,8 %

Таблица 5 Сравнение результатов базовой и первой оптимизированной геометрий



Рис. 13. Сравнение контуров величины скорости в плоскости симметрии в базовой и оптимизированных геометриях.

Рис. 14. Границы верхней и нижней линий воздуховода на плоскости симметрии.

базовая геометрия, 2 — первая оптимизация,
 3 — вторая оптимизация.

к значительному увеличению площади в первой части воздуховода, а после этого площадь остается почти постоянной. За этими изменениями следует умень-



шение потери полного давления и большая равномерность потока.

На рис. 14 для наглядности сравнения оптимизированной и базовой конфигураций представлены границы верхней и нижней линий воздуховодов на плоскости симметрии. На рис. 15 показаны контуры потерь полного давления в выходной плоскости воздуховода для этих двух случаев. Видно, что в первом из них толщина слоя с низким импульсом уменьшается, а однородность потока улучшается.



Рис. 15. Сравнение контуров полного давления в выходной плоскости в базовой и оптимизированных геометриях.

1 — базовая геометрия, 2 — первая оптимизация, 3 — вторая оптимизация.



Рис. 16. Линии тока для оптимизированной геометрии.

Таблица б Сравнение результатов базовой и второй оптимизированной геометрий

Целевая функция	Базовая геометрия	Вторая оптимизация	Улучшение
$f_1 = (1 - \mathbf{PR})$	0,87 %	0,56 %	35,7 %
$f_2 = \mathrm{DC}(60)$	0,107	0,065	39,2 %

На рис. 16 приведены линии тока для оптимизированной формы. Видно, что поток проходит по каналу плавно и покидает канал без каких-либо отрывов или завихрений.

3.2. Оптимизация путем изменения формы сечения

Во второй оптимизации в дополнение к координатам у осевой линии и соотношению площадей сечений изменяется форма каждого сечения. Рассматриваются круглые, суперэллиптические и яйцевидные сечения. Основной причиной использования воздуховодов с различными профилями сечений является необходимость ускорения потока в местах с низким импульсом потока для преодоления неблагоприятного градиента давления и предотвращения отрыва потока. В табл. 6 приведены результаты оптимизации. Как видно, потеря полного давления и искажение улучшаются на 35,7 и 39,2 % соответственно.

На рис. 13 показаны контуры скорости в плоскости симметрии воздуховода в оптимизированном и базовом вариантах. Как можно видеть, область отрыва значительно уменьшилась после первого изгиба с использованием сечения яйцевидной формы из-за ускорения потока.

На рис. 15 показаны контуры потерь полного давления в выходной плоскости воздуховода в оптимизированной и базовой геометриях. Несмотря на то, что на некоторых участках выходной плоскости воздуховода наблюдается небольшая неравномерность, на выходном сечении воздуховода толщина слоя с низким импульсом заметно уменьшилась. За счет уменьшения толщины пограничного слоя увеличивается полезное попереч-



ное сечение канала. Причиной локальных неоднородностей является яйцевидный профиль после первого изгиба. На рис. 8 приведен общий вид оптимизированного воздуховода, а на рис. 17 показаны поперечные сечения оптимизированного и базового состояний.

Рис. 17. Сравнение поперечных сечений оптимизированной (1) и базовой (2) геометрий.

Заключение

В представленном исследовании для оптимизации S-образного воздуховода использовался генетический алгоритм. Для сокращения времени вычислений генетический алгоритм был объединен с искусственными нейронными сетями. Цель оптимизации заключалась в оптимизации минимизации потери полного давления и искажения потока в выходной плоскости воздуховода. В работе выполнены две оптимизации с различными параметрами проектирования. В первой оптимизации вход и выход воздуховода считались постоянными и менялось только соотношение площадей сечений и осевые координаты у воздуховода. Эта оптимизация привела к улучшению значений потерь полного давления и искажения на 32,5 и 35,8 % соответственно. Во второй оптимизации изменялись и соотношение площадей сечений, и осевые координаты, а также формы сечений воздуховода. В результате потеря полного давления и искажение потока были снижены на 35,7 и 39,2 % соответственно.

Обозначения

Греческие символы		
DC — коэффициент искажения, M — число Маха,	<i>r</i> — радиус, м.	
<i>C_p</i> — коэффициент полного давления,	PR — коэффициент восстановления давления.	
A — площадь, м ² ,	<i>P</i> — давление, Па,	

 θ — угол, градус.

Индексы

0 — общие условия, cl — центральная линия, in — на входе, out — на выходе.

Список литературы

- 1. Saneinejad M., Nili-Ahmadabadi M. Investigating the performance of classical methods for improving flow quality inside an S-shape air inlet using numerical solution // 6th Iranian Aerospace Society Conf. 2006.
- Wellborn S., Relichert B., Okiishi T. An experimental investigation of the flow in a diffusing S-duct // 28th Joint Propulsion Conf. and Exhibit. 1992. AIAA Paper. No. 92–3622.
- **3. Xiao Q., Tsai M.H.** Computation of transonic diffuser flows by a lagged *k-ω* turbulence model // J. Propulsion and Power. 2003. Vol. 19. P. 473–483.
- Gerolymos G.A., Joly S., Malle M., Vallet I. Reynolds-stress model flow prediction in aircraft engine intake double-S-shaped duct // J. Aircraft. 2010. Vol. 47. P. 1368–1381.
- Lee B.J., Kim C. Automated design methodology of turbulent internal flow using discrete adjoint formulation // Aerospace Sci. and Technology. 2007. Vol. 11, Iss. 2–3. P. 163–173.
- Fiola C., Agarwal R.K. Simulation of secondary and separated flow in a diffusing S-duct // 52nd Aerospace Sci. Meeting. 2014. AIAA Paper. No. 2014–0561.
- Manca E. Unsteady aerodynamic investigation of the flow within an optimized S-duct intake // MSc Thesis. Cranfield: Cranfield University, 2016.
- Ghosh S., Pratihar D., Maiti K., Das P.K. An evolutionary optimization of diffuser shapes based on CFD simulations // Int. J. Numer. Meth. Fluids. 2010. Vol. 63. P. 1147–1166.
- 9. Furlan F., Chiereghin N., Kipouros T., Benini E., Savill M. Computational design of S-duct intakes for distributed propulsion // Aircraft Engng and Aerospace Technology: An Intern. J. 2014. Vol. 86, Iss. 6. P. 473–477.
- Rigobello A. A multi-objective shape optimization of an S-duct intake through NSGA-II genetic algorithm // MSc Thesis. Padova: University of Padova, 2016. 105 p.
- 11. Zeng L., Pan D., Ye S. A fast multi-objective optimization approach to S-duct scoop inlets design with both inflow and outflow // Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers. Part G. J. Aerosp. Engng. 2018. Vol. 233. P. 3381–3394.
- Madadi A., Kermani M., Nili-Ahmadabadi M. Aerodynamic design of S-shaped diffusers using ball–spine inverse design method // J. Engng for Gas Turbines and Power. 2014. Vol. 136, Iss. 12. P. 122606-1–122606-8.

- 13. Chiereghin N., Guglielmi L., Savill A.M., Kipouros T., Manca E., Rigobello A., Barison M., Benini E. Shape optimization of a curved duct with free form deformations // 23rd AIAA Computational Fluid Dynamics Conf. 2017. P. 4114.
- Immonen E. Shape optimization of annular S-ducts by CFD and high-order polynomial response surfaces // Engng Computations. 2018. Vol. 35, Iss. 2. P. 932–954.
- 15. Gan W., Zhang X. Design optimization of a three-dimensional diffusing S-duct using a modified SST turbulent model // Aerospace Sci. and Technology. 2017. Vol. 63. P. 63–72.
- 16. Sadatpour S., Madadi A. Optimization of S-shaped inlet diffuser; improvement of total pressure loss and flow uniformity // Amirkabir J. Mechanical Engng. 2019. Vol. 52, Iss. 11. P. 2.
- 17. Seddon J., Goldsmith E.L. Intake aerodynamics: an account of the mechanics of flow in and around the air intakes of turbine-engined and ramjet aircraft and missiles. London: Collins, 1985. 442 p.

Статья поступила в редакцию 23 марта 2021 г.,

после доработки — 24 июля 2021 г.,

принята к публикации 30 июля 2021 г.,

после дополнительной доработки — 17 января 2022 г.