

УДК 621.438; 621.452.3.034.02.

ТЕХНОЛОГИЯ “БОГАТОЕ” ГОРЕНИЕ – РЕЗКОЕ РАЗБАВЛЕНИЕ – “БЕДНОЕ” ГОРЕНИЕ (RQQL) ДЛЯ АВИАЦИОННОГО ГТД, РАБОТАЮЩЕГО НА СЖИЖЕННОМ ПРИРОДНОМ ГАЗЕ

© 2002 А. А. Иноземцев, В. В. Токарев

ОАО «Авиадвигатель», г. Пермь

В работе сообщаются некоторые результаты НИОКР ОАО «Авиадвигатель» (г.Пермь) по освоению технологии малоэмиссионного горения RQQL («богатое» горение - резкое разбавление – «бедное» горение) применительно к камере сгорания ГТД ПС-90А. Приведены данные по эмиссии NO_x и CO для камер, работающих на авиационном керосине и сжиженном природном газе. В частности отмечается, что использование технологии RQQL - горения позволяет снизить эмиссию NO_x в 4-5 раз по сравнению с существующей камерой сгорания ПС-90А. Отмечаются некоторые проблемы по обеспечению надежного запуска и устойчивого горения камеры сгорания типа RQQL при использовании в качестве топлива природного газа.

1. Введение

Экономической и экологической альтернативой керосину в авиации рассматривается жидкий метан [1, 2]. В России в начале 70-х годов АНТК им. Туполева и СНТК «Двигатели НК» по правительственной программе «Холод» развернули работы по созданию научно-технического задела по применению в авиации жидкого водорода (LH_2) и метана (LCH_4). Были созданы и начаты испытания летающих лабораторий ТУ-155 с водородным двигателем НК-88 и ТУ-156 с двигателем НК-89 на метане. Общие направления работ в создании криогенного двигателя для новых видов топлива LH_2 и LCH_4 , и в том числе по камере сгорания, сформулированы в статье [3]. Проблемы перевода двигателя НК-8-2У (ТУ-154) с керосина на LH_2 и LCH_4 , обусловленные организацией их сжигания, решались применительно к многофорсуночной камере сгорания [4].

В ОАО «Авиадвигатель» по «Программе создания малоэмиссионных камер сгорания большого ресурса для авиационных и стационарных газотурбинных двигателей» ведутся исследования технологии чистого горения, способной в криогенном ГТД ПС-90А уменьшить эмиссию NO_x в «n» раз. Криогенный двигатель ПС-90А в программе применения сжиженного природного газа (метана) в авиации предполагается использовать на самолетах ТУ-204СПГ и ТУ-330СПГ [5].

2. Выбор технологий чистого горения для криогенного ГТД

В данной статье рассматриваются некоторые результаты работ по чистой технологии сжигания природного газа. Первый этап работ состоит из анализа технологий чистого горения, которые могут быть применены для организации горения метана, выбора технологии и исследования её экологических, параметрических и эксплуатационных характеристик. Выбранная технология чистого горения в сочетании с конструкцией камеры сгорания должна оптимально согласовывать параметрические, экологические, эксплуатационные и другие характеристики системы «камера сгорания – двигатель». Выбор технологии чистого горения в значительной степени определяет будущие нормы на эмиссию окислов азота.

ОАО «Авиадвигатель» с 1995 года исследует и применяет технологию RQQL в стационарных ГТД ($\pi_k = 16...28$), работающих на природном газе.

Анализ проблем применения в авиационном ГТД технологий LPP, LDI и RQQL показывает предпочтительность RQQL. Выбор ОАО «Авиадвигатель» технологии RQQL для криогенного ГТД базируется на достигнутых результатах уменьшения эмиссии NO_x и CO при сжигании природного газа в стационарных двигателях семейства «ПС» и той надёж-

ности функционирования системы «двигатель – камера сгорания *RQQL*», которую семь лет демонстрируют двигатели «ПС» в эксплуатации на трассах Газпрома.

В технологии «богатое» горение – резкое разбавление – «бедное» горение процесс горения осуществляется в трёх последовательных стадиях. Вначале формируется горение «богатой» топливоздушной смеси с $\alpha = 0,5 \dots 0,7$, низкой температурой $T_r^* \leq 2000$ К и при отсутствии свободного кислорода. Затем следует стадия резкого смешения продуктов неполного сгорания метана в «богатой» зоне (CO, CO_2, H_2, HO_2) с большим количеством ($\approx 70\%$) холодного воздуха. Одновременно происходит их охлаждение. В ней осуществляется быстрый ($\tau = 1 \dots 2$ мс) переход через стехиометрию из «богатой» топливоздушной смеси ($\alpha = 0,5 \dots 0,7$) в «бедную» ($\alpha > 2,4$). Последняя стадия – горение «бедной» смеси (CO, H_2) + (O_2, N_2). Эмиссия NO_x на выходе из камеры сгорания есть сумма различных концентраций NO_x , образующихся в каждой зоне горения. Наибольшая концентрация NO_x образуется в зоне резкого разбавления (*QQ*).

3. *RQQL* уменьшает эмиссию NO_x ПС-90А (*LCH₄*)

Исследовательские и доводочные работы (НИОКР) камер с технологией *RQQL* в ОАО «Авиадвигатель» ведутся на специальной установке с параметрами воздуха в камере сгорания $P^* = 16$ кг/см² и $T^* = 700$ К. В экспериментах исследуются закономерности горения по технологии *RQQL* при изменении конфигурации камеры сгорания в зонах «богатого» горения и резкого разбавления и влияние режимных параметров работы камеры сгорания P^*, T^* . Выявляются проблемы горения и исследуются пути их решения. В частности, решена проблема образования и отложения углерода на поверхности жаровой трубы – основная проблема на пути сжигания керосина по технологии *RQQL*.

Исследовательский этап создания камеры сгорания для криогенного двигателя (*LCH₄*) использует результаты работ с технологией *RQQL* в стационарных ГТД. В первую очередь это относится к проблемам функциональной и ресурсной надежности камер сгорания с технологией *RQQL*. Информация о физической природе проблем формирует-

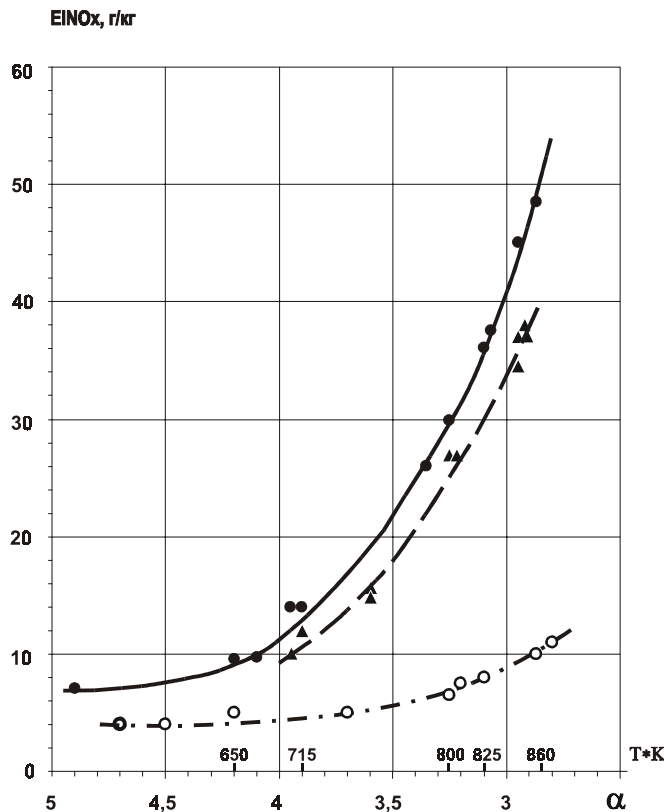


Рис. 1. Индексы эмиссии NO_x
 $EINO_x = f(\alpha, T_r)$ ПС-90А
 при работе на керосине и природном газе:

- - керосин,
- ▲ - природный газ,
- - природный газ, камера сгорания *RQQL*

ся из результатов работ на установке, газогенераторах и из данных эксплуатации ГТУ-12П и ГТУ 16П в направлениях:

- розжиг камеры и запуск ГТД в диапазоне атмосферных температур от -40 до +35 °С;
- устойчивость горения к срыву пламени и вибрационному горению;
- тепловое состояние жаровых труб;
- качество температурного поля на выходе из камеры сгорания по состоянию турбины при наработке ГТД 5 000...27 000 часов и т. д.

Информация о характеристиках камеры сгорания с технологией горения *RQQL* стационарных ГТД (ГТУ-12П и ГТУ-16П) приводится в ряде публикаций ОАО «Авиадвигатель» [6].

Организация работ по двойному применению технологии позволяет осуществить процедуру накопления и переноса технологий, заключающуюся в использовании проверенных конструкций стационарных авиационных ГТД. В результате работ над камерой сгорания для стационарных ГТД, которые являются производными ПС-90А, был создан вариант камеры сгорания [7], рассматриваемый как базовый для выхода на малоэмиссионную камеру сгорания криогенного двигателя ПС-90А. Камера сгорания испы-

тывается с определением эмиссионных, ресурсных и функциональных характеристик в широком диапазоне параметров работ камеры сгорания: $P^* = 10...28$ кг/см², $T^* = 600...780$ К и $\alpha = 8,5...2,8$. Концентрации NO_x измерялись хемилюминесцентным анализатором; CO , CO_2 – анализатором инфракрасного излучения. На рис. 1 в координатах $EI_{NO_x} = f(\alpha, T^*)$ показаны индексы эмиссий NO_x камеры сгорания ПС-90А при сжигании керосина и природного газа по традиционной технологии горения и по технологии *RQQL*. Из графика следует, что технология *RQQL* на максимальном режиме уменьшила индекс NO_x по сравнению с традиционной технологией горения: керосина в 5 раз, природного газа в 4 раза. Параметр эмиссии NO_x двигателя ПС-90А уменьшился с 64 г/кН (топливо - керосин) до 12,8 г/кН с камерой сгорания *RQQL* (топливо - природный газ). Сравнение достигнутого значения эмиссии NO_x в гипотетической камере для криогенного (LCH_4) двигателя ПС-90АСПГ с прогнозируемыми эмиссиями новых технологий горения приводится на рис. 2. Обращает на себя внимание слабая зависимость характеристик камеры сгорания *RQQL* от α (T) в отличие от характеристики камеры сгорания с традиционной технологией горения. Такой

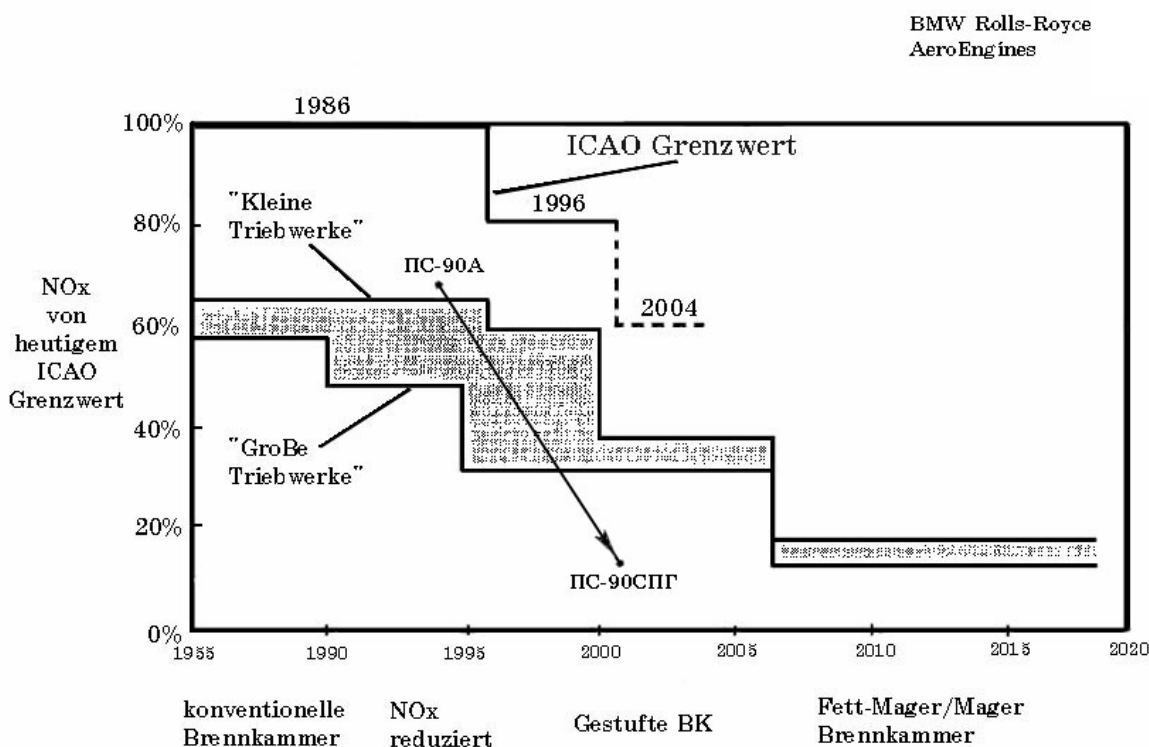


Рис. 2. Возможности уменьшения NO_x новых технологий горения

характер протекания индекса NO_x благоприятен для выполнения нового требования – достижения индекса $NO_x = 5$ г/кг на крейсерском режиме работы ГТД (рис. 3).

Индекс эмиссии CO по режиму (α) работы камеры сгорания представлен на рис. 4. На графике показаны индексы эмиссии CO авиационного двигателя ПС-90А (керосин) и индексы CO двух вариантов камер сгорания $RQQL$, испытанных в составе ГТУ-25П (природный газ). Индексы CO показаны на режимах вблизи малого газа. Применение в камере сгорания $RQQL$ процесса резкого разбавления большим количеством холодного воздуха продуктов неполного сгорания (CO, H_2) из зоны «богатого» горения может на некоторых режимах работы камеры заморозить реакцию $CO+OH \rightarrow CO_2+H$ и вызвать недопустимо большую эмиссию CO . Для процесса окисления CO в CO_2 важно не допустить выхода метана в зону «бедного» горения. Метан тормозит окисление CO [8]. Требуется организация «богатого» горения метана, обеспечивающая его разложение. Это представляет ещё одну проблему – минимизацию эмиссии CO на режимах взлетно-посадочного цикла ГТД, и особенно в режиме малого газа. Влияние организации процесса разбавления «богатой» смеси чистым воздухом на концентрации NO_x и CO показано в работе [6].

Метан по сравнению с керосином обладает рядом свойств, неблагоприятных для

организации его сжигания в камере сгорания. К ним относятся: высокая температура зажигания – 923...973 К – по сравнению с температурой 708 К для керосина, низкая скорость горения и узкие концентрационные пределы $\alpha = 0,8...1,7$ воспламенения. Всё это создаёт ситуации неустойчивости горения, повышенной эмиссии CO и может стать проблематичным при организации горения по технологии $RQQL$. Индекс эмиссии CO по режиму (T_k) работы камеры сгорания представлен на рис. 5. На некоторых эксплуатационных режимах ГТД новой проблемой в создании камеры сгорания $RQQL$ для метана является количество топливных коллекторов, необходимых для управления горением. Здесь возникает вопрос: каким количеством топливных коллекторов можно обеспечить процессы розжига, запуска двигателя и его работу в требуемом диапазоне составов смеси на стационарных и переходных режимах и особенно при резком дросселировании тяги двигателя. Работа камеры сгорания $RQQL$ по перечисленным проблемам исследуется в процессе доводки камер сгорания стационарных ГТД.

Эксперименты показали, что процесс горения $RQQL$ устойчив к срывам пламени и вибрационному горению при подаче топлива через один топливный коллектор в проверенном диапазоне $\alpha = 8,5...2,8$ с неоднократным выходом на $\alpha = 2,3$. Исследования по данной проблеме продолжаются.

На режимах двигателя $T^* = 700...780$ К и $P = 16...28$ кг/см² проведено измерение температуры стенки жаровых труб термоиндикаторной краской $TP-8$ (Англия), поля температур газа за камерой сгорания 259 термомпарами, расположенными на лопатках первого соплового аппарата.

Использование результатов работ с технологией $RQQL$ в камерах сгорания стационарных ГТД для создания камеры авиационного двигателя наряду с выполнением НИОКР позволяет осуществить и процедуру «готовности технологии», что обеспечивает всестороннюю оценку конструкции камеры сгорания с новой технологией чистого горения до начала проектирования криогенного двигателя.

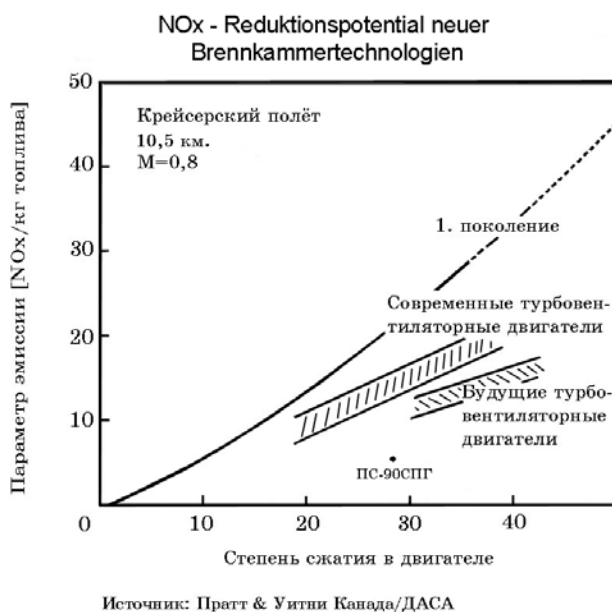


Рис. 3. Эмиссия NO_x на крейсерском режиме полета

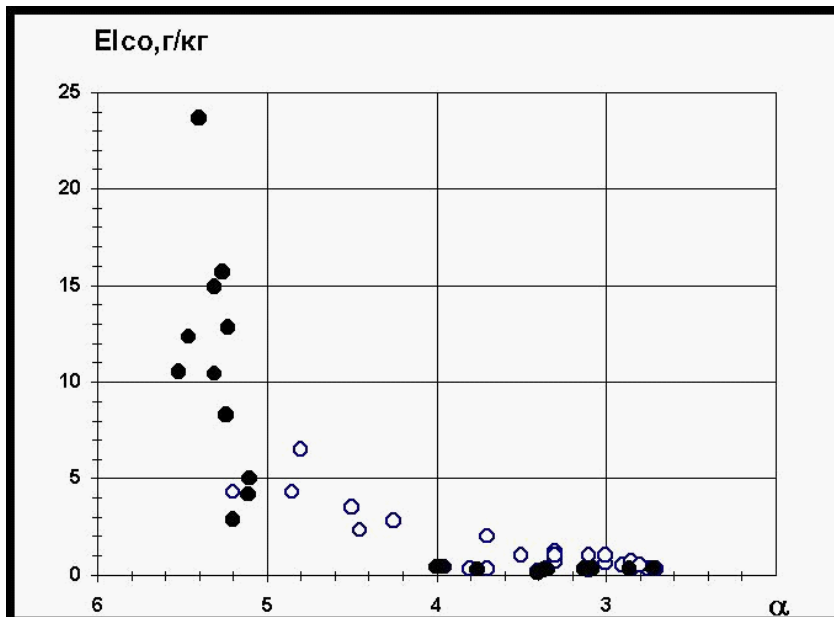


Рис. 4. Индексы эмиссии CO $EI_{CO} = f(\alpha)$ ПС-90А при работе на керосине и природном газе (обозначения как на рис. 1)

4. Выводы

4.1. Первый этап НИОКР создания камеры сгорания для криогенного двигателя ПС-90А подтвердил целесообразность использования технологии горения RQQL для получения эмиссии NO_x , соответствующей далеким перспективным нормам при одновременном выполнении норм на эмиссию CO. Эксплуатация стационарных двигателей семейства «ПС» ГТУ-12П и ГТУ-16П демонстрирует эксплуатационную надежность системы «камера сгорания – двигатель».

4.2. Последующие этапы НИОКР по камере сгорания для криогенного двигателя планируют продолжение исследований технологии RQQL по эмиссии NO_x и CO, настройку технологии RQQL для оптимизации эмиссии NO_x в условиях крейсерского полета (будущее требование ИКАО), исследование устойчивости горения для определения числа топливных коллекторов, совершенствование ресурсных характеристик камеры сгорания – температурного режима стенок жаровых труб и температурной неравномерности в потоке газа на входе в турбину.

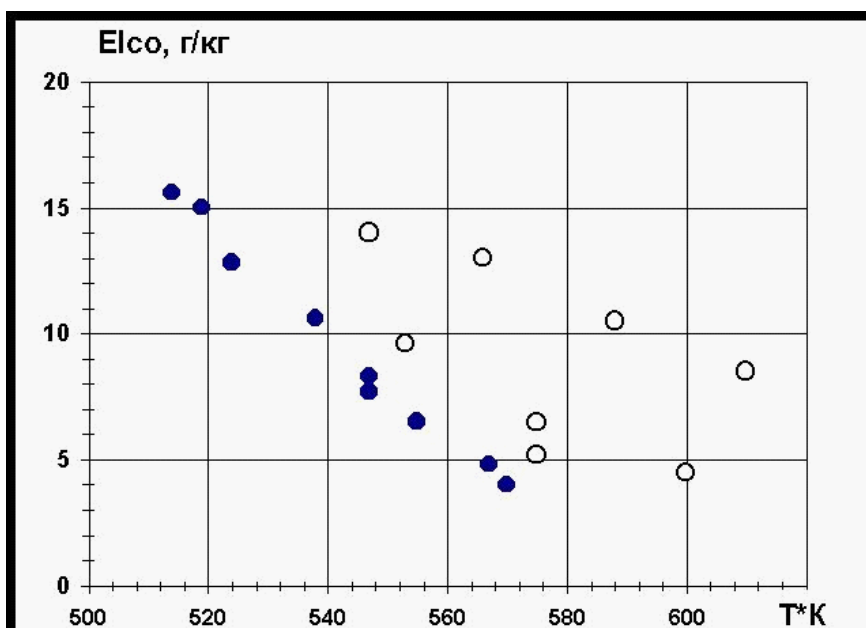


Рис. 5. Индексы эмиссии CO $EI_{CO} = f(T)$ ПС-90А при работе на керосине и природном газе (обозначения как на рис. 1)

Список литературы

1. Sossounov V. and Orlov V. Experimental Turbofan Using Liquid Hydrogen and Liquid Natural Gas as a Fuel. AIAA/ASME/ASSEE 26 th, Joint Propulsion Conference, Orlando. Ft. July 1990.
2. Walther R. Moglicher Einsatz Alternativer Brennstoffe in der Luftfahrt Potential Use CIVIL Aviation. MTU FOCUS 2/1992.
3. Гриценко Е. А., Орлов В. Н. Криогенные двигатели из Самары // Двигатель № 2(8), март-апрель 2000 г.
4. Орлов В. Н., Спивак Ю. В., Токарев В. В. Экологические характеристики двигателей «НК» при работе на водороде и углеводородных топливах (керосин, метан) // Объединенная конференция «Снижение выбросов окислов азота при сжигании жидких и газообразных топлив в энергетике и транспорте». ЦИАМ ВТИ, 1989 г.
5. Туполев А. А. Авиационная Криогенная Программа. Пресс-релиз, апрель 1996 г., г. Москва.
6. Иноземцев А. А., Токарев В. В. и др. Камера сгорания газовой турбины. Заявка № 2001112041 от 3 мая 2001 г.
7. Иноземцев А. А., Токарев В. В. Технология малоэмиссионного горения RQQL как направление решения функциональных проблем стационарного газотурбинного двигателя // Вестник СГАУ. Сер.: Процессы горения, теплообмена и экология тепловых двигателей. Вып. 4, Самарский государственный аэрокосмический университет, Самара, 2000.
8. Щетинков Е. С. Физика горения газов. М.: Наука, 1965.

“RICH BURN - QUICK QUENCH - LEAN BURN” TECHNOLOGY (RQQL) FOR AVIATION GAS TURBINE ENGINE WORKING ON LIQUID NATURAL GAS

© 2002 A. A. Inozemtsev, V. V. Tokarev

Corporation «Aircraft Engine», Perm

The paper reports some results of Research and Development Department of the Joint-Stock Company «Aviadvigatel» (the city of Perm) as to the mastering of *RQQL* low-emission burning (Rich Burn-Quick Quench-Lean Burn) as applied to the gas turbine engine PS-90A combustion chamber. Data on NO_x and CO emission for combustion chambers operating on aviation kerosene and liquid natural gas are presented. It is noted, in particular, that using *RQQL* burning technology makes it possible to obtain 4- or 5-fold NO_x emission decrease as compared to the existing PS-90A combustion chamber. The paper also notes some problems concerning reliable start and steady burning in the *RQQL*-type combustion chamber when using natural gas as fuel.